

**FACULTAD DE INGENIERIA U.N.A.M.
DIVISION DE EDUCACION CONTINUA**

**XXV CURSO INTERNACIONAL DE
INGENIERIA DE AEROPUERTOS
25 de agosto al 24 de octubre**

= Demanda de Tránsito Aéreo =

Ing. Matías López Jiménez

**Palacio de Minería
1997**

**PROGRAMA PARA EL CONCURSO INTERNACIONAL DE
INGENIERIA DE AEROPUERTOS**

- 1.- SISTEMA AEROPORTUARIO**
- 2.- COMPONENTES DEL SISTEMA**
- 3.- ELEMENTOS CONSTITUTIVOS DE UN AEROPUERTO**
- 4.- MAPA QUE FORMA LA RED AEROPORTUARIA NACIONAL**
- 5.- ANALISIS TEORICO DE LA DEMANDA ANUAL DE PASAJEROS
OPERACIONES Y CARGA.**
- 6.- ESPERIMENTO ESTADISTICO EN LOS AEROPUERTOS QUE -
FORMAN LA RED NACIONAL (AFOROS)**
- 7.- MODELOS PARA LA DEMANDA HORARIA DE OPERACIONES,
PASAJEROS Y POSICIONES SIMULTANEAS DE AVIONES
EN PLATAFORMA.**
- 8.- APLICACION DE LOS MODELOS MATETMATICOS EN LA -
PLANIFICACION DE LOS ELEMENTOS QUE FORMAN EL
SISTEMA AEROPORTUARIO.**

1 . SISTEMA AEROPORTUARIO

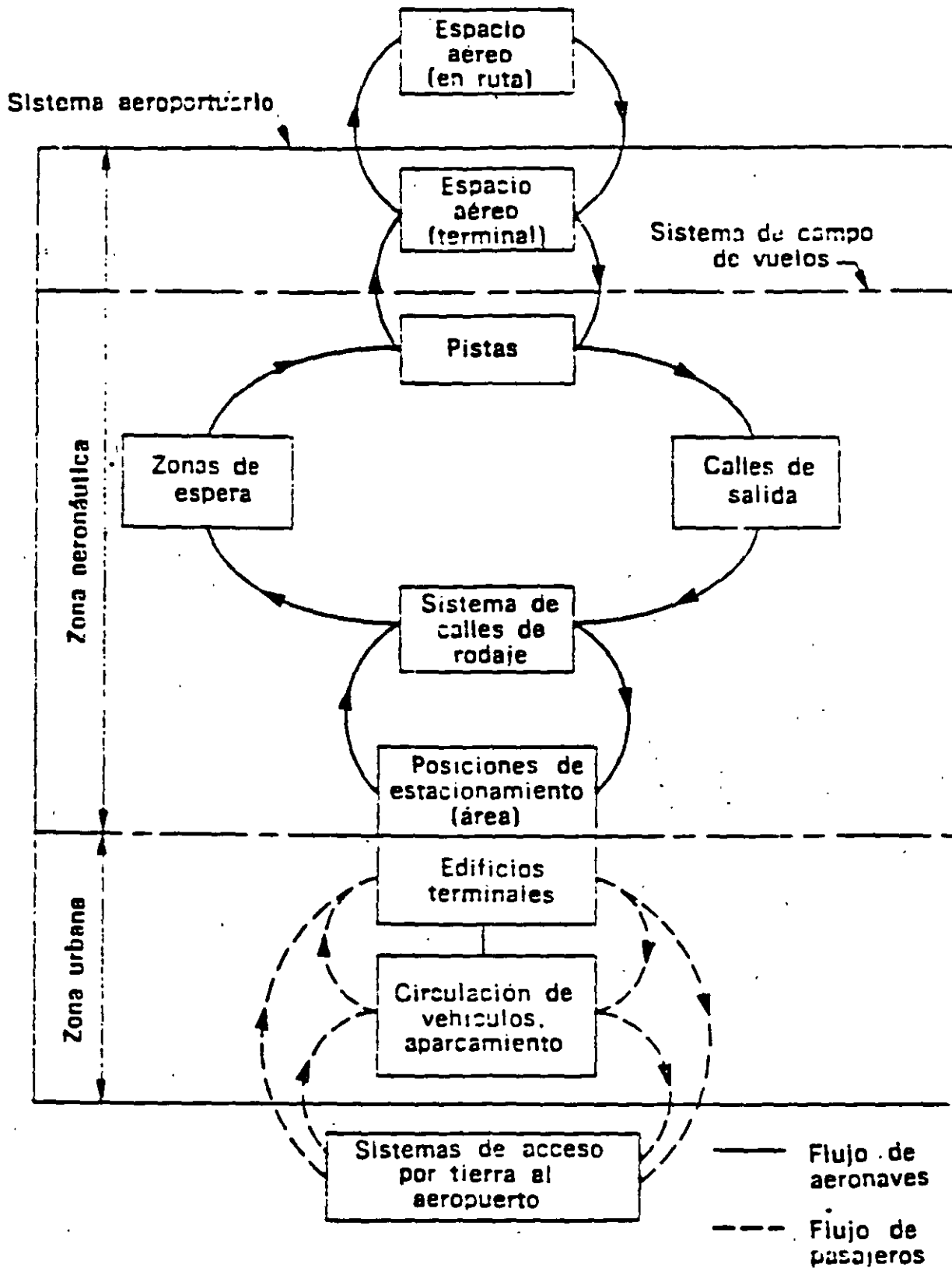


FIG. 6-1

El sistema aeroportuario.

2. COMPONENTES DEL SISTEMA

"PLANIFICACION DE AEROPUERTOS"

SISTEMA AEROPORTUARIO.

SE LLAMA SISTEMA AL CONJUNTO ORDENADO DE ELEMENTOS ENLAZADOS ENTRE SI, QUE ACTUAN COORDINADAMENTE PARA CONSEGUIR UN FIN.

EL AEROPUERTO ES LA PARTE ESENCIAL DEL SISTEMA DE TRANSPORTE AEREO, SE CONSIDERA COMO EL LUGAR FISICO EN EL CUAL SE REALIZA LA TRANSFERENCIA DE UN MODO DE TRANSPORTE TERRESTRE Y ES EL PUNTO DE INTERACCION DE LOS TRES MAXIMOS COMPONENTES DEL SISTEMA QUE SON:

- 1.- EL AEROPUERTO
- 2.- LAS AEROLINEAS
- 3.- LOS USUARIOS

LA PLANIFICACION DE UN AEROPUERTO SE BASA EN UNA MULTITUD DE PROCEDIMIENTOS Y CRITERIOS PARA EVALUAR LAS NECESIDADES, ORDENANDO PRIORIDADES Y ALTERNATIVAS PARA JUSTIFICAR LAS SELECCIONES.

3. ELEMENTOS CONSTITUTIVOS DE UN AEROPUERTO

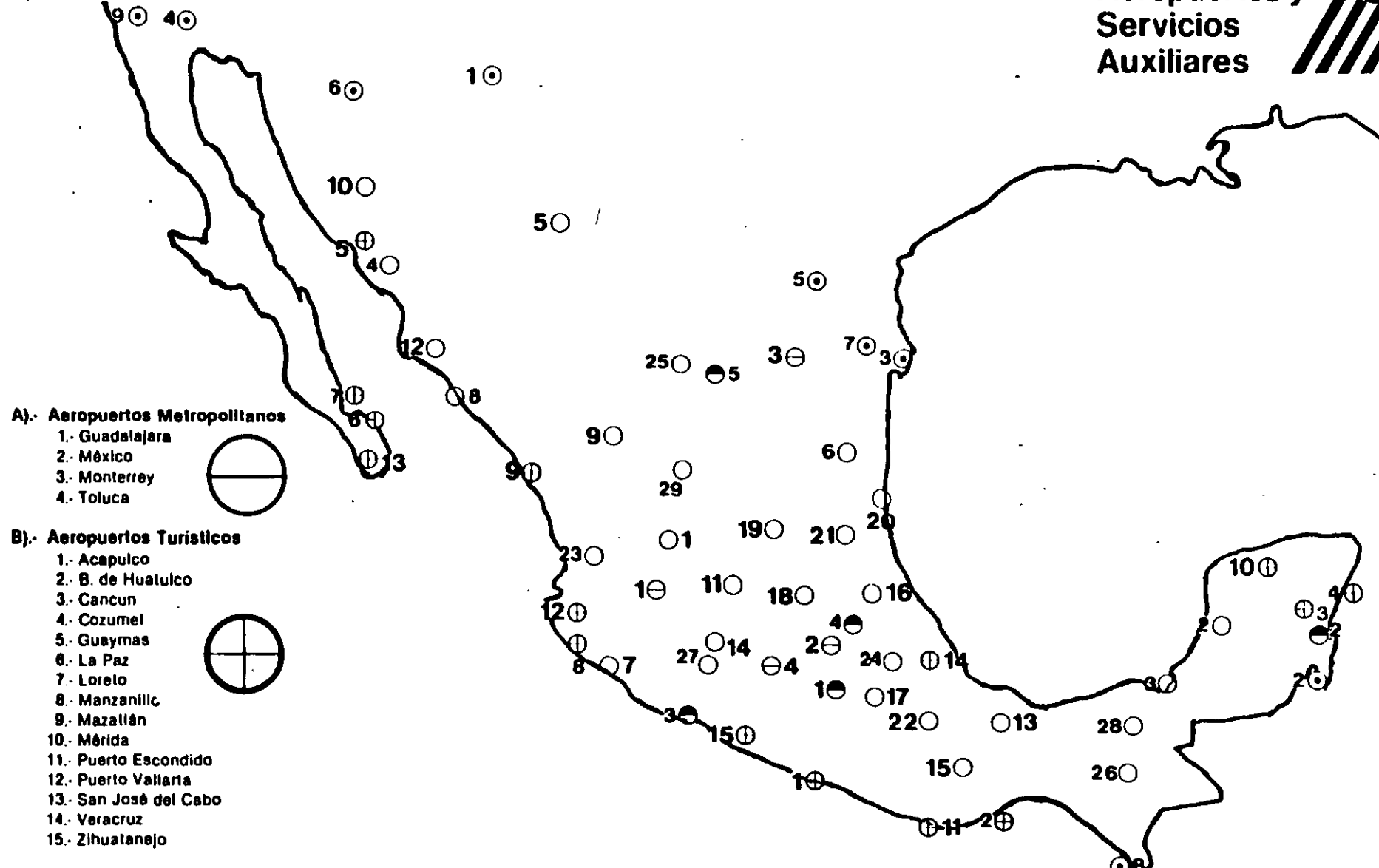
ELEMENTOS CONSTITUTIVOS DE UN AEROPUERTO

1. Espacio Aéreo.
2. Terreno disponible para el aeropuerto (sitio).
3. Pistas *
4. Rodajes *
5. Plataforma de operaciones. *
 - Para aviación comercial.
 - Para aviación general.
 - Para aviación de carga.
6. Edificio terminal *
 - Para pasajeros comerciales.
 - Para pasajeros aviación general.
 - Para movimiento de carga.
7. Torre de control.
8. Edificio anexo.
 - Comandancia.
 - Control de operaciones.
 - Planta de emergencia.
9. Estacionamiento de vehículos *
 - Para pasajeros comerciales.
 - Para pasajeros aviación general
 - Para empleados.
10. Edificio de seguridad contra incendios (CREI)
11. Zona de hangares.
12. Sistemas de ayudas a la navegación.
 - VFR (aproximación visual)
 - IFR (aproximación por instrumentos)
 - VASI, VOR, ILS, Balizajes, etc.
13. Zona de combustibles. *
14. Camino de acceso. *
15. Camino perimetral.
16. Meteorología.

* La capacidad se calcula mediante parámetros.

**4. MAPA DE LA RED AEROPORTUARIA
NACIONAL**

Red Nacional (ubicación)
Aeropuertaria (clasificación)



- A).- Aeropuertos Metropolitanos**
 1.- Guadalajara
 2.- México
 3.- Monterrey
 4.- Toluca

- B).- Aeropuertos Turisticos**
 1.- Acapulco
 2.- B. de Hualulco
 3.- Cancun
 4.- Cozumel
 5.- Guaymas
 6.- La Paz
 7.- Loreto
 8.- Manzanillo
 9.- Mazatlán
 10.- Mérida
 11.- Puerto Escondido
 12.- Puerto Vallarta
 13.- San José del Cabo
 14.- Veracruz
 15.- Zihuatanejo

- C).- Aeropuertos Regionales**
 1.- Aguascalientes
 2.- Campeche
 3.- Ciudad del Carmen
 4.- Ciudad Obregón
 5.- Chihuahua
 6.- Ciudad Victoria
 7.- Colima
 8.- Culiacán
 9.- Durango

- 10.- Hermosillo
 11.- Bajío
 12.- Los Mochis
 13.- Minatitlán
 14.- Morelia
 15.- Oaxaca
 16.- Poza Rica
 17.- Puebla
 18.- Querétaro
 19.- San Luis Potosí

- 20.- Tampico
 21.- Tamuín
 22.- Tehuacán
 23.- Tepic
 24.- Tlaxcala
 25.- Torreón
 26.- Tuxtla Gutiérrez
 27.- Uruapan
 28.- Villahermosa
 29.- Zacatecas

- D).- Aeropuertos Fronterizos**
 1.- Ciudad Juárez
 2.- Chetumal
 3.- Matamoros
 4.- Mexicali
 5.- Nuevo Laredo
 6.- Nogales
 7.- Reynosa
 8.- Tapachula
 9.- Tijuana

- E).- Estaciones de Combustible**
 1.- Cuernavaca
 2.- Isla Mujeres
 3.- Lázaro Cárdenas
 4.- Pachuca
 5.- Saltillo

5
6

5. ANALISIS TEORICO DE LA DEMANDA

- ANALISIS DE LA DEMANDA.

OBJETIVO.

EL ESTUDIO ESTA BASADO EN APLICAR NORMAS, CRITERIOS Y METODOS DE ESTADISTICA DENTRO DEL MARCO GENERAL - DE PLANEACION DE LA INFRAESTRUCTURA AEROPORTUARIA - PARA OBTENER:

- a.- EL VOLUMEN DE LA DEMANDA ESPERADA Y LOS HORIZONTES DE PLANEACION.
- b.- EL NIVEL DE CALIDAD DE SERVICIO QUE SE PRETENDA -- OFRECER AL USUARIO.
- c.- EQUILIBRIO ENTRE LAS CAPACIDADES PROPIAS DE LOS - SISTEMAS Y SUBSISTEMAS DEL AEROPUERTO.

ANALISIS DE LA DEMANDA

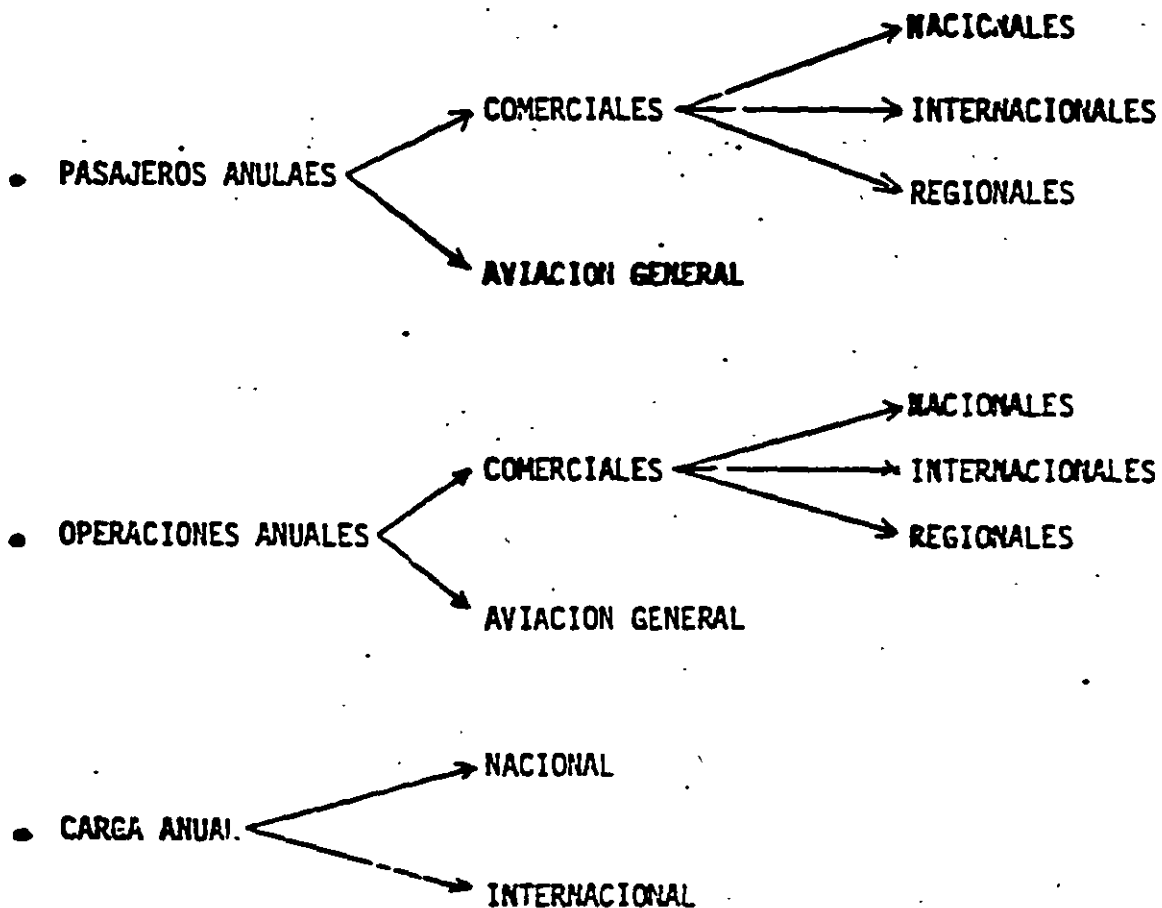
Contenido :

- 1.- Desarrollo de las soluciones y alternativas para satisfacer de manera razonable las previsiones de la Demanda.
- 2.- Previsión de la Demanda en el que se incluyen : operaciones de aeronaves, número de pasajeros, volumen de carga y correo así como el tráfico de vehículos.
- 3.- Desarrollo de las soluciones y alternativas para satisfacer de manera razonable las previsiones de la demanda no sólo sobre una base anual sino también la demanda horaria.



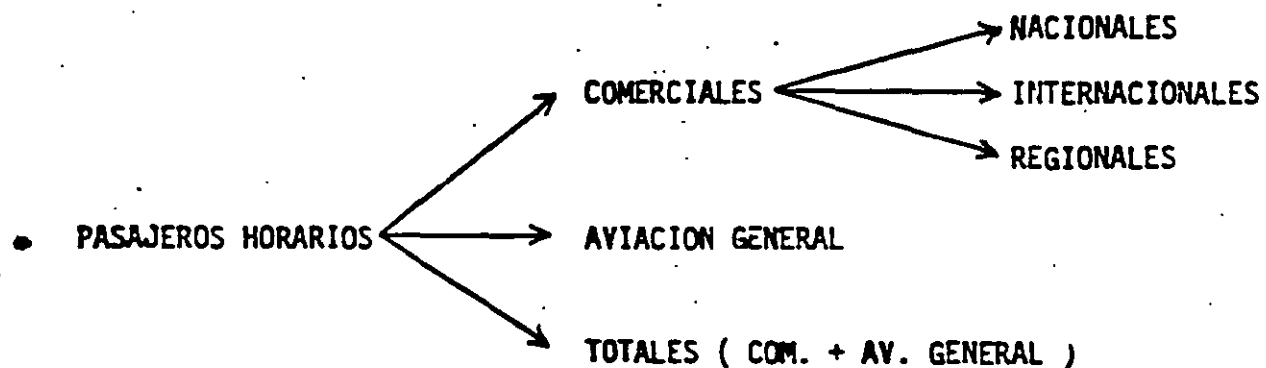
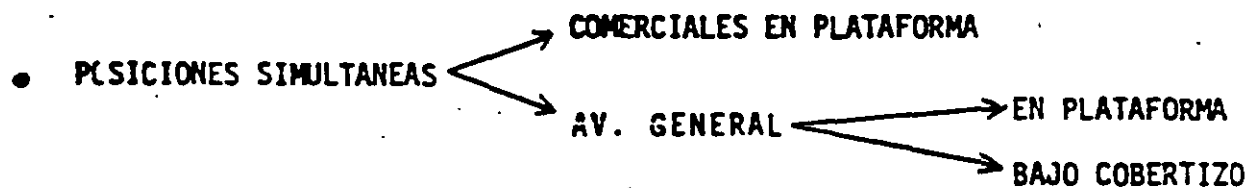
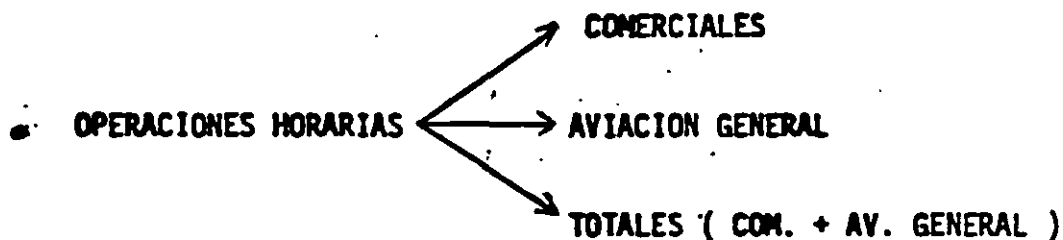
ESTUDIO DE LA DEMANDA

ANALISIS ESTADISTICO DEL TRAFICO AEREO:



TRAFICO AEREO EN HORA PICO

● AFOROS



AEROPUERTO INTERNACIONAL DE GUADALAJARA, JAL.

PASAJEROS ANUALES

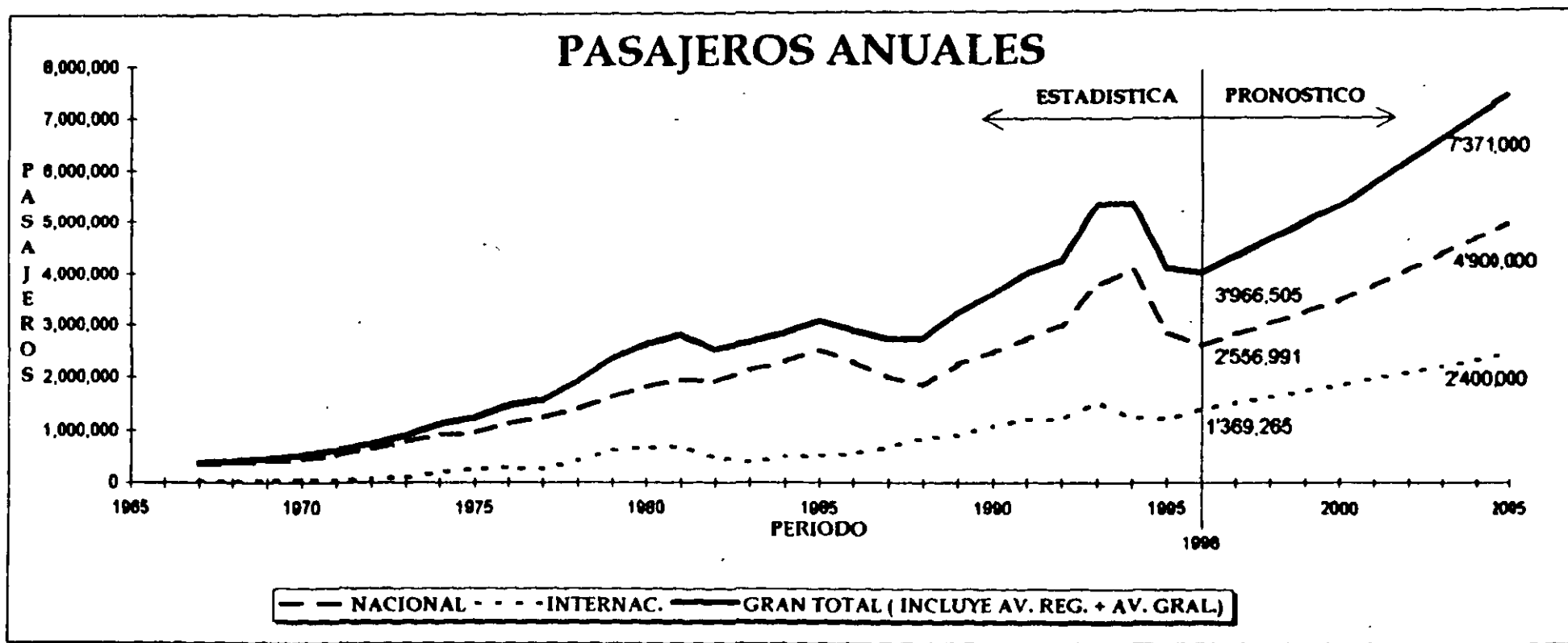
ESTADISTICA

AÑO	NACIONAL	TASA %	INTERNAC.	TASA %	TOTAL COMER.	TASA %	AV. REGIONAL	TASA %	AV. GENERAL	TASA %	GRAN TOTAL	TASA %
1967	329,439		13,130		342,569				19,784		362,333	
1968	380,034	9.29	18,291	24.07	378,325	9.85			22,538	14.04	398,863	10.08
1969	399,225	10.89	32,599	100.10	431,824	14.75			22,815	1.23	454,639	13.98
1970	435,362	9.08	47,226	44.87	482,608	11.78			28,698	26.68	511,506	12.51
1971	521,503	19.78	56,847	20.37	578,350	19.84			30,942	7.07	609,292	19.12
1972	627,133	20.25	70,805	24.55	697,938	20.68			30,947	0.02	728,885	19.63
1973	789,816	22.75	101,172	42.89	870,988	24.79			30,948	0.00	901,936	23.74
1974	909,480	18.14	177,491	75.43	1,086,971	24.80			32,174	3.98	1,119,145	24.08
1975	938,806	3.20	254,915	43.82	1,193,521	9.80			34,498	7.22	1,228,017	9.73
1976	1,108,452	18.10	264,957	3.94	1,373,409	15.07			65,648	90.31	1,439,057	17.19
1977	1,232,141	11.16	247,018	-8.77	1,479,159	7.70			60,991	-7.09	1,540,150	7.02
1978	1,372,263	11.37	404,450	63.73	1,776,713	20.12	48,533		65,730	7.77	1,890,978	22.78
1979	1,593,977	18.18	592,229	48.43	2,186,206	23.05	63,935	31.74	86,520	31.63	2,336,661	23.57
1980	1,782,634	11.84	649,954	9.75	2,432,588	11.27	70,939	10.95	102,748	18.76	2,606,275	11.54
1981	1,932,633	8.43	679,091	4.48	2,611,924	7.37	58,237	-17.91	123,273	19.98	2,783,434	7.18
1982	1,888,525	-3.33	480,283	-32.22	2,328,808	-10.84	52,441	-9.95	125,248	1.60	2,506,495	-10.27
1983	2,105,733	12.69	381,985	-17.01	2,487,718	6.82	73,801	40.73	99,714	-20.39	2,661,233	6.17
1984	2,250,336	6.87	479,194	25.45	2,729,530	9.72	27,625	-62.57	61,675	-38.15	2,818,830	5.92
1985	2,486,772	10.51	490,263	2.31	2,977,035	9.07	25,582	-7.47	47,349	-23.23	3,049,948	8.20
1986	2,259,172	-9.15	528,854	7.87	2,788,026	-8.35	33,508	31.09	45,389	-4.14	2,868,923	-8.00
1987	1,966,750	-12.94	663,396	25.44	2,630,146	-5.66	28,741	-14.23	46,770	3.04	2,705,657	-5.63
1988	1,804,053	-8.27	830,304	25.16	2,634,357	0.16	33,077	15.09	48,162	2.98	2,715,596	0.37
1989	2,215,817	22.82	901,022	8.52	3,116,839	18.31	33,717	1.93	49,166	2.08	3,199,722	17.83
1990	2,432,892	9.80	1,056,710	17.28	3,489,602	11.98	31,162	-7.58	52,147	8.08	3,572,911	11.66
1991	2,684,847	10.36	1,171,870	10.90	3,856,717	10.52	46,332	48.68	56,798	8.92	3,959,847	10.83
1992	2,947,254	9.77	1,182,143	0.88	4,129,397	7.07	37,939	-18.11	44,373	-21.88	4,211,709	6.36
1993	3,720,947	26.25	1,492,252	26.23	5,213,199	26.25	36,398	-4.06	42,516	-4.18	5,292,113	25.65
1994	4,037,308	8.50	1,207,434	-19.09	5,244,742	0.61	36,728	6.40	40,537	-4.65	5,324,007	0.60
1995	2,821,285	-30.12	1,187,444	-1.66	4,008,729	-23.57	38,597	-0.34	---	---	4,047,326	-23.98
1996	2,556,991	-9.37	1,389,265	15.31	3,926,256	-2.06	40,249	4.28	---	---	3,966,505	-2.00
TASA PROMEDIO		8.10%		20.44%		9.41%		2.70%		4.80%		9.24%

PRONOSTICO

AÑO	NACIONAL	INTERNAC.	TOTAL COMER.	AV. REGIONAL	GRAN TOTAL
2000	3,400,000	1,800,000	5,200,000	52,000	5,252,000
2005	4,900,000	2,400,000	7,300,000	71,000	7,371,000

AEROPUERTO INTERNACIONAL DE GUADALAJARA, JAL.



AEROPUERTO INTERNACIONAL DE GUADALAJARA, JAL.

OPERACIONES ANUALES

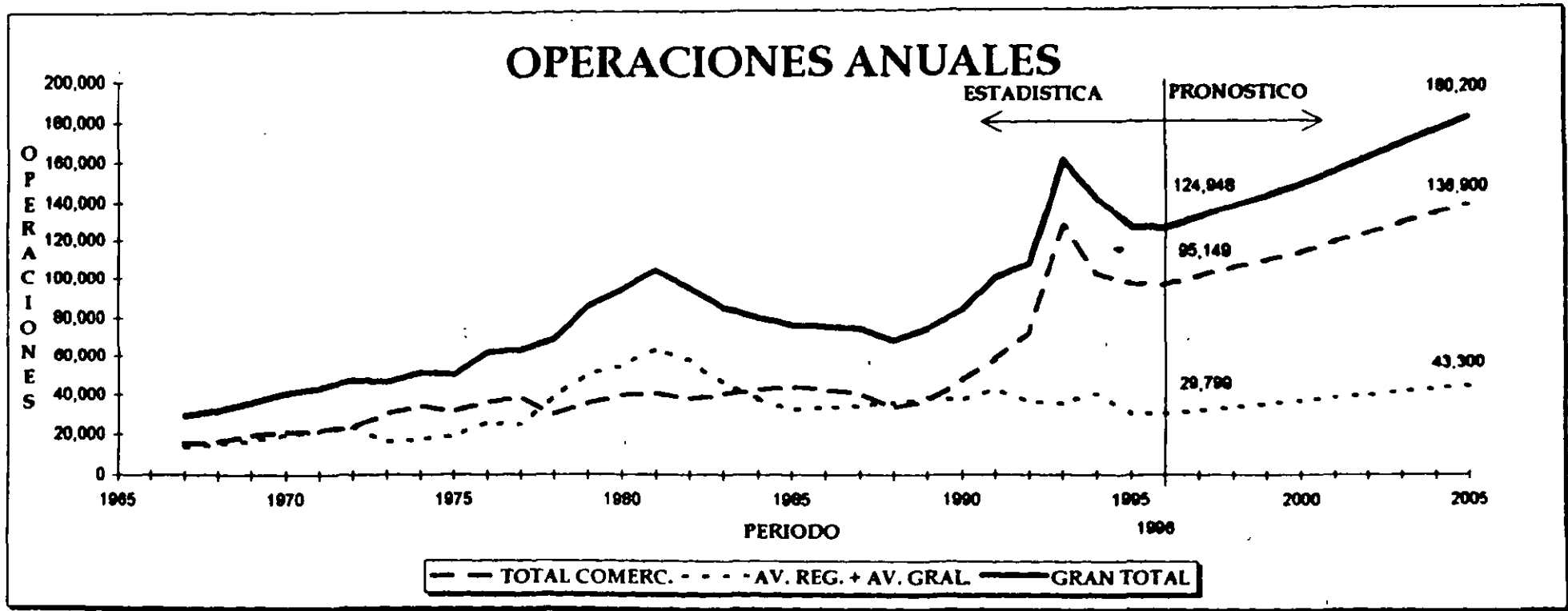
ESTADISTICA

AÑO	NACIONAL	TASA %	INTERNAC.	TASA %	TOTAL COMER.	TASA %	AV. REGIONAL	TASA %	AV. GENERAL	TASA %	GRAN TOTAL	TASA %
1967	14,902		371		15,273				13,940		29,213	
1968	15,848	6.33	485	30.73	16,331	6.93			15,451	10.84	31,782	8.79
1969	18,073	14.05	1,089	124.54	19,162	17.34			16,651	7.77	35,813	12.68
1970	19,494	7.86	1,347	23.69	20,841	8.76			19,602	17.72	40,443	12.93
1971	20,514	5.23	1,311	-2.67	21,825	4.72			21,236	8.34	43,061	6.47
1972	22,172	8.08	1,326	1.14	23,498	7.67			23,585	11.06	47,083	9.34
1973	27,185	22.61	2,238	68.78	29,423	25.21			16,327	-30.77	45,750	-2.83
1974	30,111	10.76	3,797	69.66	33,908	15.24			17,296	5.93	51,204	11.92
1975	25,285	-16.03	5,754	51.54	31,039	-8.48			18,681	8.01	49,720	-2.90
1976	29,799	17.85	5,744	-0.17	35,543	14.51			25,700	37.57	61,243	23.18
1977	33,310	11.78	5,003	-12.90	38,313	7.79			24,449	-4.87	62,762	2.48
1978	23,945	-28.11	5,639	12.71	29,584	-22.78	15,724		22,767	-8.88	68,075	8.47
1979	26,105	9.02	8,664	53.64	34,769	17.53	20,856	32.64	29,221	28.35	84,846	24.64
1980	28,779	10.24	10,267	18.50	39,046	12.30	22,080	5.87	32,525	11.31	93,851	10.38
1981	30,044	4.40	10,337	0.68	40,381	3.42	20,202	-8.51	42,776	31.52	103,359	10.37
1982	28,337	-5.68	8,799	-14.88	37,136	-8.04	15,817	-21.71	41,422	-3.17	94,375	-8.69
1983	33,093	16.78	6,239	-29.09	39,332	5.91	10,884	-31.19	34,398	-18.96	84,814	-10.34
1984	35,659	7.75	6,190	-0.79	41,849	6.40	10,646	-0.35	26,567	-22.77	79,262	-6.33
1985	36,722	2.98	6,467	4.47	43,189	3.20	10,926	0.74	21,354	-19.62	75,469	-4.79
1986	34,545	-5.93	7,647	18.25	42,192	-2.31	12,690	16.14	19,839	-7.09	74,721	-0.99
1987	31,438	-8.99	7,879	3.03	39,317	-8.81	12,593	-0.76	21,356	7.65	73,266	-1.95
1988	24,559	-21.88	7,926	0.60	32,485	-17.38	13,118	4.17	21,992	2.98	67,595	-7.74
1989	25,589	4.19	10,456	31.92	36,045	10.96	14,800	12.82	22,450	2.08	73,295	8.43
1990	32,243	26.00	13,957	33.48	46,200	28.17	13,904	-6.05	22,588	0.61	82,692	12.82
1991	42,560	32.00	14,923	6.92	57,483	24.42	16,938	21.82	24,815	8.97	99,036	19.76
1992	57,858	35.94	13,324	-10.72	71,182	23.83	15,694	-7.34	19,617	-20.30	106,493	7.53
1993	102,167	76.58	23,532	76.81	125,699	76.59	15,250	-2.83	19,316	-1.53	180,265	50.49
1994	84,048	-17.73	16,687	-29.09	100,735	-19.66	16,734	22.85	20,788	7.62	140,257	-12.48
1995	60,611	-4.09	15,730	-5.74	66,341	-4.36	14,660	-20.57	14,663	-29.46	125,894	-10.25
1996	74,404	-7.70	20,745	31.88	95,149	-1.24	14,516	-2.45	15,263	4.23	124,948	-0.74
TASA PROMEDIO		7.39%		19.20%		7.92%		0.85%		1.69%		5.68%

PRONOSTICO

AÑO	NACIONAL	INTERNAC.	TOTAL COMER.	AV. REGIONAL	AV. GENERAL	GRAN TOTAL
2000	88,400	23,800	112,200	17,000	18,600	147,800
2005	110,000	26,900	136,900	20,700	22,600	180,200

AEROPUERTO INTERNACIONAL DE GUADALAJARA, JAL.



AEROPUERTO INTERNACIONAL DE GUADALAJARA, JAL.

PASAJEROS HORARIOS

AÑO	NACIONAL			INTERNACIONAL			TOTAL COMB.
	LLEG.	SAL.	COMB.	LLEG.	SAL.	COMB.	
1997 *	580	777	965	298	439	554	1,284
2000	730	980	1,220	410	600	760	1,670
2005	985	1,320	1,640	600	890	1,120	2,310

* DATOS REALES. FEBRERO 1997.

OPERACIONES HORARIAS

AÑO	AV. COMERCIAL	AV. REGIONAL	+	AV. GENERAL	TOTAL COMB.
1997 *	25		24		40
2000	29		28		47
2005	35		28		57

* DATOS REALES, FEBRERO 1997.

AEROPUERTO INTERNACIONAL DE GUADALAJARA, JAL.

POSICIONES SIMULTANEAS DE AVIONES COMERCIALES

AÑO	NUM. DE POS.	TIPO DE AVIONES	
1997	14 *	1 : F-100 1: MD-80 2 : M-23 1: DC-9-32 1: B-737-200	2: B-727-200 1: MD-82 1: MD-87 2: DC-9-15 2: B-727-100
2000	17	1 : F-100 1: MD-80 2 : M-23 1: DC-9-32 1: B-737-200	3: B-727-200 1: MD-82 2: MD-87 2: DC-9-15 3: B-727-100
2005	20	2 : F-100 1: MD-80 2 : M-23 1: DC-9-32 1: B-737-200	4: B-757-200 2: MD-82 2: MD-87 2: DC-9-15 3: B-727-100

* DATOS REALES, FEBRERO 1997

POSICIONES SIMULTANEAS DE AV. REGIONAL + AV. GENERAL

AÑO	NUM. DE POSICIONES
1997	40
2000	55
2005	65

CAPACIDAD ACTUAL, 122 CAJONES.

AEROPUERTO INTERNACIONAL DE GUADALAJARA, JAL.

NUM. DE LUGARES PARA ESTACIONAMIENTO PUBLICO

AÑO	NUM. DE CAJONES
1997	390
2000	500
2005	690

CAPACIDAD ACTUAL, 971 CAJONES

AEROPUERTO INTERNACIONAL DE GUADALAJARA, JAL.

CONCENTRACIONES HORARIAS

MES: FEBRERO

AÑO: 1997

PASAJEROS

NACIONAL			INTERNACIONAL			CHARTER			TOTAL
LLEG.	SAL.	COMB.	LLEG.	SAL.	COMB.	LLEG.	SAL.	COMB.	COMB.
580	777	965	298	439	554				1284

OPERACIONES

AV. COM. REGULAR	AV. COM. NO REGULAR	AV. GENERAL	TOTAL COMB.
25			

POSICIONES SIMULTANEAS

AV. COM. REG.	14	EQUIPOS :	2 : B-727-200 2 : B-727-100
AV. COM. NO REG.			2 : DC-9-15, 2 : M-23, 1 : F-100
AV. GENERAL			1 : MD-80, 1 : MD-82, 1 : MD-87
			1 : DC-9-32, 1 : B737-200

ESTACIONAMIENTO

COMPAÑIAS QUE OPERAN

AV. COM.

AV. GENERAL

AEROPUERTO INTERNACIONAL DE GUADALAJARA, JAL.

DEMANDA - CAPACIDAD

CONCEPTO	UNIDAD	CAPACIDAD ACTUAL 1996	DEMANDA	
			2000	2005
SISTEMA PISTA - RODAJE	O.H.	40	47	57
PLATAFORMA COMERCIAL	P.S.C. m2	16 111,843	17 111,843	20 130,000
PLATAFORMA AV. GENERAL	P.S.A.G. m2	122 74.250	55 74.250	65 74.250
EDIFICIO COMERCIAL	PH m2	1,400 19,600	1,670 20,040	2,310 27,720
ESTACIONAMIENTO PUBLICO	CAJONES m2	971 25,850	500 25,850	690 25,850

AEROPUERTO INTERNACIONAL DE GUADALAJARA JAL
ESTADISTICAS ANUALES DE PASAJEROS POR AVION

AÑO	NAL.	TASA	INT + CHARTER	TASA	TOTAL COMERC	TASA	AV RES + AV GRAL	TASA	GRAN TOTAL	TASA
1967	22		35		22		1		12	
1968	23	2.78%	34	-5.09%	23	2.74%	1	2.88%	13	1.18%
1969	22	-2.75%	30	-10.55%	23	-2.21%	1	-3.07%	13	1.15%
1970	22	1.11%	35	17.12%	25	2.76%	1	7.59%	13	-0.37%
1971	25	13.92%	43	23.65%	26	14.44%	1	-1.17%	14	11.88%
1972	25	11.26%	44	0.42%	29	10.67%	1	-9.95%	15	8.72%
1973	25	0.12%	45	5.81%	30	0.94%	2	44.46%	20	29.16%
1974	30	6.66%	47	3.40%	32	8.29%	2	-1.86%	22	10.67%
1975	37	22.90%	44	-5.23%	39	19.95%	2	-0.73%	25	15.00%
1976	37	0.21%	48	4.12%	39	0.49%	3	38.53%	23	-4.86%
1977	37	-0.56%	49	7.04%	39	-0.09%	2	-2.34%	25	4.43%
1978	57	54.93%	72	45.27%	60	55.56%	3	19.00%	29	13.20%
1979	61	8.55%	69	-4.70%	63	4.70%	3	1.21%	25	-0.86%
1980	62	1.44%	63	-7.39%	62	-0.92%	3	5.87%	25	1.05%
1981	64	3.36%	68	3.72%	65	3.81%	3	-9.39%	27	-2.89%
1982	66	2.50%	52	-20.31%	63	-3.05%	3	7.71%	27	-1.67%
1983	64	-3.50%	61	16.97%	63	0.87%	4	23.44%	31	18.36%
1984	63	-0.32%	77	26.62%	65	3.15%	2	-37.71%	36	13.09%
1985	69	7.21%	76	-2.37%	69	5.63%	2	-5.37%	40	13.60%
1986	65	-3.43%	69	-8.65%	66	-4.11%	2	7.38%	39	-5.05%
1987	63	-4.34%	94	21.70%	67	1.25%	2	-8.29%	37	-3.75%
1988	72	17.42%	105	24.34%	61	21.21%	2	4.03%	40	6.79%
1989	57	17.88%	61	-22.46%	65	4.71%	2	-3.84%	43	9.26%
1990	75	-12.56%	73	-10.15%	75	-12.07%	2	2.60%	43	-0.93%
1991	63	-16.40%	79	7.54%	67	-10.15%	2	5.71%	40	-7.23%
1992	51	-19.25%	77	-1.75%	58	-13.80%	2	-2.99%	39	-2.66%
1993	40	-20.75%			40	-29.51%	1	-58.47%	32	-18.43%
1994	45	18.99%	73		52	28.97%	1	0.02%	38	19.36%
TASA PROMEDIO		5.59%		4.27%		4.19%		5.93%		4.68%

METODO DE MINIMOS CUADROS

Para llegar a una posible definición considerese los puntos representativos en la figura No. 1 dados por $(X_1, Y_1), (X_2, Y_2), \dots, (X_n, Y_n)$. Para un valor dado de X , por ejemplo X_1 , habrá una diferencia entre el valor Y_1 , y correspondiente valor de la curva C . Como se indica en la Fig, se denota esta diferencia por D_1 , que se conoce a veces como DESVIACION, ERROR, O RESIDUO y puede ser positivo, negativo o cero. Análogamente, para los valores X_2, \dots, X_n se obtienen las desviaciones D_2, \dots, D_n .

Una medida de la "bondad del ajuste" de la curva C a los datos dados viene suministrada por la cantidad $D_1^2 + D_2^2 + \dots + D_n^2$. Si esto es pequeño, el ajuste es bueno, si es grande, el ajuste es malo. Se da, pues la siguiente :

DEFINICION

De todas las curvas de aproximación a una serie de datos puntuales la curva que tiene la propiedad de :

$$D_1^2 + D_2^2 + \dots + D_n^2 \text{ es mínimo}$$

Se conoce como la mejor curva de ajuste.

Una curva que presente esta propiedad se dice se ajusta a los datos por "Mínimos Cuadrados" y se llama curva de mínimos cuadrados. Así, una recta con esta propiedad se llama recta de mínimos cuadrados ; una parábola con esta propiedad se llama parábola mínimos cuadrados etc.

CORRELACION Y REGRESION

Correlación es el grado de relación entre las variables, que se estudia para determinar "EN QUE MEDIDA" una ecuación lineal o de otro tipo describe o explica de una forma adecuada la relación entre variables.

Si todos los valores de las variables satisfacen exactamente una ecuación, se dice que las variables están correlacionadas perfectamente.

COEFICIENTE DE CORRELACION

La cantidad " r " se llama coeficiente de correlación está dado por :

$$r = \begin{matrix} + \\ - \end{matrix} \sqrt{\frac{\text{variación}}{\text{variación total}}} \quad \text{y varía entre } +1 \text{ y } -1.$$

Los signos \pm se utilizan para la correlación lineal positiva y la correlación lineal negativa, respectivamente. Notese que r es una cantidad sin dimensiones, es decir, no depende de las unidades empleadas.

Método De Minimos Cuadrados.

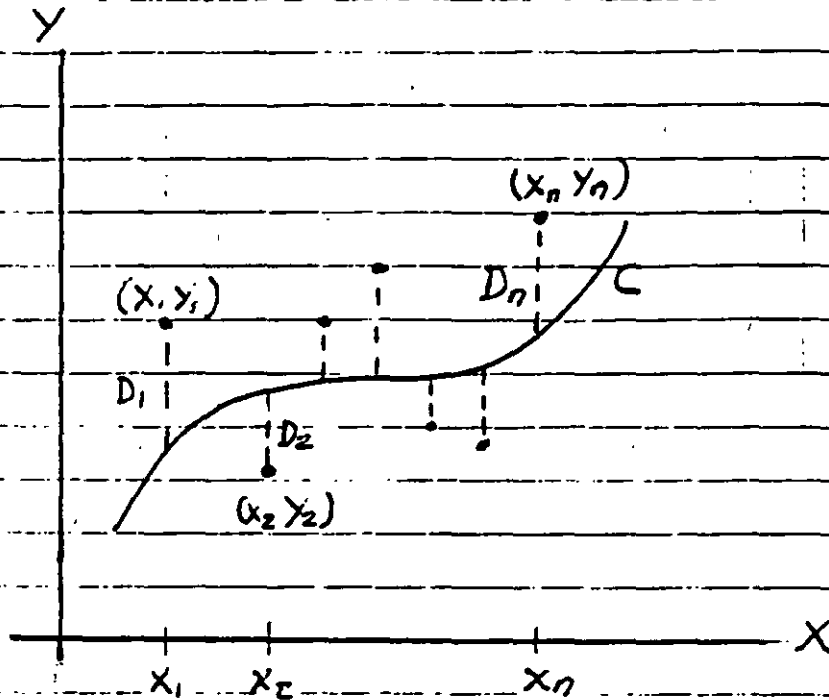


Fig. 1.

X	Y	X ²	XY	Y ²
x ₁	y ₁	x ₁ ²	x ₁ y ₁	y ₁ ²
x ₂	y ₂	x ₂ ²	x ₂ y ₂	y ₂ ²
x ₃	y ₃	x ₃ ²	x ₃ y ₃	y ₃ ²
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
x _n	y _n	x _n ²	x _n y _n	y _n ²
ΣX	ΣY	ΣX ²	ΣXY	ΣY ²

$$Y = a + bX$$

$$\Sigma Y = aN + b \Sigma X$$

$$\Sigma XY = a \Sigma X + b \Sigma X^2$$

$$b = \frac{\Sigma X_i Y_i - \frac{\Sigma X_i \Sigma Y_i}{N}}{\Sigma X_i^2 - \frac{(\Sigma X_i)^2}{N}}$$

$$a = \left[\frac{\Sigma Y_i}{N} - b \frac{\Sigma X_i}{n} \right]$$

$$r^2 = \frac{\left[\Sigma X_i Y_i - \frac{\Sigma X_i \Sigma Y_i}{N} \right]^2}{\left[\Sigma X_i^2 - \frac{(\Sigma X_i)^2}{N} \right] \left[\Sigma Y_i^2 - \frac{(\Sigma Y_i)^2}{N} \right]}$$

86

PASAJEROS ANUALES (En Miles)

ESTADÍSTICAS PASAJEROS ANUALES DEMANDA

MODELOS MATEMÁTICOS

MEDIANO PLAZO

LARGO PLAZO

- 15000 (1) $Y = b e^{mX}$; Exponencial; $Y = 1.1551 \cdot 2.7183^{0.085X}$; $r = 0.9945$
- 14000 (2) $Y = b X^m$; Potencial; $Y = 1.5670 \cdot 10^{6.7765 X}$; $r = 0.9569$
- 13000 (3) $Y = b X^m$; Potencial Modificada; $Y = 4.2748 X^{0.0129}$; $r = 0.9854$
- 12000 (4) $Y = mX + b$; Recta; $Y = 101.8393 X - 6,583.0718$; $r = 0.9661$
- 11000 (5) $Y = m \ln X + b$; Logarítmica; $Y = 8,061.1767 \ln X + (-33,724.4341)$; $r = 0.9680$

Demanda: Potencial Modificada

Año	Pas. Nal.
1995	3'572,500
2000	4'572,900
2005	5'633,400
2010	6'872,800

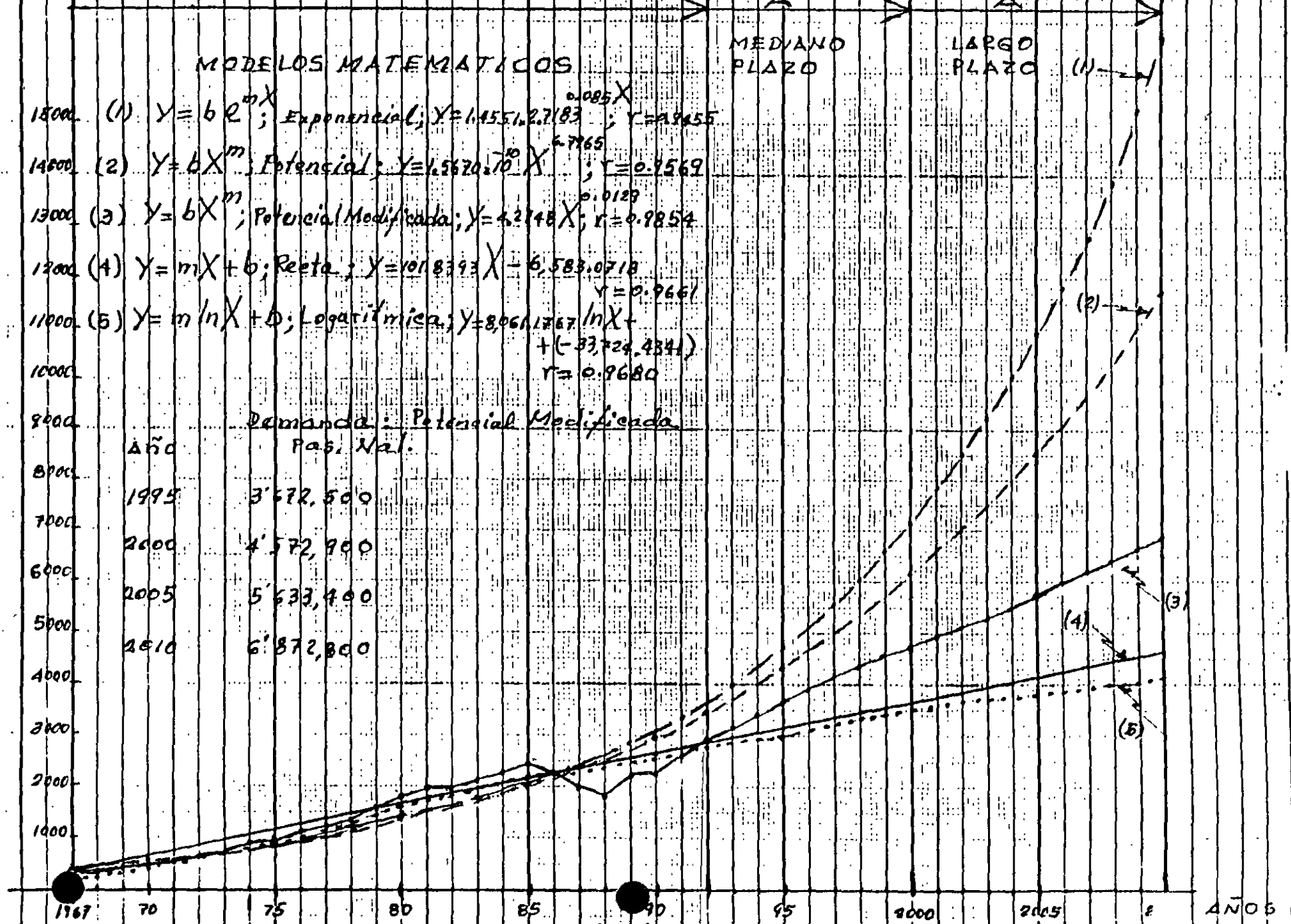
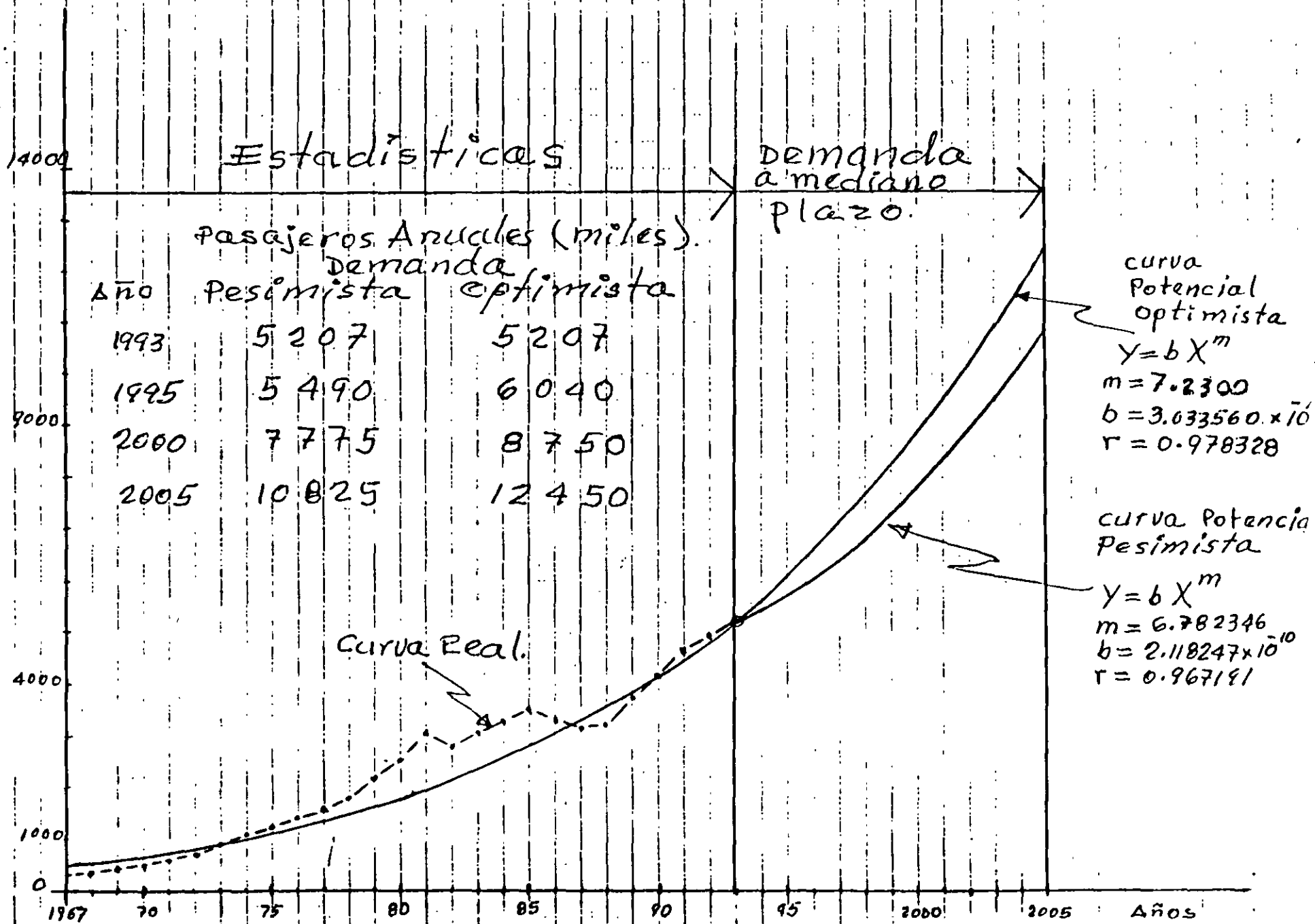


Fig. 1

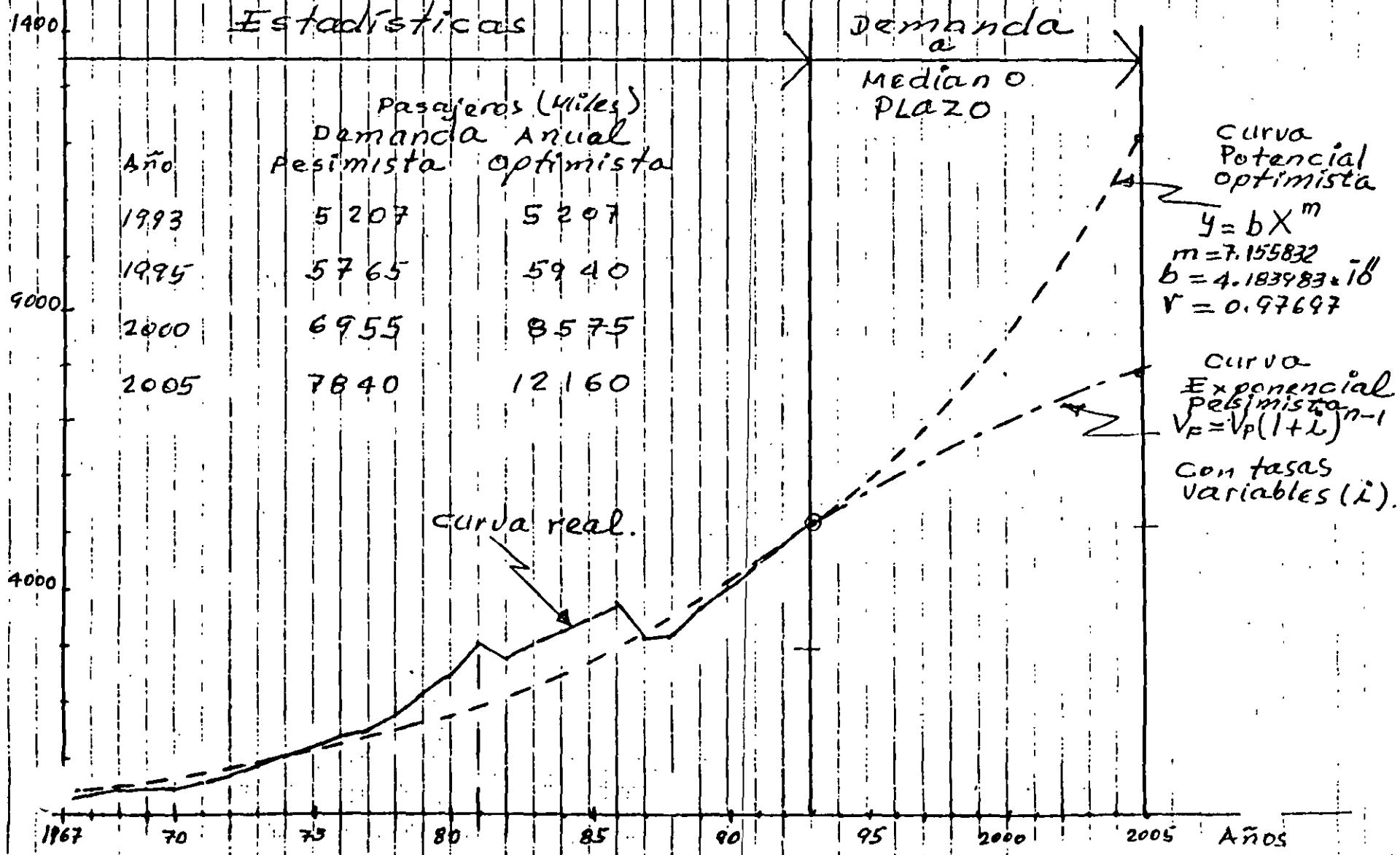
Aeropuerto Internacional de Guadalajara, Jal.



29
15

Aeropuerto Internacional de GUADALAJARA, JAL.

Pasajeros Anuales (Miles)



CALCULO DEL MOVIMIENTO DE AVIONES

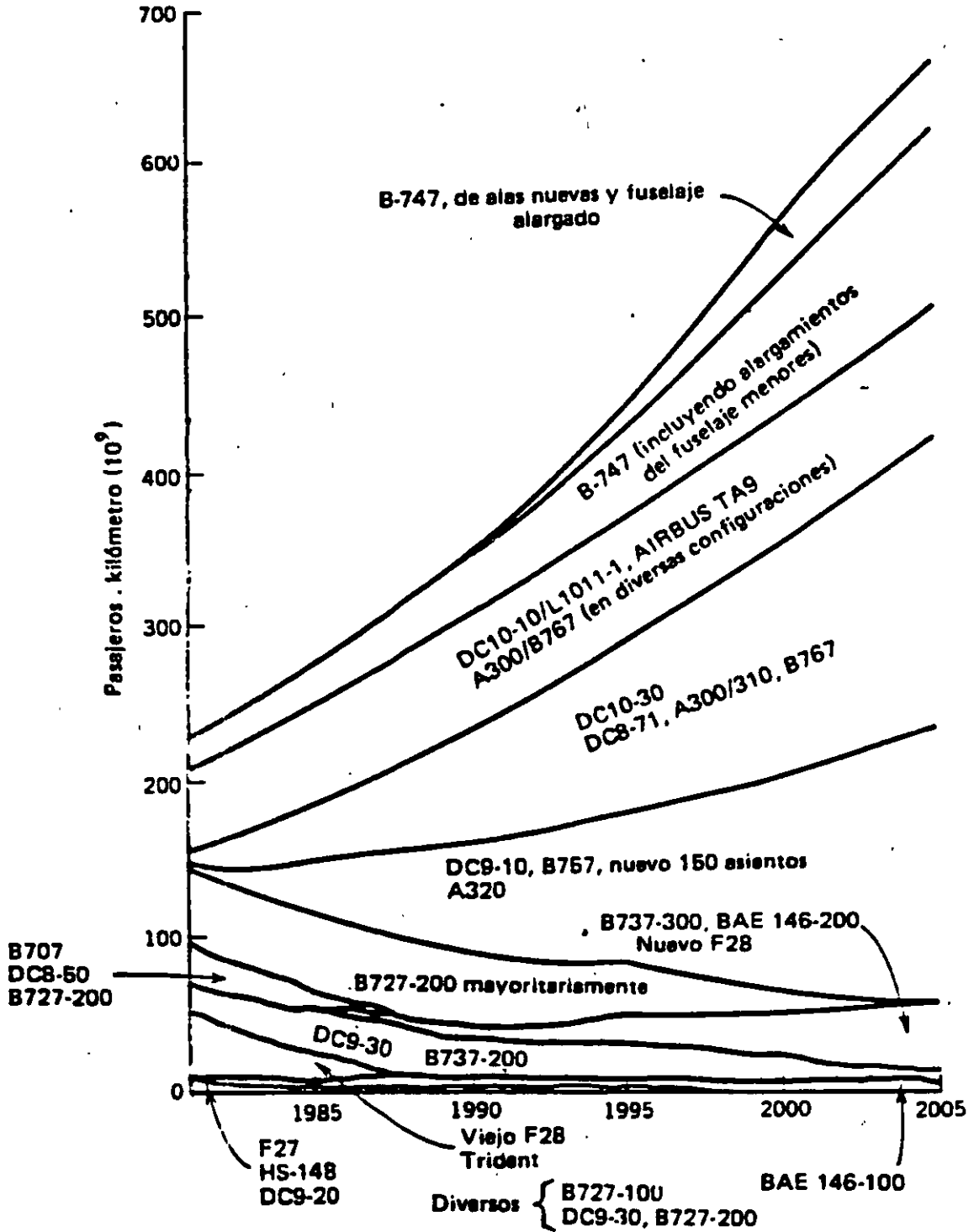


Fig. 2.5. - Predicción de la distribución por horas de los vuelos regulares de Estados Unidos.

FACTOR DE CARGA Y FLOTAS DE AERONAVES

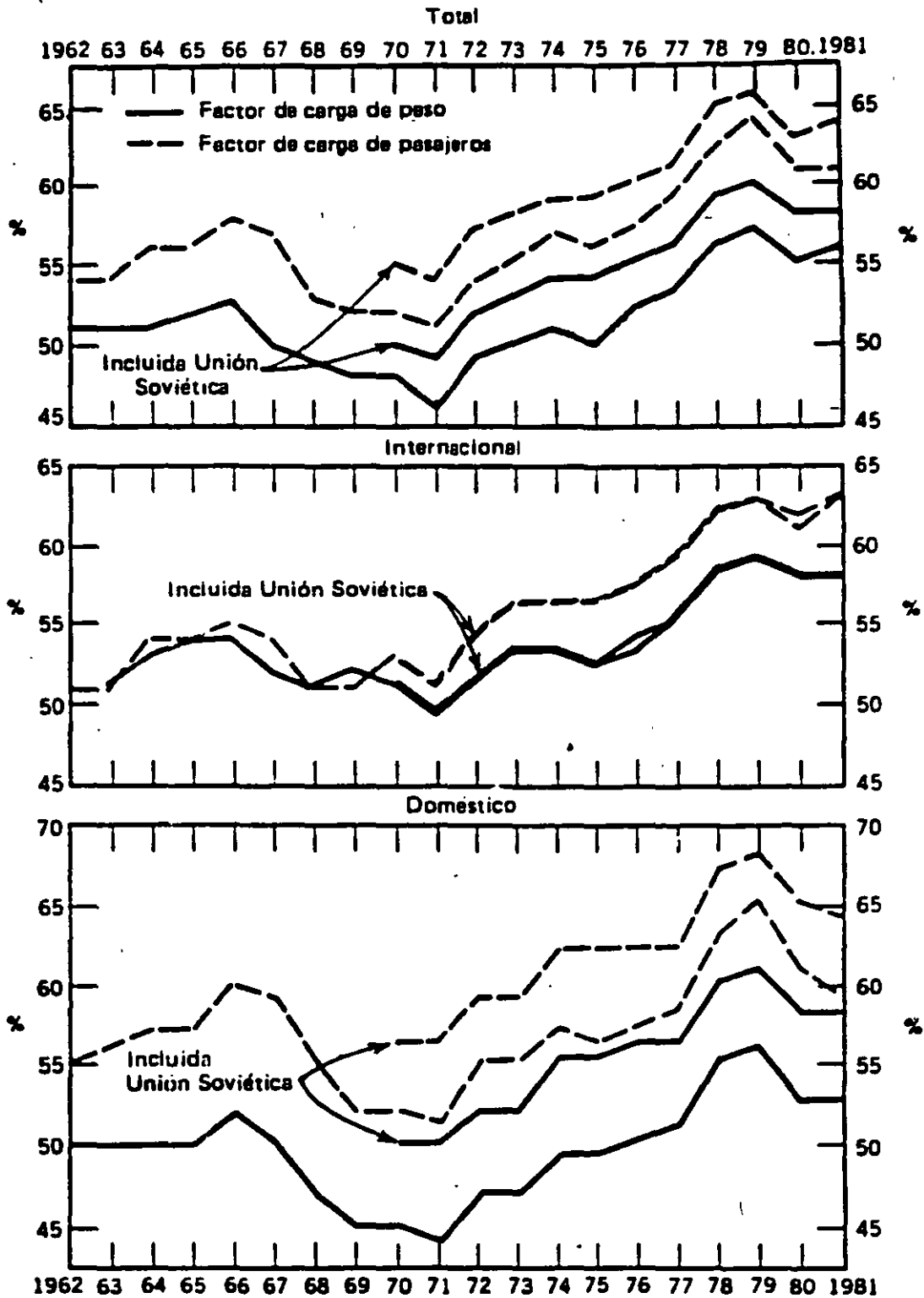


Fig. 2.4.— Evolución del factor de carga en vuelos regulares — media mundial (Estados miembros de OACI) 1962-1981. (Fuente: Referencia 6.)

"PLAN MAESTRO O PLAN DIRECTOR "

Definición :

Es un concepto que explica el desarrollo total de un aeropuerto.

La palabra "desarrollo" incluye el área total, tanto para usos aeronáuticos y uso del área adyacente al mismo.

Objetivo :

- 1.- Desarrollar las instalaciones y servicios de un aeropuerto .
- 2.- Desarrollo de los terrenos del aeropuerto y del entorno del mismo.
- 3.- Determinar los efectos ambientales de la construcción del aeropuerto y de su actividad.
- 4.- Establecer las necesidades de acceso.
- 5.- Establecer la factibilidad económica y financiera de las actividades que se proponen.
- 6.- Establecer un orden de prioridades y fases de desarrollo para todos los puntos que se insertan en el plan.

6. EXPERIMENTOS ESTADISTICOS (AFOROS)

(/)

SECRETARIA DE COMUNICACIONES
Y TRANSPORTES
AEROPUERTOS Y SERVICIOS AUXILIARES

DEPARTAMENTO DE PLANES MAESTROS

NORMAS PARA ESTUDIOS DE AFOROS EN LAS TERMINALES
AEREAS DE LA RED NACIONAL

SEPTIEMBRE 1991.

Descripción de los Formatos y Explicación de su Uso

Los formatos cuya utilización se describe a continuación, tienen, como principal objetivo, la determinación de capacidad y nivel de servicio de las instalaciones de un aeropuerto a través de la comparación entre parámetros calculados con base en la información recopilada y otros seleccionados previamente, como " condiciones razonables de operación " .

Todos los formatos tienen características afines, e incluso, algunos gran parecido. No obstante, cada uno de ellos es está diseñado para la obtención de parámetros que aunque diferentes, se complementan entre sí.

Algunos datos que son comunes a todos los formatos y que sirven de control durante el aforo y en el procesamiento de datos son: Nombre del aeropuerto, nombre de la persona (aforador) encargada del formato y la fecha en que se efectúa la toma de datos.

Cabe señalar, finalmente, que aunque la descripción de los formatos pretende generalizar la mayoría de las situaciones que es posible encontrar durante un aforo, será necesario estudiar cada caso, con objeto de ajustarse a sus particularidades.

Posiciones Simultáneas en la Plataforma de Aviación General.

FORMATO:F1

Objetivo

Captar la concentración y máximo frecuente y población de aeronaves de aviación general y comerciales de tercer nivel.

Descripción del formato

El formato contiene un total de 8 columnas para desglosar el total, en 5 diferentes tipos de aeronaves, así como una columna para anotar la hora de registro y otra para observaciones. Este formato tiene capacidad para registrar datos durante 7 horas, dependiendo de los intervalos que se seleccionen entre 2 registros consecutivos.

Procedimiento de Toma de Muestras.

Para efecto de continuidad en el registro, se establecen intervalos de 15 minutos entre 2 registros consecutivos. Estos intervalos para captura de datos se pueden incrementar a 20 minutos, cuando con esta separación se capturen los movimientos más intensos de manera continua. Cuando la frecuencia de llegadas y salidas lo permita, se deberá anotar el movimiento de todas las aeronaves que hagan uso del sistema del aeropuerto.

La persona encargada de capturar la información con este formato, deberá ubicarse con reloj en mano, en la Plataforma de Aviación General.

PLATAFORMA DE AVIACION GENERAL
POSICIONES SIMULTANEAS (F1)
AVIACION GENERAL.

AEROPUESTO: PUERTO VALLARTA

FECHA: 13/Dic./86

NOMBRE DEL AFORADOR: JOLANDA ELENA GONZÁLEZ

HORA	JETS CON TURBINAS	AVIONETA UN MOTOR	AVIONETAS DOS MOTORES	AVIONETAS TERCER NIVEL* - XA	OTROS	TOTAL	OBSERVACIONES
10:30	0	4	2	2	0	8	
10:45	0	4	2	2	0	8	
11:00	0	4	2	2	1	9	HELICÓPTERO
11:15	0	4	2	2	1	9	HELICÓPTERO.
11:30	0	4	2	2	1	9	HELICÓPTERO.
11:45	0	4	2	2	1	9	HELICÓPTERO.
12:00	0	5	2	3	1	11	HELICÓPTERO.
12:15	0	5	1	2	0	8	
12:30	0	5	1	3 ^(a)	0	9	^(a) Vn DC-3
12:45	1 ^(b)	4	2	2	0	9	^(b) MATRÍCULA XA-ABB
13:00	1	4	2	2	0	9	
13:15	0	4	2	2	0	8	
13:30	0	4	2	2	0	8	
13:45	0	4	2	2	0	8	
14:00	0	4	2	2	0	8	
14:30	0	4	2	2	0	8	
14:45	0	4	2	2	0	8	
15:00	0	4	2	2	0	8	
15:15	0	4	2	2	1	9	HELICÓPTERO.
15:30	0	5	2	2	1	10	HELICÓPTERO.
15:45	0	5	2	2	1	10	HELICÓPTERO.
16:00	0	4	2	2	1	9	HELICÓPTERO.

* LA MATRÍCULA DEBE EMPEZAR CON LAS LETRAS -XA.

RE

(A)

Estacionamiento para automóviles

FORMATO: F2

Objetivo

Indicar el número de vehículos ubicados en el interior del estacionamiento de aviación comercial y/o aviación general según sea el caso, diferenciando los automóviles que son: de alquiler, oficiales, de renta y particulares en periodos de tiempo previamente especificados.

Descripción del Formato

El formato esta compuesto por 9 columnas. La primera indica la hora en que se toma la muestra, las próximas cuatro corresponden a la zona de aviación comercial, en ellas se anotan el número de vehículos según la división antes mencionada. Las siguientes cuatro columnas tienen el mismo fin, pero corresponden a la zona de aviación general.

Procedimiento en Toma de Muestras

Para el manejo de este formato, se requiere que el aforador se ubique en la zona de estacionamiento, y haga uso de un contador manual para facilitar su labor. Los vehículos que se cuentan primero son los particulares, por ser los que tienen mayor movimiento, después los de alquiler, renta y oficiales.

(6)

Para realizar este procedimiento es conveniente contar con la ayuda del encargado del estacionamiento para facilitar la identificación del tipo de vehículo de que se trate.

El intervalo entre 2 muestras consecutivas puede variar entre 15 y 20 minutos, dependiendo del movimiento y concentración de vehículos.

ESTACIONAMIENTO PARA AUTOMOVILES (F2)

AEROPUERTO: PUERTO VALLARTA

NOMBRE DEL AFORADOR: FERNANDO BOBADILLA

FECHA: 13/DIC/86

HORA	ZONA COMERCIAL					ZONA AVIACION GENERAL		
	DE ALQUILER *	OFICIALES *	DE RENTA *	PART. *	TOTAL *	DE RENTA	PART.	TOTAL
10:30	24	17 - 13	31	25 - 17	66 - 61			
10:45	26	19 - 14	32	21 - 24	66 - 70			
11:00	26	21 - 15	30	24 - 24	71 - 69			
11:15	29	20 - 15	30	32 - 23	81 - 68			
11:30	30	22 - 16	29	25 - 26	77 - 71			
11:45	31	23 - 15	29	24 - 25	78 - 69			
12:00	27	22 - 17	28	26 - 20	75 - 65			
12:15	22	24 - 19	31	28 - 22	74 - 72			
12:30	23	19 - 19	31	24 - 24	66 - 74			
12:45	31	17 - 19	27	25 - 20	73 - 66			
13:00	33	14 - 15	26	32 - 15	79 - 56			
13:15	41	18 - 14	25	33 - 14	92 - 53			
13:30	40	19 - 17	25	29 - 17	88 - 59			
13:45	30	21 - 18	22	31 - 20	82 - 60			
14:00	31	22 - 19	21	32 - 18	85 - 58			
14:15	12	18 - 20	1 - 24	40 - 20	71 - 64			
14:30	15	21 - 17	1 - 22	41 - 20	78 - 59			
14:45	26	22 - 14	21	39 - 18	87 - 53			
15:00	23	21 - 17	26	34 - 36	78 - 79			
15:15	29	16 - 19	35	28 - 47	73 - 101			
15:30	32	15 - 17	37	30 - 41	77 - 95			
15:45	34	17 - 17	38	30 - 37	81 - 92			

* INDICA FUERA DEL ESTACIONAMIENTO.

18

171

(8)

Aviones en Plataforma Reabasteciendose de Combustible

FORMATO: F3

Objetivo

Relacionar las aeronaves que salen, con el tipo y cantidad de combustible que necesitan para llegar a su destino inmediato. Además de verificar el tiempo que tarda en la operación de abastecimiento.

Descripción del Formato

El formato consta de un total de 10 columnas con espacio para anotar las horas inicial y final de la operación de carga de combustibles, el tipo de avión de que se trata, su matrícula, el número de vuelo (si es comercial), escala siguiente y cantidad y tipo de combustible que se le suministre.

Procedimiento de Toma de Muestras

Este formato se utiliza en las plataformas de Aviación Comercial y de Aviones General.

El muestreo se debe realizar de manera continua, es decir tomar datos de todas las aeronaves que carguen combustible.

Para tal efecto, se necesita la colaboración de cuando menos 2 personas (una en cada plataforma). La cantidad de li

(9)

tros de combustible suministrados se leen directamente, del -
carro dispensador 6 de la bomba estacionaria. El tiempo ini-
cial y final, deben coincidir con los momentos en que el en-
cargado conecte la manguera de la bomba de combustible al --
avión y el momento en que la desconecte respectivamente.

AVIONES EN PLATAFORMA REABASTECIENDOSE DE COMBUSTIBLE (F3)

AEROPUERTO: PUERTO VALLARTA.

NOMBRE DEL AFORADOR: JUAN MANUEL GALVÁN

FECHA: 18/DIC/86

CARGADO DE COMBUSTIBLE			TIPO DE AVION	MATRICULA	NUMERO VUELO	ESCALA SIGUIENTE	TURBOSINA (LITROS)	GAS AVION (LITROS)	
INICIAL	FINAL	TIEMPO						100/130	80/87
10:43	10:53	10 MIN.	727	XA-MEE	MX-940	MAZATLÁN	8,398		
13:00	13:02	2 MIN.	DC-9	XA-SOY	AM-262	NVO. LEÓN.	2,540		
13:42	13:45	3 MIN.	727	N25729	CO-221	GUADALAJARA	2,517		
14:58	15:25	27 MIN.	727	XA-MEB	MX-919	SEATTLE.	28,024		
15:10	15:26	16 MIN.	727	N73JAA	AA-535	DALLAS	12,810		
15:47	15:56	9 MIN.	737	N311WA	WA-770	LOS ANGELES.	8,057		
15:55	16:10	15 MIN.	DC-9	XA-AMA	AM-157	TIJUANA	9,730		
16:28	16:36	8 MIN.	727	XA-HOX	MX-918	SAN JOSÉ DEL CABO.	8,122		

hh

100

(")

Operaciones por Cabecera de Pistas

FORMATO: F4

Objetivo

Determinar el tiempo que cada aeronave ocupa la pista durante las operaciones de aterrizaje y despegue. También determinaría el porcentaje de utilización de cada cabecera y la concentración máxima horaria frecuente.

Descripción del Formato

Un total de 12 columnas conforman este formato. En estas se anotan el tipo de avión, compañía a la que pertenece, matrícula, número de vuelo (si es comercial) y hora en que ocupa y desaloja la pista, así como la cabecera que utiliza cada aeronave.

Procedimiento de Toma de Muestras

La ubicación de la persona encargada de llenar este formato debe de ser en la cabina de la torre de control. Los tiempos que se utilizan son los señalados por los controladores de la torre. Durante el aterrizaje, el tiempo de ocupación se anota al momento en que se autoriza la llegada de la aeronave; el desalojo, en el momento en que la aeronave cruza la zona de parada marcada en los rodajes, en su camino hacia las plataformas.

(12)

El muestreo es continuo, es decir, se toman datos de todas las aeronaves que aterricen o despeguen dentro del horario de aforo.

OPERACIONES POR CABECERA DE PISTAS (F4)

AEPOPUERTO: PUERTO VALLARTA

NOMBRE DEL AFORADOR: OSCAR A. ROMERO

FECHA: 14/DIC/86

Tiempo SAL. ENT. PLAT.	TIPO DE AVION	COMPANIA	MATRICULA	NUM. VUELO	C A B E C E R A								
					ATERRIJAJE 04		DESPEQUE 22		ATERRIJAJE 04		DESPEQUE 22		
					LLEG.	SAL.	LLEG.	SAL.	LLEG.	SAL.	LLEG.	SAL.	
10:44	C-210		XC-HCD									10:45	10:46
11:14	C-207		XA-MON					11:15	11:16				
11:19	727	MX.	XA-HOH	940	11:15	11:18							
11:41	727	MX.	XA-HOH	940								11:46	11:47
11:47	C-207		XA-MON							11:44	11:46		
12:03	C-310		XB-LOH							12:00	12:02		
12:13	PA-24		N-9397P							12:10	12:12		
12:26	C-310		XB-LOH					12:27	12:28				
12:38	C-207		XA-MON					12:40	12:41				
12:57	727	MX	XA-DUI	724						12:54	12:56		
13:16	C-207		XA-MON							13:13	13:15		
13:20	727	CO	N-70755	220	13:17	13:19							
13:36	727	MX	XA-DUI	724								13:40	13:41
13:42	727	CO	N-70755	221								13:46	13:47
13:56	C-182		XB-DGU							13:53	13:55		
13:57	D-9	AM	XA-DEM	466						13:55	13:56		
14:07	727	MX	XA-MEJ	815						14:03	14:06		
14:16	D-8-63	WB	C-FCPP	711						14:10	14:13		
14:27	D-9	AM	XA-DEM	466								14:31	14:32
14:47	727	MX.	XA-MXC	919						14:42	14:45		
14:51	727	MX.	XA-MEJ	814								14:54	14:55
14:54	C-182		XB-DGU									14:57	14:58

(13)

47

Posiciones Simultáneas de Aviones Comerciales

Plataforma de Operaciones Comerciales

FORMATO: F5

Objetivo

Conocer el número y tipo de Aviones Comerciales y CHarters que se entacionan simultaneamente con mayor frecuencia en la - plataforma de aviación comercial.

Descripción del Formato

El formato lo integran 12 columnas, de las cuales la prim^a ra, corresponde a la hora de las observaciones. Las 10 siguientes se utilizan para anotar los diferentes tipos de aviones - que operan en el aeropuerto y, en la última el total de aviones comerciales estacionados simultaneamente en cada observación.

Procedimiento de Toma de Muestras

El procedimiento que normalmente se utiliza es el de hacer las observaciones a intervalos de 15 ó 20 minutos. Sin embar- go, si el movimiento no es muy intenso, el registro puede --- ampliarse de manera continúa, anotando la hora de llegada ó de salida de todas las aeronaves que entren o salgan de la plata- forma de operaciones.

PLATAFORMA DE OPERACIONES COMERCIALES
 POSICIONES SIMULTANEAS DE AVIONES (F 5)
 COMERCIALES.

AEROPUERTO: PUERTO VALLARTA.

NOMBRE DEL AFORADOR: RAMÓN GARCÍA DAVALOS.

FECHA: 16/DIC/86.

HORA	NUM. DE POSICIONES Y POBLACION DE AVIONES										TOTAL
	DC-9	D9S	M80	B72S	B737	DC-10					
10:32				1 MX							1
10:56				1 MX							1
11:25		1 AM									1
11:43		1 AM									
12:42		1 AM		1 MX							2
13:10				1 MX							1
13:15	1 AM			1 MX							2
13:18	1 AM			1 MX							2
13:24	1 AM			2 MX							3
13:35				2 MX							2
13:47				1 MX							1
13:50											
14:20				1 MX							1
14:57				2 AA							2
14:58				3 MX							3
15:00				2 MX							2
15:28				3 MX							3
15:32				4 MX							4
15:38				5 MX							5
15:42				5 MX	1 WA					Máximo →	6
15:44				4 MX	1 WA						5
15:49		1 AM		4 MX	1 WA						→ 6

36

(15)

Tiempo Unitario de Procesamiento

FORMATO: F6

Objetivo

Medir el tiempo de los diversos trámites que realizan los pasajeros en: documentación, sanidad, migración y aduana de su recorrido en las diferentes salas del edificio terminal.

Descripción del Formato

En el encabezado del formato existe un espacio para indicar el tipo de trámite de que se trata. En las 6 columnas que contiene el formato se anota la duración de los trámites realizados por los pasajeros en grupos de 3, 5 6 10 pasajeros.

Procedimiento de Toma de Muestras

Los tiempos se toman en filas de 3, 5 y 10 pasajeros; -- también se anotan el número de filtros existentes y la cantidad de éstos en operación.

Es necesario que la persona encargada de este formato, - se ubique en todos los lugares donde el pasajero tiene que - realizar su trámite.

El lugar más apropiado para la ubicación de la persona responsable de llenar este formato, es la plataforma de aviación - comercial.

DEPARTAMENTO DE PROGRAMACION
 OFICINA DE ESTADISTICAS Y AFOROS

(18)

MIGRACION SOLIDA
 Doc. INTERNACIONAL
 MIGRACION LIGERA
 Doc. NACIONAL

TIEMPO UNITARIO DE PROCESAMIENTO POR
 GRUPO DE 3, 5 Y 10 PASAJEROS (F6)

SALA ADUANA

AEROPUERTO Puerto Vallarta.

T I E M P O	GRUPO DE PASAJEROS			NUM. DE FILTROS	OBSERVACIONES
	DE 3	DE 5	DE 10		
	16:35	14:28	13:56	1	HUBO INSPECCION
	✓	✓	✓		A UNA PERSONA.
	16:35	✓	✓		Poca gente.
		✓	✓		
		14:29	✓		
		15:51	✓		
		✓	✓		
		✓	✓		
		✓	13:58		
		15:52	15:12	1	
		16:45	✓		
		✓	✓		
		✓	✓		
		✓	✓		
		16:46	✓		
			✓		
			✓		
			✓		
			15:14		

AFORADOR: IRMA CASTILLO Q.

FECHA: 18/dic/86

TIEMPO UNITARIO DE PROCESAMIENTO POR
 GRUPO DE 3, 5 Y 10 PASAJEROS (F6)

SALA MIGRACION SALIDA.

AEROPUERTO PUERTO VALLARTA.

T I E M P O	GRUPO DE PASAJEROS			NUM. DE FILTROS	OBSERVACIONES
	DE 3	DE 5	DE 10		
	14:26	13:46	13:18		TRABAJO RA-
	✓	✓	✓		PIDO, POCA
	14:27	✓	✓		GENTE.
		✓	✓		
		13:48	✓		
		14:46	✓		
		✓	✓		
		✓	✓		
		✓	✓		
		14:46	13:21		
		17:30	15:33		
		✓	✓		
		✓	✓		
		✓	✓		
		17:32	✓		
			✓		
			✓		
			✓		
			15:36		

AFORADOR: IRMA CASTILLO G.

FECHA: 17/DIC/53

TIEMPO UNITARIO DE PROCESAMIENTO POR
 GRUPO DE 3, 5 Y 10 PASAJEROS (F6)

SALA Doc. INTERNACIONAL.

AEROPUERTO PUERTO VALLARTA.

T I E M P O	GRUPO DE PASAJEROS			NUM. DE FILTROS	OBSERVACIONES
	DE 3	DE 5	DE 10		
	12:06	11:40	11:40	2	ATIENDEN 2
	✓	✓	✓		FILTROS, TOMO
	12:15	✓	✓		2 TIEMPOS
	14:05	✓	✓	1	UNO DE 12 PER-
	✓	11:52	✓	1	SONAS Y OTRO
	14:12	13:15	✓		DE 8:
		✓	✓		
		✓	✓		
		✓	✓		
		13:20	11:58		
			14:30	2	
			✓		
			✓		
			✓		
			✓		
			✓		
			✓		
			✓		
			14:42		

AFORADOR: IRMA CASTILLO G.

FECHA: 11/Dic/86.

TIEMPO UNITARIO DE PROCESAMIENTO POR
 GRUPO DE 3, 5 Y 10 PASAJEROS (F6)

SALA DOCUMENT. NACIONAL

AEROPUERTO PUERTO VALLARTA.

T I E M P O	GRUPO DE PASAJEROS			NUM. DE FILTROS	OBSERVACIONES
	DE 3	DE 5	DE 10		
	10:24	12:45	13:07	1	TRABAJO NORMAL.
	✓	✓	✓		
	10:26	✓	✓		
	14:03	✓	✓	1	TRABAJO NORMAL.
	✓	12:51	✓		
	14:05	15:05	✓		
		✓	✓		
		✓	✓		
		✓	✓		
		15:11	13:22		
		17:25	15:43	1	NOTA:
		✓	✓		HUBO FILAS DEMASIADO GRANDES, MUCHA AGLOMERACIÓN.
		✓	✓		
		✓	✓		
		17:30	✓		
			✓		
			✓		
			✓		
			15:57		

AFORADOR: IRMA CASTILLO G.

FECHA: 14/DIC/84

TIEMPO UNITARIO DE PROCESAMIENTO POR
 GRUPO DE 3, 5 Y 10 PASAJEROS (F6)

SALA MIGRACION LLEGADA.

AEROPUERTO PUERTO VALLARTA

T I E M P O	GRUPO DE PASAJEROS			NUM. DE FILTROS	OBSERVACIONES
	DE 3	DE 5	DE 10		
	15:38	15:10	13:45	2	UN POCO DE AGLOMERA- CION Y AMON- TONAMIENTO
	✓	✓	✓		
	15:45	✓	✓		
		✓	✓		
		15:15	✓		
			✓		
			✓		
			✓		
			✓		
			13:56		
			14:40	2	
			✓		
			✓		
			✓		
			✓		
			✓		
			✓		
			✓		
			14:54		

AFORADOR: IRMA CASTILLO G.

FECHA: 11/dic/86

Conteo Instantáneo de Personas Dentro de las Salas

FORMATO: F7.

Objetivo

Obtener el número máximo frecuente de personas que ocupan las diversas áreas del edificio terminal, tales como documentación, reclamo de equipaje, vestíbulo, restaurantes, salas de última espera.

Descripción del Formato

Este formato es posible utilizarlo en diferentes áreas.

La distribución de aforadores depende de las características de movimiento y dimensiones de las instalaciones.

El formato se compone de 10 columnas, solo la primera -- tiene una aplicación definida, la hora de la observación.

Las restantes pueden utilizarse de manera indistinta para cualquier sala del edificio.

Procedimiento de Toma de Muestras

El conteo se efectúa cada 15 minutos ó bien en el momento en que la persona encargada del muestreo observe acumulaciones extraordinarias, en cuyo caso anotará la hora exacta de -- dichas observaciones, aún y cuando no hayan transcurrido 15 minutos. En el caso de áreas de muy escasa ocupación, se registrará solamente cuando dichas áreas estén usándose.

AEROPUERTO PUERTO VALLARTA

AFORADOR: ALMA MIRIAM RIVERA B.

CONTEO INSTANTANEO DE PERSONAS DENTRO DE LAS SALAS (F7)

FECHA: 13-Dic-86.

H O R A	DOCUMENTA- CIÓN NACIONAL	DOCUMENT CÍAS. EXTRANJERAS	RECLAMO NACIONAL.	RECLAMO INTERNAL.	MIGRACIÓN LLEGADA	ERPE NACIONAL	ERPE INTERN.	OBSERVACIONES:
14:15	47 (c)	35		106 (b)	52		2	EN MIGRACIÓN. NO (e) CHECARON PAPELES DE NINGUNA PERSONA.
14:30	90 (c)	12		10		1	18	
14:40	130 (b)	21		7			25	(a) MUCHO CONGESTIONAMIENT TO DE PERSONAS.
14:55	111 (b)	39	75				37	
15:00	116 (b)	42				13	48	MUCHA GENTE (b)
15:10	156 (a)	25			81 (e)	15	35	REGULAR DE PERSONAS. (c)
15:20	137 (a)	18		2		10	30	MUCHA GENTE NO SE (F) PUEDE CAMINAR POR NINGÚN LADO.
15:30	146 (a)	30	37 (d)	95	107 (b)	25	105	
15:45	68 (c)	5		127 (a)	50	16	42	POCA GENTE (d)
16:00	71 (c)	7		128 (a)	134	9	7	
16:10	52	4		179 (F)	106	13	5	
16:15	66	8		132	68	28	1	
16:30	61	9		97		1		
16:45	47	1		116 (b)	127		2	
16:50	53	2		242 (F)	124			
17:05	58	1		50	71	5	2	
17:15	39			3		6		
17:30	46	1					5	
45	50					7	15	
18:00	49					22	30	

Pasajeros en Vuelos Comerciales

FORMATO: F8

Objetivo

Conocer la concentración máxima frecuente de pasajeros horarios comerciales de llegada, salida y tránsito en un --- aeropuerto; y el porcentaje de ocupación de los aviones que los transportan.

Descripción del Formato

El formato posee espacios para anotar las horas de llegada y de salida, el número de vuelo, compañía operadora, matrícula, tipo de avión, procedencia inmediata, destino inmediato y número de pasajeros, así como una columna para el -- registro de las observaciones más sobresalientes.

Procedimiento de Toma de Muestras

El aforador, ubicado en la sala de última espera, toma nota de los datos del vuelo y la aeronave. Con estos datos, - debe solicitar al personal de la aerolínea la información -- correspondiente a los pasajeros de llegada, de salida y tránsito.

Los momentos elegidos para el registro de las horas de llegada y de salida coinciden con los instantes de poner y - quitar calzas al avión, respectivamente.

Este formato puede requerir de la colaboración de más de una persona para la recopilación de información.

PASAJEROS EN VUELOS COMERCIALES (FB)

PUERTO: PUERTO VALLARTA.

NOMBRE DEL AFORADOR: ALVARO ROBLES L.

FECHA: 12/DIC/86.

H O R A		TIPO DE AVION	MATRÍCULA	COMPAÑIA	NUMERO DE VUELO	V U E L O		PROCED. INMEDIATA	DESTINO INMEDIATO	P A S A J E R O S			O B S E R V A C I O N E S	
LLEG	SAL					NAC	INT			LLEGADA	EN TRANS.	SALIDA		
10:48		725	XA-MEZ	MX	940	✓		MÉXICO		152	8			
	11:14	725	XA-MEZ	MX	940	✓			MAZATLÁN		8	93		
11:56		D95	XA-AMF	AM	466	✓		GDL.		53	47			
	12:16	D95	XA-AMF	AM	466	✓			LAP.		47	24		
13:33		725	N88712	CO	220		✓	HOUSTON		31	45			
	13:55	725	N88712	CO	221		✓		HOUSTON		45	68		
14:13		725	N883AA	AA	535		✓	DALLAS		56	59			
14:53		725	XA-MEB	MX	805		✓	CHICAGO		63	38			
	15:00	725	N883AA	AA	292	✓			GDL.		59	60		
15:05		725	XA-HOM	MX	919		✓	LOS CABOS		31				
15:14		737	N2310	WA	770		✓	LAX		92				
15:16		725	XA-MXD	MX	983		✓	SEATTLE		79				Requirió REPARACION
	15:26	725	XA-MEB	MX	805	✓			GDL.		38	74		
15:32		725	XA-MEZ	MX	906	✓		ZIH.		58				
15:34		725	XA-MEB	MX	907		✓	LAX						
15:37		725	N128NA	MX	733		✓	DALLAS.		38				
	15:59	737	N2310	WA	771		✓		LAX.			67		
16:11		737	N4569W	WA	771		✓	PHOENIX		60				
	16:24	725	XA-MEJ	MX	906		✓		LAX.			43		
	16:40	725	N128NA	MX	732		✓		DALLAS			67		
16:42		D10	XA-MEX	MX	977		✓	SFO.						
	16:45	737	N4569W	WA	755		✓		PHOENIX			48		

Maletas por Pasajero

FORMATO: F9

Objetivo

Determinar la concentración máxima frecuente de maletas por pasajero.

Descripción del Formato

La información que se captura con este formato es: número de pasajeros de llegada y salida por vuelo, número de maletas de llegada y salida por vuelo

Procedimiento de Toma de Muestras

Para realizar esta operación, es necesaria la colaboración de una o dos personas ubicadas en las áreas de movimiento de -- equipaje. El muestreo debe realizarse cada vez que llega o sale un vuelo. Para facilitar la tarea del aforador, es conveniente usar un contador manual.

MALETAS POR PASAJERO (F9)

AEROPUERTO PUERTO VALLARTA.
 NOMBRE DEL AFORADOR RAQUEL PALOMERA.

FECHA 17/DIC/86

H O R A	V U E L O			P A S A J E R O S		N U M E R O D E M A L E T A S		M A L E T A S P O R P A S A J E R O	
	NUM.	NAC.	INTER.	QUE LLEGAN	QUE SALEN	QUE LLEGAN	QUE SALEN	LLEGADA	SALIDA
10:28	AM 466	✓		48		35			
10:29	MX 940	✓		104		61			
10:48	AM 466	✓			8		8		
10:57	MX 940	✓			60		75		
13:19	NW 937		✓	28		35			
13:46	AM 467	✓		15		21			
13:53	CO 220		✓	22		27			
14:08	AA 335		✓	32		70			
14:11	NW 938		✓		37		59		
14:11	AM 467	✓			20		25		
14:12	CO 221	✓			32		39		
14:57	AA 292	✓			51		80		
15:13	MX 805		✓	23		37			
15:20	MX 906	✓		10		12			
15:24	MX 947		✓	46		61			
15:34	MX 907		✓	94		158			
15:37	MX 733		✓	26		29			
15:58	MX 947	✓			43		43		
16:00	MX 906		✓		62		58		
16:01	MX 805	✓			60		49		
16:16	MX 977		✓	60		54			
16:18	MX 732		✓		12		19		
16:18	MX 907	✓			4		1		
16:46	AM 156	✓		68		75			
16:59	MX 977	✓			29		29		
17:10	WA 754	✓		74		55			
17:17	AM 156	✓			53		57		
17:38	WA 757		✓		31		30		
17:49	MX 804	✓		75		83			
17:52	MX 946	✓		36		16			

63

157

100

Visitantes por Pasajero

FORMATO: F10

Objetivo

Deteminar la concentración máxima frecuente de visitantes por pasajero.

Descripción del Formato

La información que se captura con este formato es: número de pasajeros por vuelo, personas en sala de espera y características del vuelo.

Procedimiento de Toma de Muestras

Para realizar esta actividad es necesaria la colaboración de una persona en las áreas que funcionen como salas de espera. El muestreo debe realizarse en intervalos de 15 minutos, salvo que se presenten concentraciones extraordinarias intermedias entre 2 registros, en cuyo caso deberá registrar la hora de esta observación y procederá a contar el número de personas en el área en que esto suceda. Para facilitar su tarea, es conveniente que el aforador haga uso de contadores manuales.

OFICINA DE ESTADISTICAS Y AFOROS (F10)

FECHA 13/Dic/86.

AEROPUERTO PUERTO VALLARTA.

VISITANTES POR PASAJERO

HORA	V U E L O			P A S A J E R O S		NUMERO DE PERSONAS EN SALA DE ESPERA		VISITANTES POR PASAJERO	
	NUMERO	NAC.	INT.	QUE SALEN	QUE LLEGAN	DE SALIDA	DE LLEGADA	SALIDA	LLEGADA
10:30									
10:45									
11:00									
11:15									
11:30									
11:45		✓							7
12:00									
12:15		✓							15
12:25									
12:35			✓					3	
12:50			✓					2	
12:55			✓					6	
13:10			✓					5	
13:25			✓					20	
13:40		✓	✓					18	2
13:55			✓					25	
14:10			✓					21	
14:25			✓					12	
14:40			✓					7	
14:55			✓					8	
15:10		✓	✓					5	8
15:15			✓					8	
15:30		✓	✓					18	9
15:45			✓					20	
16:00		✓	✓					12	2
16:15			✓					30	
16:30			✓					39	
16:45		✓	✓					15	3
17:00			✓					10	
17:15									

(5)

65

Flujo de Pasajeros

FORMATO: F11

Objetivo

Mostrar el flujo de pasajeros de llegada internacional desde el momento en que se estaciona la aeronave, hasta que el último-pasajero del vuelo abandone el edificio terminal.

Determina el tiempo en que tardan los pasajeros de un vuelo en ocupar el edificio.

Descripción del Formato

Este formato tiene capacidad para capturar información hasta 3 vuelos. En la parte superior se anotan las características del vuelo. En la primera columna se encuentran anotados los distintos filtros y salas en que ha de observarse el flujo de pasajeros. Las siguientes tres columnas están destinadas a la observación de un vuelo. La primera de ellas es para registrar los tiempos de arribo del primer pasajero a los filtros de control, la segunda, tiene el mismo fin, solo que se refiere al momento en que se presenta el último pasajero a realizar su trámite; la tercera se utiliza para anotar el tiempo que sirven como puntos de comparación.

En la parte inferior del formato se anotan el número de filtros existentes, el tiempo en que el equipaje comienza a ser d

cargado en la sala de reclamo, así como el tiempo en que finaliza el número de maletas y el número de personas que realizan -- esta maniobra.

Procedimiento de Toma de Muestras

Para capturar información con este formato se requieren 2 personas para atender cada vuelo. La primera, con reloj en mano, observa y anota la hora de calce del avión y la aparición del primer pasajero en la escalerilla del avión, enseguida, se desplaza hasta el siguiente punto de observación y anota la -- hora de llegada del primer pasajero a efectuar sus trámites; - nuevamente se desplazará hasta el siguiente punto de observa-- ción, hasta que observe el primer pasajero de ese vuelo abando-- nar el edificio terminal.

La segunda persona, debe realizar el mismo recorrido anotando los tiempos en que el último pasajero pasa por los mis-- mos puntos de observación.

La primera persona registrará el número de filtros de sa-- nidad, migración y aduana con las observaciones que estime con-- veniente, el tiempo inicial y final de las maniobras de descar-- ga del equipaje, el número de maletas y maleteros que partici-- pan en estas maniobras.

La segunda persona debe compilar los datos relativos al primer y último pasajero del vuelo.

En este muestreo, no es necesario capturar todos los vuelos, sino el mayor número posible de ellos, de acuerdo al número de aforadores disponibles.

PASAJEROS EN LLEGADA (F 11)

FECHA <u>16/DIC/56</u>		TIPO AVION <u>B-727</u>			TIPO AVION <u>B-727-200</u>			TIPO AVION <u>B-727</u>		
ELABORO <u>EVELIA JAUREGUI D.</u>		<u>VLO 992 CIA AA</u>			<u>VLO 725 CIA MX</u>			<u>VLO 733 CIA M</u>		
		P. P.	U. P.	T	P. P.	U. P.	T	P. P.	U. P.	T
1	CALCE DE LA AERONAVE			14:56			14:58			15:3
2	EN ESCALERILLA AERONAVE	14:58	14:59		14:59	15:01		15:33	15:34	
3	LLEG. FILTRO SANIDAD									
	SAL. FILTRO SANIDAD									
4	LLEG. FILTRO MIGRAC.	15:00	15:02		15:04	15:09		15:36	15:38	
	SAL. FILTRO MIGRAC.	15:00	15:03		15:05	15:10		15:37	15:39	
5	LLEG. SALA RECLAMO	15:00	15:03		15:05	15:10		15:37	15:39	
	SAL. SALA RECLAMO	15:06	15:07		15:08	15:11		15:39	15:40	
	LLEG. SALA ADUANA	15:01	15:08		15:08	15:11		15:39	15:41	
	SAL. SALA ADUANA	15:01	15:09		15:09	15:11		15:39	15:41	
7	SALIDA PASAJERO	15:08	15:15		15:12	15:15		15:41	15:50	
	SALIDA AVION			16:15			15:44			16
TIEMPO TOTAL		17 min 72 min			16 min 46 min			17 min 40		
		NUM. DE OBSERVACIONES FILTRO			NUM. DE OBSERVACIONES FILTRO			NUM. DE OBSERVACIONES FILTRO		
SANIDAD		NO HAY			FILTROS DE			SANIDAD.		
MIGRACION		7	TRABAJANDO 4		7	TRABAJANDO 4		7	TRABAJAN	
ADUANA		2	TRABAJANDO 2		2	TRABAJANDO 2		2	TRABAJAN	
		INIC.	FIN	TIEMPO	INIC.	FIN	TIEMPO	INIC.	FIN	T.
LLEG. EQUIPAJE		15:05	15:06		15:07	15:08		15:37	15:39	
NUM. DE MALETAS		28			14			28		
NUM. DE MALETEROS		1			1			1		

OBSERVACIONES:

Arribos a Documentación

FORMATO: F12

Objetivo

Conocer la distribución con respecto al tiempo del flujo de pasajeros a las mesas de documentación desde la apertura hasta la hora de cierre del vuelo. La información se complementa con el número de maletas y acompañantes de los pasajeros.

Descripción del Formato

En la parte superior del formato se anotan los datos de identificación de cada vuelo, tales como, hora de apertura, hora de cierre, número de vuelo, destino, número de filtros y cantidad de pasajeros y hora de itinerario. El formato está diseñado para dos vuelos con una duración de 100 minutos de registro; cada uno tiene dos recuadros para su muestreo, el primero de ellos muestra la cantidad de pasajeros arribando a documentación en intervalos de 5 minutos a partir de la hora de apertura del vuelo. El segundo para anotar el número de maletas y acompañantes de los pasajeros.

Procedimiento de Toma de Muestras

Se requiere una persona para capturar la información relativa a un vuelo. La observación empieza a la hora en que se abre el vuelo, anotando como observación especial la existencia

de personas esperando antes de la hora de apertura. A partir de esa hora anotará con el sistema de marcas verticales y diagonales los pasajeros que vayan llegando y, cada 5 minutos hará los subtotales que correspondan a ese intervalo, escribiendolos con número inmediatamente abajo de la notación anterior y, más abajo irá acumulando el total, proseguira así hasta la hora de cierre del vuelo. El número de maletas y acompañantes se anotan en el segundo recuadro, respentando el mismo intervalo de tiempo.

En este muestreo no es necesario capturar todos los vuelos, sino la mayor cantidad posible de acuerdo al número de aforados disponibles.

DIRECCION GENERAL DE AEROPUERTOS
DEPARTAMENTO DE PROGRAMACION
OFICINA DE ESTADISTICAS Y AFOROS

ARRIBOS A DOCUMENTACION (F12)

Elaboró Alma Claudia Casillas.

Hora apertura: 12:00
FECHA: 14/DIC/86
HORA DE ITINERARIO: 13:45

Hora cierre: 13:27
No. Filtros: 3

No. Vuelo: CA-221
Aeropuerto: Pto. VALLARTA

Destino: HOUSTON
No. Pax: 77

0 5 10 15 20 25 30 35 40 45 50 55 60 65 70 75 80 85 90 95 100

P A X .	ARRIBOS	13	3	6	4	4	10	9	11	1	6	5	2				3				
	ACUMULADO	13	16	22	26	30	40	49	60	61	67	72	74	74	74	74	77				

MALETAS	31	38	52	76	85	95	107	116	117	123	127	135	135	135	135	135					
ACOMPANANTES																					

No. Vuelo: MX-906
Hora apertura: 13:50
Fecha: 14/DIC/86

Destino: Los ANGELES
Hora cierre: 15:35
Aeropuerto: Pto. VALLARTA

No. Pax.: 146
Hora Itinerario: 16:00
No. Filtros: 2

HORA DE ITINERARIO: 16:00 0 5 10 15 20 25 30 35 40 45 50 55 60 65 70 75 80 85 90 95 100

P A X .	ARRIBOS	4	7	12	8	9	6	4	6	8	6	6	4	5	5	11	15	7	8	3	8
	ACUMULADO	4	11	23	31	40	46	50	56	64	70	76	80	85	90	101	116	123	131	134	142

MALETAS	4	4	6	14	25	32	36	49	61	70	74	79	92	100	113	130	142			161	170	
ACOMPANANTES																						

72

Tiempo de Utilización de Equipos de Apoyo en Plataforma de Operaciones.

FORMATO: F13

Objetivo

Determinar el número y tipo de equipo que da servicio a las aeronaves mientras se encuentran en tierra, y el tiempo de utilización de cada uno de ellos.

Descripción del Formato

Entre los datos que se capturan a través de este formato, -- figuran: matrícula del avión y tiempos de utilización de equipos tales como Planta de Luz y tractor; escalera de pasajeros; comisariato; dispensador de combustible y equipos de transporte de carga y equipaje.

Procedimiento de Toma de Muestras

A partir del instante en que se calce el avión, se anotan los tiempos en que cada equipo de apoyo es conectado y desconectado de la aeronave.

La captura de información con este formato es continua. Debe efectuarse con todas las aeronaves a las que se les proporcione servicio con los equipos de apoyo.

La utilización de este formato puede requerir la colaboración de más de una persona ubicada en la plataforma de operaciones.

DIRECCION GENERAL DE AEROPUERTOS
 DEPARTAMENTO DE PROGRAMACION
 OFICINA DE ESTADISTICAS Y AFOROS

AEROPUERTO PUERTO YALLARTA. TIEMPO DE UTILIZACION DE EQUIPOS DE APOYO EN PLATAFORMA
 DE OPERACIONES COMERCIALES (F 13

AFORADOR: Jose. Gpe. Torres

FECHA: 11/Dic/86

COMPANIA	MATRICULA AVION	CALZA DEL AVION	PLANTA DE LUZ Y TRACTOR	ESCALERA PASAJEROS	COMISAJA TO	COMBUSTIBLE	CARGA	EQUIPAJE	OBSERVACIONES
C.O.N.T.	N 88709	1:44		1:44				1:45/1:55	
		2:05		2:04				1:56/2:02	
A.M.	XA-10V	2:07		2:07	2:08			2:07/2:15	
		2:22		2:20	2:19			2:15/2:17	
C.M.A.	XA-MXB	2:41		2:41	2:42		2:4 / 3:04	2:43/2:47	
		3:19		3:18	3:08			3:03/3:08	
C.M.A.	XA-MED	3:00		3:00	3:13			3:01/3:06	
		4:40		3:38	3:30			3:31/3:40	
A.A.	N669AA	3:21		3:21	3:23			3:23/3:30	
		4:14		4:13	3:29			3:50/4:00	
C.M.A.	XA-MXC	3:37		3:37	3:39			3:41/3:50	
		4:21		4:20	3:49			4:08/4:12	
C.M.A.	XA-MX4	3:55		3:55	4:03			3:56/3:59	
		4:37		4:34	4:20			4:25/	
A.M.	XA-AMB	4:12		4:12	4:16			4:14/4:22	
		4:40		4:47	4:28			4:23/4:26	

52

Revisión de Pasajeros y Equipaje de Mano

FORMATO: F14

Objetivo

Conocer el tiempo requerido, por grupo de 3 5 6 10 pasaje--
ros durante el trámite de revisión de seguridad (Pasajeros y Equi-
paje de Mano).

Descripción del Formato

El formato está compuesto por cinco columnas, las tres pri--
meras corresponden a grupos de 3, 5 y 10 pasajeros, la cuarta
quinta columna están destinadas a indicar el número de filtros --
operando y las observaciones más sobresalientes presentados en la
muestra.

Procedimiento de Toma de Muestras

El aforador con reloj en mano, observa el número de pasaje-
ros esperando para la revisión de su equipaje de mano, y decide,
en función de la longitud de fila, el conjunto de pasajeros en -
que basará el muestreo. Una vez decidido, anotará el tiempo en
que la primer persona del grupo inicia la revisión, utilizando
para esto, el primer renglón disponible y dejando en blanco tan-
tos renglones como sean necesarios para que el número del ren

glón en el cuál haga la siguiente anotación coincida con el número de personas del grupo seleccionado y, esta última anotación sera el tiempo en que la última persona del grupo finalice su trámite.

El muestreo con este formato puede realizarse de manera intermitente a lo largo del periodo de aforo, en los diferentes -- equipos de revisión.

REVISION DE EQUIPAJE DE MANO (ERPE)
(SEGURIDAD) (F 14)

AEROPUERTO PUERTO VALLARTA

TIEMPO	GRUPO DE PASAJEROS			NUM. DE FILTROS	OBSERVACIONES
	DE 3	DE 5	DE 10		
	15:10	10:35	13:09	1	TRABAJO RÁPIDO, Poco GENTE.
	✓	✓	✓		
	15:11	✓	✓		
	16:28	✓	✓	1	
	✓	10:37	✓		
	16:29	15:58	✓	1	
	16:50	✓	✓	1	
	✓	✓	✓		
	16:51	✓	✓		
	17:02	15:59	13:12		
	✓	16:10	14:42	1	
	17:03	✓	✓		
		✓	✓		
		✓	✓		
		16:11	✓		
		16:36	✓		
		✓	✓		
		✓	✓		
		✓	✓		
		16:37	14:43		

AFORADOR: IRMA ALEJANDRA CASTILLO

FECHA: 18/DIC/86

FLUJO DE VEHICULOS EN CAMINO DE ACCESO AL AEROPUERTO (F 15)

VEHICULOS: ENTRADAS. AEROPUERTO: PUERTO VALLARTA

Tipo Veh.		A	B	C	Tipo Veh.		A	B	C
AEROPUERTO		AEROPUERTO	AUTOBUS	CARGA	AEROPUERTO		AEROPUERTO	AUTOBUS	CARGA
10:30	### ##				12:30	### ##			11
10:45	### ##	35			12:45	### ##	20		2
10:45	### ##				12:45	### ##			1
11:00	### ##	37			13:00	### ##	30		1
11:00	### ##				13:00	### ##			1
11:15	### ##	15			13:15	### ##	23		1
11:15	### ##				13:15	### ##			11
11:30	### ##	25			13:30	### ##	34		2
11:30	### ##			111	13:30	### ##		1	
11:45	### ##	17		3	13:45	### ##	38	1	
11:45	### ##			11	13:45	### ##			11
12:00	### ##	20		2	14:00	### ##	55		2
12:00	### ##			11	14:00	### ##			11
12:15	### ##	26		2	14:15	### ##	49		6
12:15	### ##			1111	14:15	### ##			11
12:30	### ##	25		4	14:30	### ##	47		2

Aforador: HUMBERTO DIAZ LÓPEZ

Fecha: 12/dic/86

DIRECCION GENERAL DE AEROPUERTOS
 DEPARTAMENTO DE PROGRAMACION
 OFICINA DE ESTADISTICAS Y AFOROS

(47)

FLUJO DE VEHICULOS EN CAMINO DE ACCESO AL AEROPUERTO (F 15)

VEHICULOS: SALIDAS AEROPUERTO: PUERTO VALLARTA

Tipo Veh.		A	B	C	Tipo Veh.		A	B	C
HORA	AUTOMOVIL	AUTOMOVIL	AUTOBUS	CARGA	HORA	AUTOMOVIL	AUTOMOVIL	AUTOBUS	CARGA
10:30	### ##				12:30	### ##			11
10:45	### ##				12:45	### ##			2
	17					10			
10:45	### ##			1111	12:45	### ##			
11:00	### ##			4	13:00	### ##			
	37					34			
11:00	### ##			1	13:00	### ##	1		11
11:15	### ##			1	13:15	### ##		1	2
	32					21			
11:15	### ##			111	13:15	### ##			1
11:30	### ##			3	13:30	### ##			1
	20					28			
11:30	### ##			1	13:30	### ##			
11:45	### ##			1	13:45	### ##			
	18					31			
11:45	### ##			1	13:45	### ##			1
12:00	### ##			1	14:00	### ##			1
	10					36			
12:00	### ##			11	14:00	### ##			1111
12:15	### ##			2	14:15	### ##			4
	33					40			
12:15	### ##			1	14:15	### ##	1		11
12:30	### ##			1	14:30	### ##		1	2
	23					50			

Aforador: HUMBERTO DIAZ LOPEZ Fecha: 12/dic/86

AEROPUERTO DE MAZATLAN, SIN.
 PROCESAMIENTO DE OPERACIONES EN HORA CRITICA
 ORDENACION DE LOS DATOS DE LAS OPERACIONES EN FORMA CRECIENTE:
 TOTAL COMBINADO

2	4	4	5	6	7	7	8	8	9	10	11
2	4	4	5	6	7	7	8	8	9	10	11
2	4	4	5	6	7	7	8	8	9	10	11
2	4	5	5	6	7	7	8	8	9	10	11
3	4	5	5	6	7	7	8	8	9	10	11
3	4	5	5	6	7	7	8	8	9	10	11
3	4	5	6	6	7	8	8	9	9	10	11
3	4	5	6	6	7	8	8	9	9	10	12
3	4	5	6	7	7	8	8	9	9	10	12
3	4	5	6	7	7	8	8	9	9	10	12
3	4	5	6	7	7	8	8	9	9	10	12
3	4	5	6	7	7	8	8	9	9	10	13
3	4	5	6	7	7	8	8	9	9	10	13
3	4	5	6	7	7	8	8	9	9	10	13
3	4	5	6	7	7	8	8	9	9	10	13
3	4	5	6	7	7	8	8	9	10	11	14
3	4	5	6	7	7	8	8	9	10	11	14
3	4	5	6	7	7	8	8	9	10	11	14
3	4	5	6	7	7	8	8	9	10	11	14
4	4	5	6	7	7	8	8	9	10	11	

(48)

1.- Determinación del rango de la muestra:

$$\text{Rango} = \text{Valor máximo} - \text{Valor mínimo} = 14 - 2 = 12$$

2.- Determinación del número de intervalos:

$$\text{Núm. de intervalos} = \frac{238}{34} = 7$$

3.- Determinación de los límites de clase = $\frac{\text{Rango}}{\text{Núm. de Int.}} = \frac{12}{7} = 1.7 \approx 2$

Tomaremos un ancho de 2 operaciones, con lo cual el rango del agrupamiento es d. $10 \times 2 = 20$.
La diferencia de rangos es de $20 - 12 = 8$, que se reparte en los dos intervalos ext_{er}mos equitativamente.

AEROPUERTO DE TLAZATLAN, SIN.
 PROCESAMIENTO DE OPERACIONES EN HORA CRITICA
 FRECUENCIAS RELATIVAS
 TOTAL COMBINADO.

INTERVALO	ELEMENTOS OBSERVADOS	FRECUENCIA	FRECUENCIA RELATIVA
2- 3	2,2,2,2,3,3,3,3,3,3,3,3,3,3, 3,3,3,3,3,3	19	19/238
4- 5	4,4,4,4,4,4,4,4,4,4,4,4,4,4, 4,4,4,4,4,4,4,4,4,4,4,5,5, 5,5,5,5,5,5,5,5,5,5,5,5,5, 5,5,5,5,5,5,5,5	47	47/238
6- 7	6,6,6,6,6,6,6,6,6,6,6,6,6,6, 6,6,6,6,6,6,6,6,6,7,7,7,7, 7,7,7,7,7,7,7,7,7,7,7,7,7, 7,7,7,7,7,7,7,7,7,7,7,7, 7,7,7,7,7,7,7,7	60	60/238
8- 9	8,8,8,8,8,8,8,8,8,8,8,8,8,8, 8,8,8,8,8,8,8,8,8,8,8,8,8,8, 8,8,8,8,8,8,8,8,8,8,8,8,8, 8,9,9,9,9,9,9,9,9,9,9,9,9, 9,9,9,9	69	69/238
10-11	10,10,10,10,10,10,10,10,10,10, 10,10,10,10,10,10,10,10,10, 10,10,11,11,11,11,11,11,11,11, 11,11,11,11,11	32	32/238
12-13	12,12,12,12,13,13,13,13	8	8/238
14-15	14,14,14	3	3/238

f=238

(50)

83

AEROPUERTO DE MAZATLAN, SIN.
 PROCESAMIENTO DE OPERACIONES EN HORA CRITICA
 FRECUENCIA RELATIVA ACUMULADA
 TOTAL COMBINADO

Inter- valo	Limites de Clase		Limites -- Reales de Clase		Marca de Clase	Frecuen- cia	Frecuen- cia Re- lativa	Frecuen- cia Acū mulada	Frec. Rela- tiva Acū.
	Inf.	Sup.	Inf.	Sup.					
2- 3	2	3	1.5	3.5	2.5	19	19/238	19	19/238
4- 5	4	5	3.5	5.5	4.5	47	47/238	66	66/238
6- 7	6	7	5.5	7.5	6.5	60	60/238	126	126/238
8- 9	8	9	7.5	9.5	8.5	69	69/238	195	195/238
10-11	10	11	9.5	11.5	10.5	32	32/238	227	227/238
12-13	12	13	11.5	13.5	12.5	8	8/238	235	235/238
14-15	14	15	13.5	15.5	14.5	3	3/238	238	238/238

(51)

24

AEROPUERTO DE MAZATLAN, SIN.
 PROCESAMIENTO DE OPERACIONES EN HORA CRITICA
 OBTENCION DEL NUMERO DE OPERACIONES PROMEDIO EN UNA HORA
 TOTAL COMBINADO.

MARCAS DE CLASE (x)	FRECUENCIAS (f)	(fx)
2.5	19	47.5
4.5	47	211.5
6.5	60	390.0
8.5	69	586.5
10.5	32	336.0
12.5	8	100.0
14.5	3	43.5
	$\Sigma f=238$	$\Sigma fx=1715$

$$\bar{X} = \frac{\Sigma fx}{\Sigma f} = \frac{\Sigma fx}{N} = \frac{1715}{238} = 7.2 \pm 8 \text{ Operaciones/hora en promedio.}$$

Aplicando el Factor de Corrección (1.09):

$$8 \times 1.09 = 8.72 \pm 9 \text{ Operaciones/hora en promedio.}$$

RS

(52)

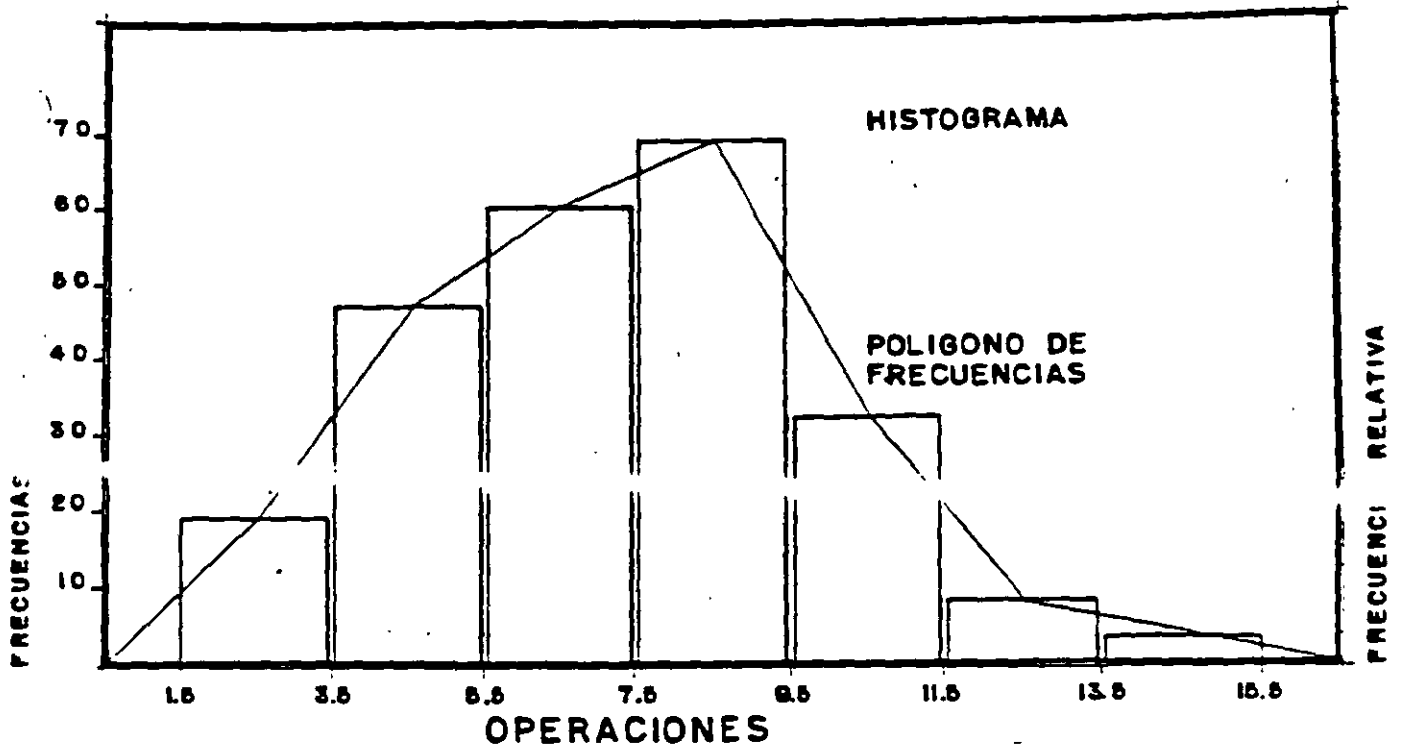
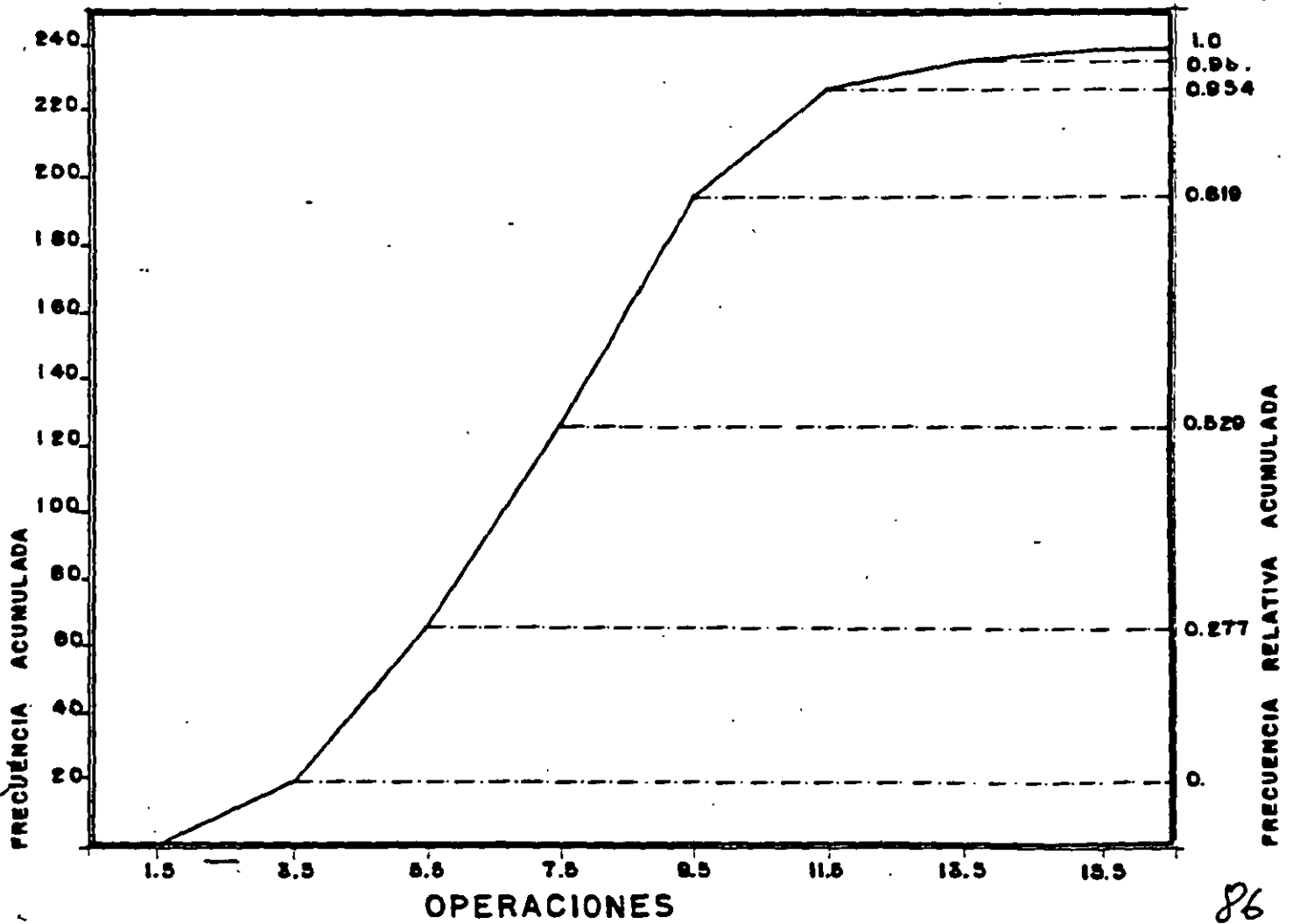


Grafico 1) Distribución de Frecuencias del No. de Operaciones



7. M O D E L O S P A R A L A D E M A N D A H O R A R I A

"MODELOS MATEMATICOS"
PARA LA PREVISION DEL TRANSITO HORARIO

Operaciones Horarias	Pasajeros Horarios	Posiciones Simultaneas Comerciales
1.- $y=0.04X^{0.57}$ (OHC) Operaciones Comerciales anuales (Nal.+Int.+Chart.)	4.- $y=0.62 X^{0.51}$ (PHCN) Pasajeros nacionales de toda la Red.	9.- $y=0.02X^{0.6}$ (PSC) Posiciones simultaneas Comerciales, incluyen todos los aeropuertos que forman la red.
2.- $y=0.14X^{0.47}$ (OHAG) Operaciones anuales aviación general.	5.- $y=0.015X^{0.77}$ (PHCN) Pasajeras nacionales, rango de 400,000 a millones.	10.- $y=0.007X^{0.73}$ (PSC) Rango, mayores de 5 posiciones.
3.- $y=0.067X^{0.54}$ (OHTC) Operaciones anuales totales (Comerciales+Aviación General).	6.- $y=0.64X^{0.50}$ (PHCN) Pasajeros Nacionales rango de 400,000 a cero.	11.- $y=0.09X^{0.38}$ (PSC) Rango, menores de 5 posiciones.
Variables y, X: y = Operaciones Horarias x = Operaciones Anuales	7.- $y= 0.13X^{0.64}$ (PHCI) Pasajeros internacionales de toda la red.	Variables y, x. y = Núm. de posiciones de aviones en plataforma. x = Operaciones anuales comerciales (Nal. + Int. + Chartes).
MLJ/MAYO/1992	8.- $y=0.035X^{0.74}$ (PHIC) Pasajeros Internacionales rango de 300,000 a millón. Variable y, x: y = Pasajeros Horarios. x = Pasajeros Anuales.	$N_s = 0.35 N_{\phi} + \frac{N_o}{800}$ N _s = Posiciones simultaneas de aviación general. N _φ = (OHAG) N _o = Operaciones anuales de aviación general.

8. APLICACION DE LOS MODELOS

AEROPUERTO INTERNACIONAL DE CANCUN, Q. ROO. COMPENDIO DEL ESTADO ACTUAL DEL AEROPUERTO

OBJETIVO

Revisar el comportamiento de los elementos básicos del sistema, observar con más atención el crecimiento del volumen anual de pasajeros, aviones y carga movidos en el área terminal del aeropuerto, así como los parámetros horarios de diseño para la verificación de la calidad de servicios de la operación de los principales elementos que forman el sistema.

ESTADISTICA ANUAL

* ESTADISTICAS DE PASAJEROS Y OPERACIONES TOTALES

La estadística de la actividad aérea en el aeropuerto inició registros a partir de 1975, año en que se atendió un movimiento total de 104,236 pasajeros movidos por 4,724 operaciones. En 1994 el aeropuerto registro un movimiento total de 4'428,529 pasajeros en 59,568 operaciones lo que dio como resultado una tasa de crecimiento de 26.92% en pasajeros y 10.14% en operaciones respectivamente.

Como se observará en el análisis estadístico anterior, Cancún es uno de los aeropuertos de la red nacional que ha tenido un crecimiento muy acelerado en lo que respecta a pasajeros y operaciones anuales.

* DEMANDA ANUAL DE PASAJEROS Y OPERACIONES

Para el estudio de planeación y en base al tipo de tráfico de este aeropuerto, es importante contar con una demanda adecuada y acorde a los valores estadísticos de la misma, así como de la metodología adecuada para el cálculo de pasajeros a corto y mediano plazo.

Para la demanda de operaciones se consideraron las tasas promedio de crecimiento estadístico registrados durante el periodo 1975-1994, para cada tipo de avión y de la ocupación promedio de los aviones. Los resultados de la demanda se reportan en los cuadros de resumen adjunto al presente análisis.

CONCENTRACIONES HORARIAS

* SISTEMA PISTA-RODAJE

La configuración de sistema Pista-Rodaje, permite una capacidad de 38 operaciones en la hora de mayor demanda. Actualmente atiende un total de 28 operaciones en la hora pico de aviación comercial mas regional y general, por lo que, no representa problema alguno.

* PLATAFORMA DE AVIACION COMERCIAL

La plataforma tiene actualmente capacidad para alojar 22 aeronaves en posición simultaneas del tipo B-727-200, DC-10-30, B-747 en satélite ó similar. recientemente fue ampliado de 20 a 22 posiciones, y aun así, este elemento está saturado, por lo que se requiere su atención inmediata y vigilar el comportamiento de la misma a fin de prever en forma oportuna su crecimiento.

• PLATAFORMA DE AVIACION GENERAL

La plataforma de Aviación General tiene capacidad para alojar 33 avionetas. La demanda existente es del orden de 13 avionetas, por lo que este elemento no presenta problema alguno.

• EDIFICIO TERMINAL

Este elemento tiene capacidad para alojar del orden de 2,350 pasajeros en la hora de mayor actividad. La demanda existente es de 2,810 pasajeros por lo que, éste elemento se encuentra superado en su capacidad por la demanda y se requiere su atención inmediata, así mismo vigilar su comportamiento.

• ESTACIONAMIENTO PUBLICO

La capacidad actual del estacionamiento es de 260 cajones. La demanda calculada existente para los lapsos de mayor demanda es de 280 lugares por lo que el estacionamiento requiere su atención y vigilar el comportamiento del mismo.

AEROPUERTO INTERNACIONAL DE CANCUN, Q. ROO.

CONCEPTO	UNIDAD	CAPACIDAD ACTUAL	DEMANDA ACTUAL
SISTEMA PISTA - RODAJE	O.H.	38	28
PLATAFORMA COMERCIAL	P.S.C	22	22
PLATAFORMA AV. GENERAL	P.S.A.G.	33	13
EDIFICIO TERMINAL	P.H.	2350	2810
ESTACIONAMIENTO PUBLICO	CAJONES	260	280

AEROPUERTO INTERNACIONAL DE CANCUN, Q. ROO.

CONCENTRACIONES HORARIAS

MES: FEBRERO

AÑO: 1995

PASAJEROS

NACIONAL		INTERNACIONAL			CHARTER			TOTAL	
LLEG.	SAL.	COMB.	LLEG.	SAL.	COMB.	LLEG.	SAL.	COMB.	COMB.
435	570	780	945	880	1890	1085	930	1775	2810

OPERACIONES

AV. COM. REGULAR	AV. COM. NO REGULAR	AV. GENERAL	TOTAL COMB.
23	7	8	28

POSICIONES SIMULTANEAS

AV. COM. REG.	22	EQUIPOS :	11 -B-727, 3 -B-737, 1 L1011, 1 DC10, 1 B757, 1 A320 1 MD-82, 1 F100, 1FH227, 1 BN3
AV. COM. NO REG.		EQUIPOS :	
AV. GENERAL		EQUIPOS :	

ESTACIONAMIENTO

AV. COM.

AV. GENERAL

AEROPUERTO INTERNACIONAL DE CANCUN, Q. ROO

PASAJEROS ANUALES COMERCIALES

ESTADISTICAS

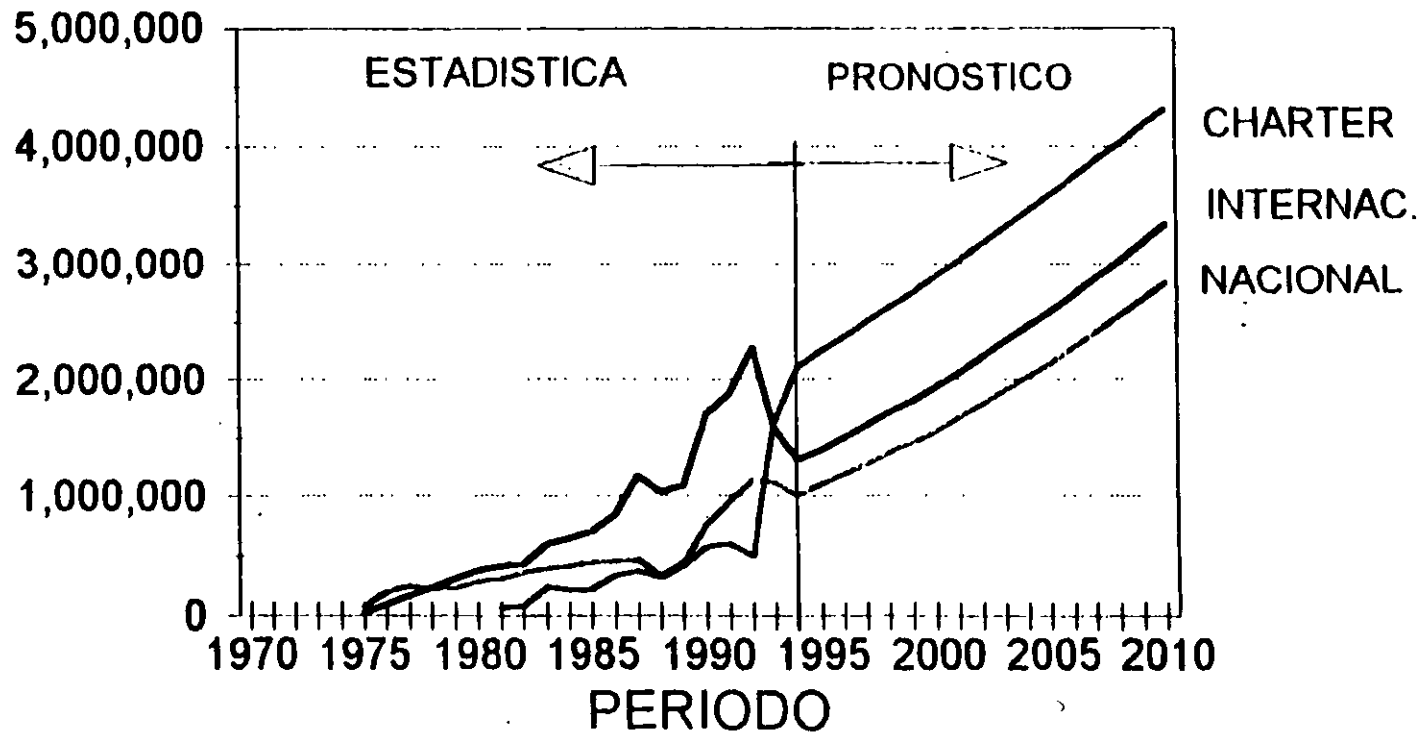
AÑO	NACIONAL	INTERNAC.	CHARTER	TOTAL COMER.	AV. REGIONAL	AV. GENERAL	GRAN TOTAL
1967							
1968							
1969							
1970							
1971							
1972							
1973							
1974							
1975	75,582	20,128		95,710		8,526	104,236
1976	199,623	94,296		293,919		11,597	305,516
1977	252,262	166,987		419,249		14,420	433,669
1978	225,255	231,543		456,798	31,747	19,123	507,668
1979	235,498	317,732		553,230	35,687	22,548	611,465
1980	278,986	372,143		651,129	44,506	26,469	724,104
1981	302,832	414,521	61,245	778,598	71,394	24,992	874,984
1982	357,767	428,613	81,522	867,902	81,139	20,600	969,641
1983	394,659	595,283	240,861	1,230,803	112,325	15,179	1,358,307
1984	412,009	641,845	211,153	1,265,007	96,823	10,796	1,372,626
1985	446,140	700,098	222,453	1,368,691	92,393	9,346	1,470,430
1986	458,845	839,583	326,871	1,625,299	107,255	14,061	1,746,615
1987	463,755	1,163,043	369,501	1,996,299	105,531	14,416	2,116,246
1988	328,736	1,025,761	311,075	1,665,572	66,189	18,698	1,750,459
1989	454,020	1,087,495	419,301	1,960,816	59,418	19,712	2,039,946
1990	753,974	1,697,482	571,711	3,023,167	4,122	17,641	3,044,930
1991	942,419	1,876,570	598,316	3,417,305	1,451	19,200	3,437,956
1992	1,130,338	2,266,984	494,955	3,892,277	1,058	18,181	3,911,516
1993	1,108,699	1,567,168	1,622,787	4,298,654	7,011	14,975	4,320,640
1994	1,002,300	1,299,318	2,114,006	4,415,624	12,905	—	4,428,529
TASA MEDIA	15.20%	36.91%	44.80%	27.28%	35.00%	0.12%	26.92%

PRONOSTICO

AÑO	NACIONAL	INTERNAC.	CHARTER	TOTAL COMER.	AV. REGIONAL		GRAN TOTAL
1995	1,100,000	1,390,000	2,240,000	4,730,000	13,400		4,743,400
2000	1,550,000	1,930,000	2,890,000	6,370,000	16,830		6,386,830
2005	2,140,000	2,580,000	3,590,000	8,310,000	20,990		8,330,990
2010	2,830,000	3,330,000	4,300,000	10,460,000	26,180		10,486,180
TASA MEDIA	6.50%	6.00%	4.44%	5.43%	4.57%		5.43%

PASAJEROS

ANUALES COMERCIALES



— NACIONAL — INTERNAC. — CHARTER

AEROPUERTO INTERNACIONAL DE CANCUN, Q. ROO

PASAJEROS HORARIOS

AÑO	NACIONAL			INTERNACIONAL			CHARTER			TOTAL COMB.
	LLEG.	SAL	COMB.	LLEG.	SAL	COMB.	LLEG.	SAL	COMB.	
1995 *	435	570	780	945	880	1,890	1,085	930	1,775	2,810
2000	580	630	1,040	1,015	945	2,030	1,270	1,100	2,080	3,190
2005	775	840	1,390	1,100	1,020	2,185	1,485	1,270	2,430	3,620
2010	1,040	1,120	1,860	1,175	1,100	2,350	1,740	1,490	2,840	4,100

* MAXIMOS FRECUENTES RECIENTES

OPERACIONES HORARIAS

AÑO	COMERC.	AV. REG.	AV. GRAL.	TOTAL COMB.
1995 *	23	7	8	28
2000	27	8	9	31
2005	30	9	10	34
2010	34	10	12	37

* MAXIMOS FRECUENTES RECIENTES

AEROPUERTO INTERNACIONAL DE CANCUN, Q. ROO

OPERACIONES ANUALES COMERCIALES

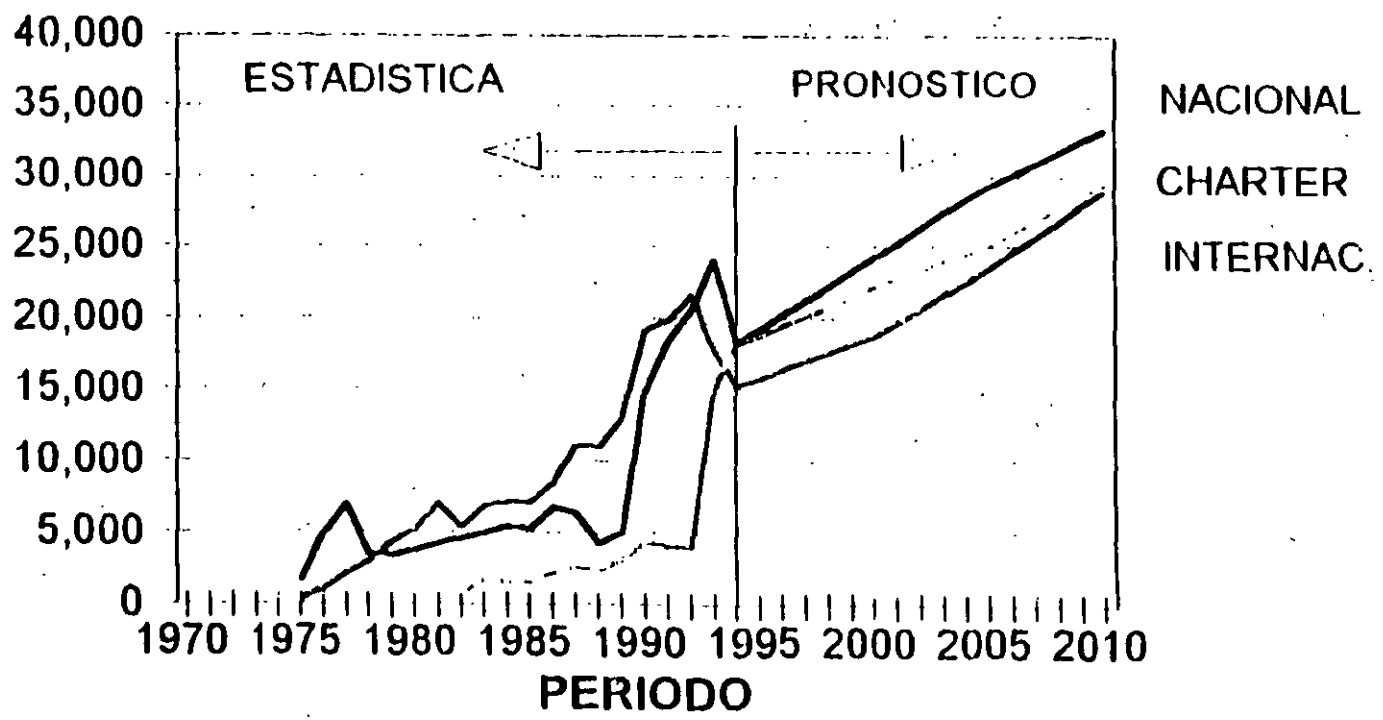
ESTADISTICAS

ANO	NACIONAL	INTERNAC.	CHARTER	TOTAL COMER.	AV. REGIONAL	AV. GENERAL	GRAN TOTAL
1967							
1968							
1969							
1970							
1971							
1972							
1973							
1974							
1975	1.617	304		1.921		2.803	4.724
1976	4.894	1.076		5.970		3.813	9.783
1977	6.884	2.150		9.034		3.204	12.238
1978	3.519	2.916		6.435	2.804	4.203	13.442
1979	3.357	4.331		7.688	2.834	5.203	15.725
1980	3.696	5.247		8.943	5.811	7.297	22.051
1981	4.208	6.965	770	11.943	8.584	7.917	28.444
1982	4.534	5.357	864	10.755	7.881	6.343	24.979
1983	4.900	6.828	1.762	13.490	8.216	4.822	26.528
1984	5.413	7.057	1.525	13.995	6.076	3.595	23.666
1985	5.214	7.147	1.658	14.019	5.615	3.230	22.864
1986	6.713	8.539	2.307	17.559	6.518	4.949	29.026
1987	6.368	10.980	2.644	19.992	6.328	4.167	30.487
1988	4.219	10.937	2.390	17.546	6.323	5.404	29.273
1989	5.028	12.973	3.102	21.103	6.092	5.697	32.892
1990	14.795	19.080	4.365	38.240	1.829	5.351	45.420
1991	18.316	19.872	4.134	42.322	1.506	5.826	49.654
1992	20.609	21.624	3.977	46.210	2.481	5.473	54.164
1993	23.951	17.792	15.025	56.768	2.504	4.351	63.623
1994	18.318	15.205	18.124	51.647	4.278	3.643	59.568
TASA MEDIA	24.67 %	31.31 %	39.65 %	25.48 %	10.91%	4.04 %	10.14 %

PRONOSTICO

ANO	NACIONAL	INTERNAC.	CHARTER	TOTAL COMER.	AV. REGIONAL	AV. GENERAL	GRAN TOTAL
1995	19.190	15.740	18.750	53.680	4.430	3.810	61.920
2000	24.220	18.740	22.230	65.190	5.260	4.750	75.200
2005	29.320	23.450	25.150	77.920	6.250	5.930	90.100
2010	33.290	28.960	29.650	91.900	7.420	7.400	106.720
TASA MEDIA	3.74 %	4.15 %	3.10 %	3.65 %	3.50 %	4.53 %	3.70 %

OPERACIONES ANUALES COMERCIALES



— NACIONAL — INTERNAC. - - - CHARTER

AEROPUERTO INTERNACIONAL DE CANCUN, Q. ROO

POSICIONES SIMULTANEAS DE AVIACION COMERCIAL

AÑO	NUM. DE POSIC.	TIPO DE AVION
1995 *	22	11: B-727-200 1 F -100 3: B-737-200 1 DC -10 1: A-320 1: B-N-3 1: MD-80 1: FH-227 1: L1011 1: B-757
2000	26	10: B-727-200 2: F -100 3: B-737-200 2: DC -10 3: A-320 3: B-757 2: MD-80 2: L1011
2005	30	12: B-727-200 3: B-757 3: B-737-200 2: B-767 4: A-320 1: F -100 2: MD-80 3: L1011
2010	35	12: B-757-200 4: L1011 3: B-737-200 2: F -100 5: A-320 4: B-727-200 2: MD-80 3: B-767

* MAXIMOS FRECUENTES RECIENTES

POSICIONES SIMULTANEAS DE AVIACION GENERAL

AÑO	NUM. DE POSIC.
1995 *	13
2000	16
2005	18
2010	21

AEROPUERTO INTERNACIONAL DE CANCUN, Q. ROO

NUMERO DE CAJONES PARA AUTOMOVILES

AÑO	NUM. DE CAJONES
1995	280
2000	320
2005	360
2010	410



**FACULTAD DE INGENIERIA U.N.A.M.
DIVISION DE EDUCACION CONTINUA**

CURSOS INSTITUCIONALES

XXV CURSO INTERNACIONAL DE INGENIERIA DE AEROPUERTOS

del 25 de agosto al 24 de octubre de 1997

A.S.A.

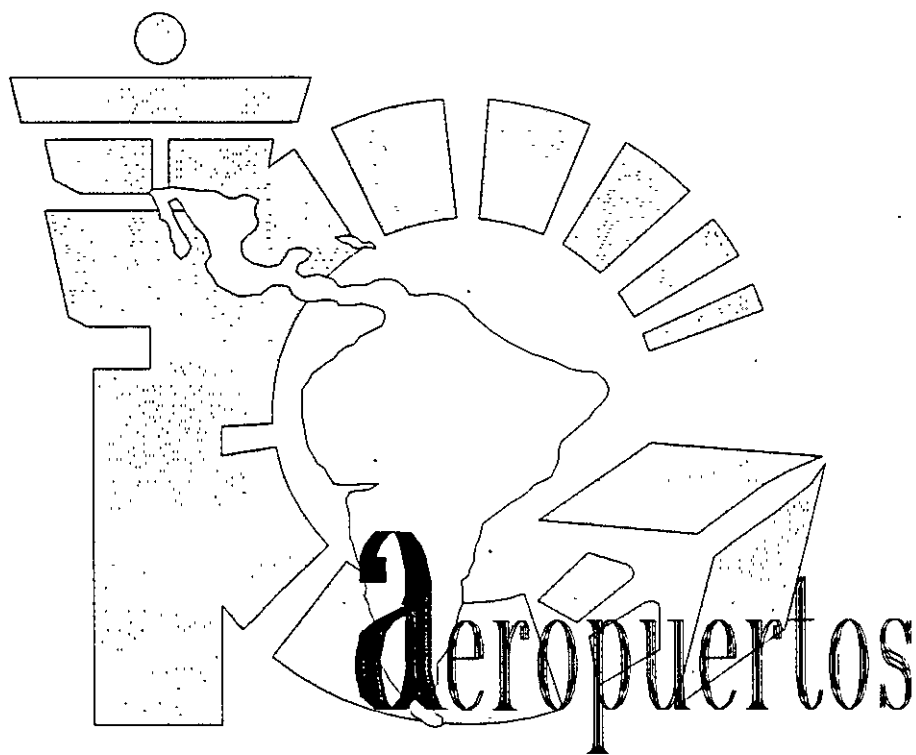
INTRODUCCION A LA PLANEACION Y DISEÑO DE AEROPUERTOS

**Ing. José Luis Baltazar Vélez
Palacio de Minería
1997**

Introducción a la

planeación y diseño

de



M. en Arq. Roberto Ortiz Gonzalez

**INTRODUCCION A LA
PLANEACION Y DISEÑO
DE AEROPUERTOS**

**Primera Edición: agosto de 1996
Registro Público del Derecho de Autor,
Secretaría de Educación Pública.
En trámite**

CONTENIDO

PROLOGO	1
INTRODUCCION	2
CAPITULO 1 INFRAESTRUCTURA AEROPORTUARIA	
PLANEACION	8
FACTIBILIDAD DE INFRAESTRUCTURA AEROPORTUARIA	
DEMANDA DE TRANSPORTE AEREO	11
OFERTA DE INFRAESTRUCTURA	12
ANALISIS DE FACTIBILIDAD	13
PLAN MAESTRO	15
MODERNIZACION O AMPLIACION DE UN AEROPUERTO EN SERVICIO	26
CARACTERISTICAS	26
INVENTARIO	26
PLANEACION DE UN NUEVO AEROPUERTO	30
LOCALIZACION	31
AREA DE AFLUENCIA	31
DEMANDA	34
ACTUAL	34
ESTADISTICA	38
MODELOS	39
GRAFICAS	41
DEMANDA-CAPACIDAD	46
DIMENSIONAMIENTO	48
ESPACIO AEREO	49
CONTROLADO	49
LIBRE	50
RUTAS	51

CONTENIDO

ZONA AERONAUTICA	52
CONFIGURACION DEL AEROPUERTO	57
OPERACION LIGERA	57
OPERACION REGIONAL	58
OPERACION DE CORTO ALCANCE	59
OPERACION DE MEDIANO ALCANCE	60
OPERACION DE LARGO ALCANCE	61
PISTAS	63
CLASIFICACION	63
CONFIGURACION	65
NORMAS Y RECOMENDACIONES	68
TIPO DE AEROPUERTO	68
PISTAS	69
CALLE DE RODAJE	70
PLATAFORMA DE OPERACIONES	71
RADIOS DE GIRO	72
ESPECIFICACIONES DE AERONAVES	74
CAPACIDAD	86
PISTAS	86
SISTEMA DE PISTA-RODAJE	101
ZONA TERMINAL	101
TERMINAL TIPO LINEAL	101
TERMINAL TIPO MUELLE	102
TERMINAL TIPO SATELITE	103
EDIFICIO TIPO VEHICULAR	104
COMBINACIONES	105
IMPACTO AMBIENTAL	106
CARACTERISTICAS	107
NORMAS	110
EVALUACION	111
ASPECTOS	111
TECNICOS	112
INSTITUCIONALES	113

CONTENIDO

FINANCIEROS	113
ECONOMICOS	113
PLANIFICACION	116
ELEMENTOS	117
CAPITULO 2 EMPLAZAMIENTO	
ESTUDIOS	122
AERONAUTICO	123
EVALUACION Y SELECCION DEL EMPLAZAMIENTO	124
ETAPAS	124
FACTORES	124
METEOROLOGICO	127
ESTACIONES METEOROLOGICAS	127
ANALISIS	128
NUBES	128
MEDICION DE TECHOS CON PROYECTOR	131
VISIBILIDAD HORIZONTAL	132
CONDICIONES METEOROLOGICAS	133
ROSA DE VIENTOS	140
PLANTILLAS	143
TOPOGRAFICO	144
PLANIFICACION	145
LEVANTAMIENTO TOPOGRAFICO	145
POLIGONALES	145
CIERRE LIBRE	146
COMPENSACION DE POLIGONO	147
CALCULO DEL AREA DE LA POLIGONAL	148
SISTEMAS COORDENADOS	148
BOVEDA CELESTE	149
PLANOS	150
MERIDIANA	150
COORDENADAS CELESTES	151
CORRECCIONES A LAS COORDENADAS	153
LATITUD	154
AZIMUT	155
LONGITUD	156

CONTENIDO

PROYECTOS	158
AERONAUTICO	158
PISTA	158
COEFICIENTE DE UTILIZACION	159
CONDICIONES DE VISIBILIDAD	161
ESTUDIOS TECNICOS	161
LONGITUD	161
DISTANCIA	162
LONGITUD EFECTIVA DE LA PISTA	163
DISTANCIAS DECLARADAS	164
OPERACION	167
TRAYECTORIA DE DESPEGUE	169
GOTAS	173
CALLES DE RODAJE	174
DIMENSIONAMIENTO	176
PLATAFORMA DE OPERACIONES	177
DISEÑO	178
PISTAS SECUNDARIAS	181
FRANJAS DE SEGURIDAD	181
LINDEROS DE EMPLAZAMIENTO	181
CAMINO PERIMETRAL	182
CAMINO DE ACCESO	182
SUPERFICIES LIMITADORAS DE OBSTACULOS	182
PROCEDIMIENTOS OPERACIONALES	185
RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACION	185
RADIOAYUDAS EXTERNAS	185
RADIOAYUDAS EN EL AREA TERMINAL	187
SEÑALAMIENTO HORIZONTAL VERTICAL	199
NO LUMINOSO PARA PISTAS, RODAJES Y	199
PLATAFORMAS	199
SEÑALAMIENTO HORIZONTAL	200
SEÑALAMIENTO VERTICAL	201
GEOMETRICO	202
DESMONTE	203
DESPALME	203
RASANTES	203
PENDIENTE EFECTIVA	207
TRANSICIONES	208
PERFIL LONGITUDINAL	211
CURVA MASA	211
SISTEMA DE DRENAJE	212
PISTA	213

CONTENIDO

PAVIMENTOS	213
ASFALTICO	215
DE CONCRETO	216
TIPO DE FALLAS	217
FALLA ESTRUCTURAL	218
FALLA FUNCIONAL	218
GEOMETRIA DEL AEROPUERTO	219
SELECCION	219
GEOTECNIA	222
ARQUITECTONICO	222
PROGRAMA DE NECESIDADES	223
DIAGRAMAS DE FLUJO	224
Flujo de Salida	226
Flujo de Llegada	229
CLASIFICACION DEL EDIFICIO TERMINAL	231
Horizontal	231
Centralizado	236
Descentralizado	236
Vertical	236
CRITERIOS DE DISEÑO	238
DISEÑO FUNCIONAL	237
CONSIDERACIONES	239
DIAGRAMA DE RELACIONES	244
ELEMENTOS Y CAPACIDADES	251
CAPACIDAD	254
Estática	254
Dinámica	254
Normativa	255
Sostenida o última	255
AREAS PARA LOS ELEMENTOS	255
INSTALACIONES EXTERIORES	275
COMBUSTIBLE	275
SISTEMA DE ALIMENTACION	275
SUMINISTRO DE COMBUSTIBLE	276
CALIDAD DEL COMBUSTIBLE	276
DISTRIBUCION DE ALMACENAMIENTO	276
HIDRAULICAS Y SANITARIAS	277
ASPECTOS GENERALES	277
FACTORES	278
Gastos de Diseño	279
Almacenamiento	279
DISTRIBUCION	280
DRENAJE	280

CONTENIDO

ELECTROMECHANICAS	280
RED DE DISTRIBUCION	280
TRANSFORMADORES	281
Subestación	282
Planta de Emergencia	282
LUCES DE APROXIMACION	284
SISTEMAS	285
Luces de Aproximación de Precisión, Categoría I	285
Luces de Aproximación, Categoría II y III	288
Destello de Secuencia	290
APROXIMACION VISUAL EN CIRCULO	290
Localización e Identificación del Aeropuerto	290
Guía de Aproximación Visual a la Pista	291
Identificación de Pista	291
SISTEMA DE LUCES DE PISTA	291
LUCES DE CALLE DE RODAJE	293
Luces de Eje de Calle de Rodaje	293
Luces de Borde de Rodaje	294
Placas Señaladoras	294
GUIA DE DESPEGUE	294
SISTEMA DE PAPI	295
USO OPERACIONAL DEL PAPI	296
REFERENCIAS	298

PROLOGO

Conforme el desarrollo tecnológico de la industria civil se realiza día a día en el mundo, la infraestructura aeroportuaria debe ir a la par con esta actividad. Esto se logra mediante el establecimiento de horizontes de planeación al corto, mediano y largo plazo de cada uno de los elementos que integran al aeropuerto y que permitirán además las instalaciones a las innovaciones tecnológicas de la industria aeronáutica, así como a las condiciones ambientales en la operación del transporte aéreo. Con esto se logra evitar problemas de desarrollo y crecimiento anárquicos y fuera de control.

El presente trabajo tiene como fin, proporcionar un texto de consulta para estudiantes, técnicos, consultores y todas aquellas personas que estén relacionadas con la actividad de PLANEACION Y DISEÑO DE AEROPUERTOS, sirviendo además como una guía para el establecimiento de cursos relacionados con esta especialidad de transporte.

INTRODUCCION

Desde el nacimiento de la aviación atribuida a los hermanos Wirth en 1929, hasta comienzos de la Segunda Guerra Mundial (1939), el transporte de tipo civil no tuvo desarrollo significativo al finalizar la Primera Guerra Mundial, en la conferencia de paz de Versalles, se estableció la "Conferencia internacional de la Navegación Aérea", donde se internacionalizaron las normas para la aviación civil. Anteriormente en el año de 1910 se intentó efectuar un consenso internacional, el cual no tuvo éxito. Las normas de aviación civil de esta conferencia permanecieron desde ese año, hasta 1939.

Durante el período de 1939 - 1945 quedaron congeladas las normas para la aviación civil, a consecuencia de la Segunda Guerra Mundial, pero se dió un enorme avance en lo referente a la aviación bélica, como fué el caso de monoplanos rápidos, el desarrollo de las ayudas a la navegación, etc.; adaptándose posteriormente y sin ningún problema a la aviación civil. Los países que construyeron aeródromos para uso militar en el conflicto bélico, los transformaron en aeropuertos civiles.

En noviembre de 1944, en la ciudad de Chicago Illinois, E.U.A., se establece el "Convenio de Chicago sobre Aviación Civil" para la postguerra.

En dicho convenio se contempla que el desarrollo futuro de la aviación civil internacional, pudiera contribuir poderosamente a crear y preservar la amistad y el entendimiento entre las naciones y los pueblos del mundo, mientras que el abuso de la misma pudiera llegar a significar una amenaza a la seguridad en general.

Con el deseo de evitar discusiones entre las naciones y los pueblos, se promovió entre ellos la cooperación, de lo cual dependía la paz del mundo. Los gobiernos que suscribían, convinieron en ciertos principios y arreglos, a fin de que la aviación civil internacional, pudiese llegar a desarrollarse de manera segura y ordenada, y que los servicios internacionales del transporte aéreo se establecieran sobre una base de igualdad de oportunidades, realizándose de manera sana y económica.

Este convenio fijo 96 artículos definiéndose los derechos de los estados contratantes, la disposición del establecimiento de prácticas internacionales recomendables y la recomendación de la agilización del transporte aéreo, reduciendo las formalidades aduanales y de migración.

El 4 de abril de 1947, queda constituida la "Organización Internacional de Aviación Civil" (OACI), donde una de las principales funciones y cometidos del consejo, fué de adopción de normas y recomendaciones de procedimientos, por parte de todos los países integrantes. Una vez adaptadas las normas y procedimientos se incorporaron como anexos al convenio de Aviación Civil Internacional, con el fin de que el transporte aéreo fuese incrementando su demanda en gran promoción, fabricándose aeronaves de mayor velocidad, económicas, más veloces, más seguras; todo esto para que los usuarios empezaran a ver este servicio, como un importante avance en materia de transporte aéreo.

El gran desarrollo que ha tenido la actividad aeroportuaria a partir de los años 60's (reflejo de la explosión demográfica y el desarrollo económico), trajo como consecuencia una mayor complejidad en la planeación, construcción, planificación y operación aeronáutica en los aeropuertos.

Lo que obliga a la realización e implementación de metodologías que ayudasen a proveer las necesidades con cierto grado de flexibilidad, racionalizando el gasto, de tal manera que las inversiones estuvieran encaminadas a proyectos justificados y necesarios, manteniendo el principio de proporcionar un beneficio social, y desde un enfoque financiero resultara atractivo. Por esta razón se realizan estudios de factibilidad para ampliar o remodelar instalaciones en operación, o en el caso más crítico, construir nuevos emplazamientos, en lugares que por sus necesidades y características, lo ameriten. Para ello se consideran las normas y recomendaciones nacionales e internacionales para un buen desarrollo aeroportuario, previo a un establecimiento de su horizonte de planeación, a corto, mediano y largo plazo.

Para la planificación de un aeropuerto es necesario considerar dos factores importantes que están íntimamente ligados entre sí, el primero es que el emplazamiento debe contar con instalaciones que atiendan en forma segura y eficiente la demanda del tráfico aéreo, contando para ello con buenas comunicaciones por tierra sistemas internos eficientes para la atención de los usuarios, su equipaje y transportación, disponer de zonas de mantenimiento, edificaciones para el control aéreo, cuerpo de rescate y extinción de incendios, su administración, y la de las compañías aéreas y concesionarios. La otra parte, es que el servicio aéreo presenta grandes repercusiones directas en los alrededores del aeropuerto, siendo de gran importancia el efecto en la población a través del impacto ambiental generado por el ruido de las aeronaves, y la modificación del uso del suelo al ubicarse industrias y apoyos extremos en la región.

CAPITULO 1

INFRAESTRUCTURA

PLANEACIÓN
PLAN MAESTRO
DEMANDA
DIMENSIONAMIENTO
CAPACIDAD
IMPACTO AMBIENTAL
EVALUACIÓN
PLANIFICACIÓN

Actualmente en el sistema convencional del transporte aéreo comercial de pasajeros, las aeronaves y aeropuertos están subordinados al servicio del usuario o pasajero. Ello ha implicado un desarrollo tecnológico a pasos gigantescos de la industria aeronáutica en lo referente al diseño y construcción de equipos cada día más veloces y de mayor capacidad, por lo que ha obligado que el número de operaciones en cualquier aeropuerto comercial se vea incrementado, ocasionando que la infraestructura aeroportuaria lleve a cabo un crecimiento a la par con esta actividad.

Los especialistas técnicos de la industria aeronáutica clasifican a la infraestructura aeroportuaria, como una técnica de "EVOLUCION PERMANENTE", definiendo al aeropuerto como una estructura destinada a servir como medio de alcance entre dos sistemas de transporte: el terrestre y el aéreo.

El aeropuerto moderno en su conjunto de instalaciones y servicios integrado por tres factores fundamentales:

El espacio aéreo, la zona de operaciones y la estación terminal.

Donde:

El espacio aéreo está conformado por el entorno que rodea al propio aeropuerto.

La zona de operaciones que se integra desde la pista o pistas de aterrizaje y despegue, hasta las plataformas de estacionamiento para aeronaves, donde se realiza el acceso y descenso de pasajeros, carga y descarga de mercancías, abastecimiento de combustible, pernoctas; e instalaciones de tipo industrial para servicios de inspección y mantenimiento de aeronaves.

INFRAESTRUCTURA

Y la estación terminal, que sin duda alguna es el área más conflictiva de cualquier aeropuerto, por contener en el interior de su edificio terminal de cualquier aeropuerto, los servicios de venta de boletos, documentación, oficinas gubernamentales como son aduana, migración, sanidad; restaurantes, comercios, bancos, telégrafos, correo, servicios de transportación terrestre, etc; así como en su exterior, estacionamientos para automóviles.

PLANEACION

La aplicación que tiene la planeación aeroportuaria en una infraestructura de transporte es muy importante, principalmente en aspectos económicos.

Las personas responsables de este tiempo de actividad deben establecer métodos y sistemas con base a modelos estadísticos, los cuales proporcionarán información del comportamiento que ha tenido el aeropuerto desde su inicio. Con este historial se podrá predecir o pronosticar el crecimiento de cada uno de los elementos que integran el emplazamiento, según el horizonte de planeación que se haya establecido, al corto, mediano o largo plazo.

Los especialistas en la planeación y posteriormente en la planificación, al diseñar, proyectar y construir infraestructuras aeroportuarias, se deben acoplar a las necesidades del momento, tomando en cuenta previsiones futuras, con respecto al crecimiento de cada uno de los elementos que intervienen, considerando la funcionalidad y calidad de servicio que el aeropuerto podrá proporcionar al usuario, y lo cual estará reflejado en el resultado de la combinación de las capacidades del espacio aéreo, la zona de operaciones y el área terminal.

FACTIBILIDAD DE INFRAESTRUCTURA AEROPORTUARIA

El incremento de demanda del transporte aéreo que se ha presentado en los tiempos modernos, es un reflejo del avance tecnológico aeronáutico, esto ha traído como consecuencia una mayor complejidad en la planeación, construcción y operación aeroportuaria.

INFRAESTRUCTURA

Por tal motivo las personas implicadas en la planeación y planificación aeroportuaria tienen la obligación de llevar a cabo investigaciones e implantar metodologías que ayuden a prever las necesidades con determinado grado de factibilidad, con el objetivo de racionalizar gastos, de tal suerte que las inversiones que se vayan a realizar estén encaminadas a proyectos justificados y necesarios, considerando el beneficio social de la entidad.

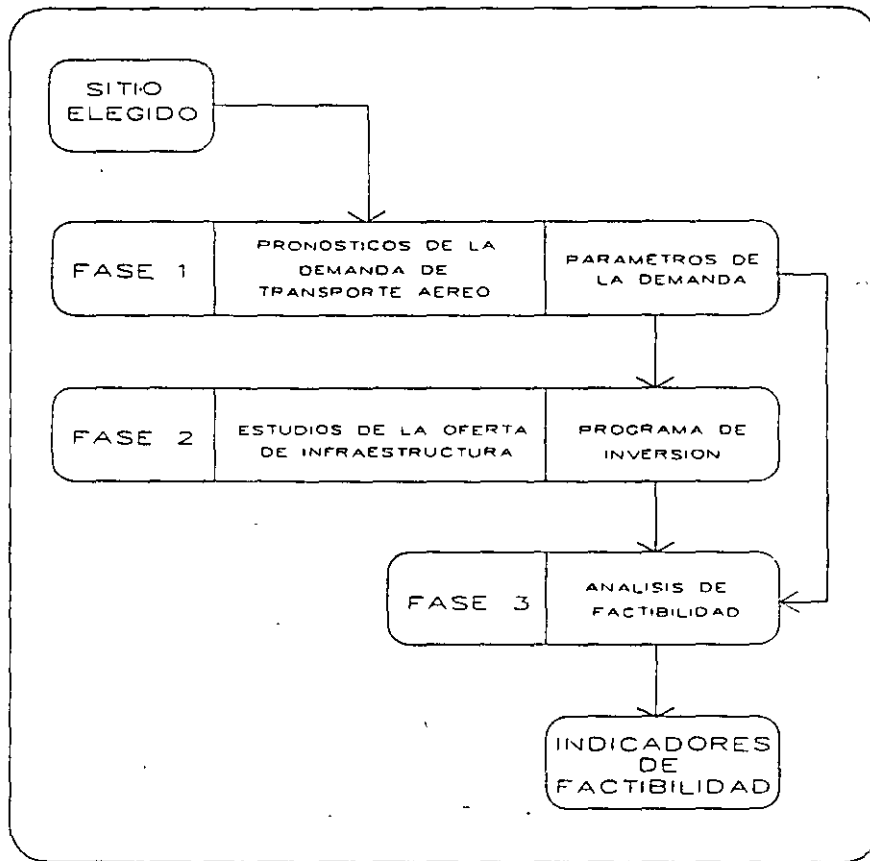
ESTUDIO DE FACTIBILIDAD

Los estudios de factibilidad que se llevan a cabo ya sea para ampliar o remodelar aeropuertos que estén operando y que por sus características y necesidades lo ameriten o se vayan a construir en determinadas regiones comprenden tres fases para su realización. Estas fases son las siguientes:

FASE 1 .- Demanda de Transporte Aéreo

FASE 2 .- Oferta de infraestructura

FASE 3 .- Factibilidad

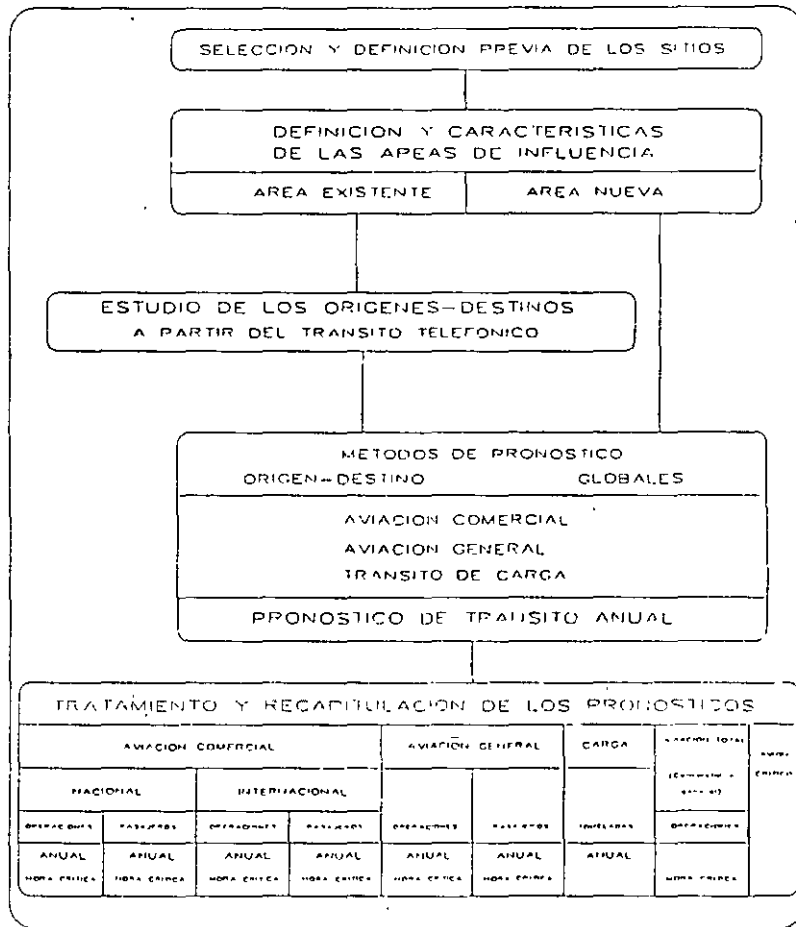


ESTUDIO DE FACTIBILIDAD

INFRAESTRUCTURA

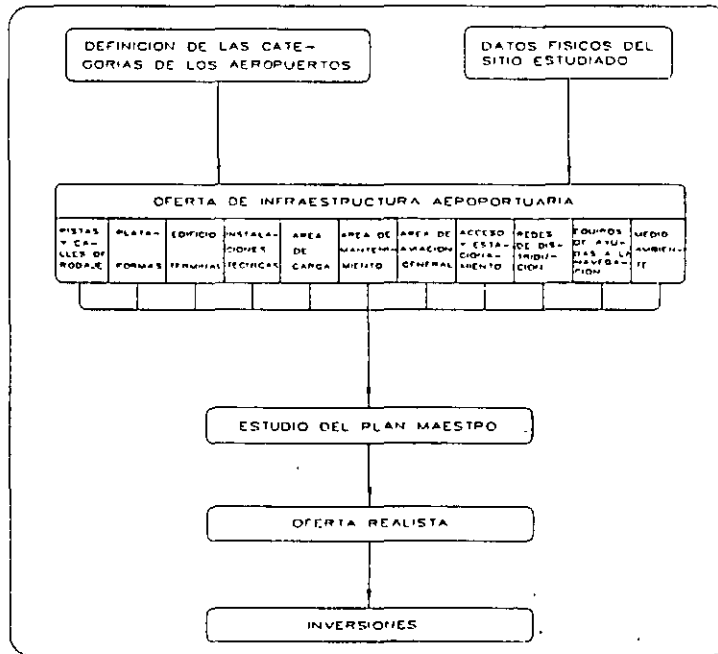
DEMANDA DE TRANSPORTE AEREO

En esta fase se especifican todos los parámetros que intervienen en la demanda según los diferentes rubros que se presentan en el aeropuerto, como son los pasajeros, operaciones, carga, etc. representados en forma anual, horaria, hora crítica, etc.



OFERTA DE INFRAESTRUCTURA

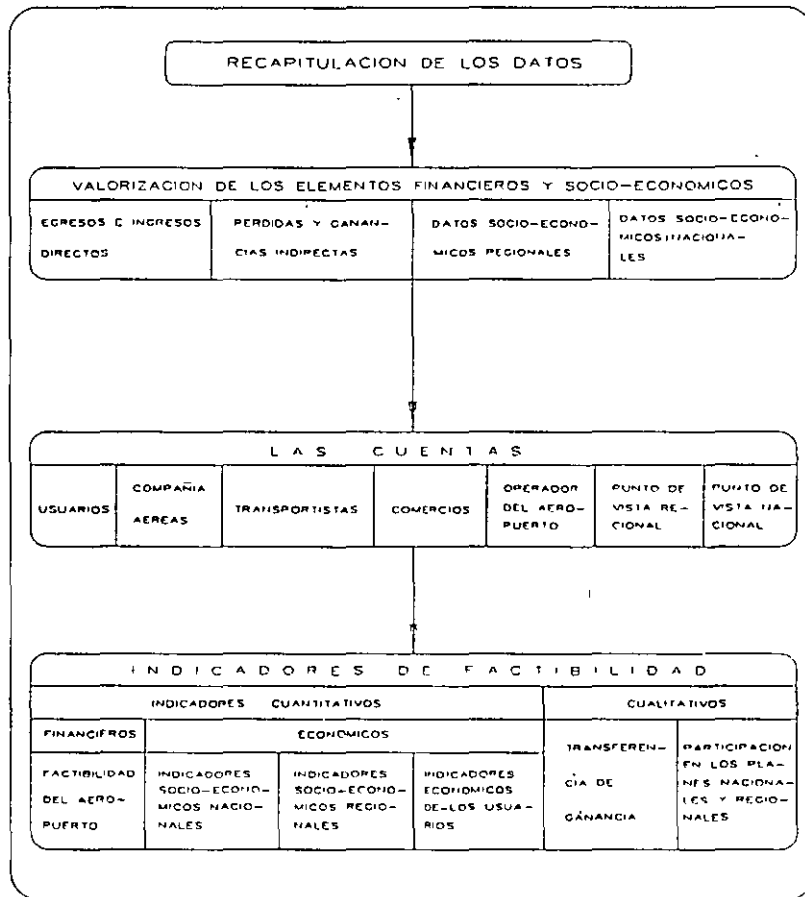
Establecida la fase 1, se describe la evolución del emplazamiento al corto, mediano y largo plazo (Plan Maestro), proponiendo un programa de inversiones.



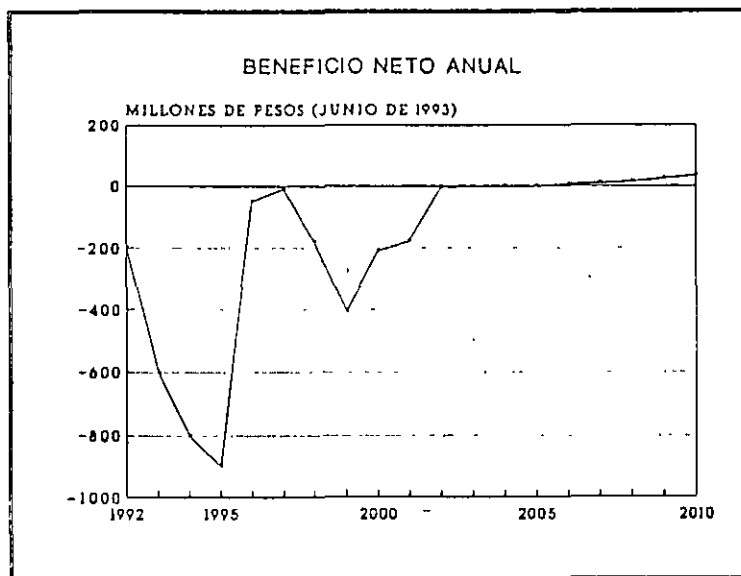
INFRAESTRUCTURA

ANALISIS DE FACTIBILIDAD

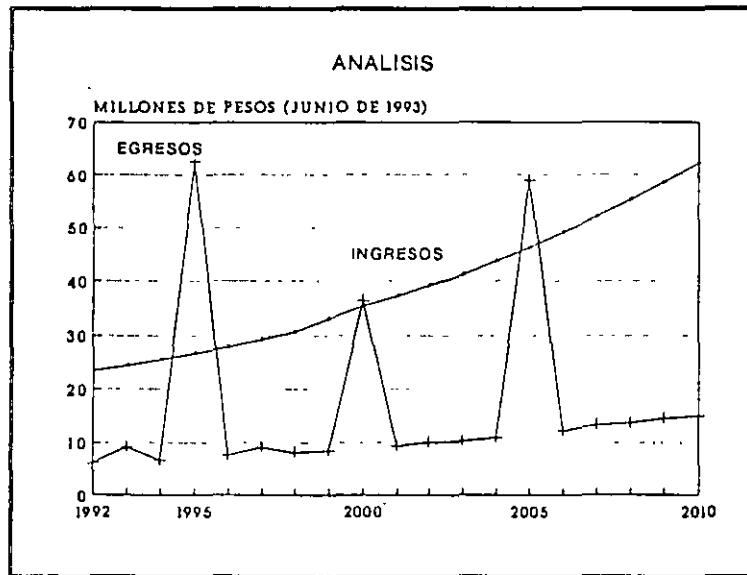
Esta última fase estudia el impacto social a nivel regional en lo referente a los ingresos y egresos inducidos por el emplazamiento.



Para el cumplimiento de esta fase se analizan los puntos de vista de las personas que tienen que ver con las actividades del aeropuerto (compañías aéreas, usuarios, personal del propio aeropuerto, organismos públicos, transportistas, cámaras, etc.). Esto es con el fin de establecer indicadores que en forma sintetizada proporcionen información en lo referente a: tasas internas de retorno ya sea de tipo económicas y financieras, beneficios totales actualizados acumulados en el período de estudio, cantidad de personas afectadas por la construcción aeroportuaria del emplazamiento, generación de empleos en forma directa e indirecta a causa del aeropuerto, y la participación y crecimiento para el Producto Interno Bruto (PIB).



INFRAESTRUCTURA



PLAN MAESTRO

Los conceptos utópicos sobre la forma y estructura del desarrollo máximo de un aeropuerto, quedan plasmados en un documento llamado PLAN MAESTRO o PLAN DIRECTOR, cuyo contenido no solamente representa la forma física del desarrollo último del aeropuerto, sino que describen las diferentes etapas de un horizonte de planeación, de cada uno de los elementos que intervinieron en el estudio, al corto, mediano y largo plazo, así como de sus implicaciones financieras y de costo.

El Plan Maestro es un proyecto que debe estar bien desarrollado, para esto es necesario establecer determinados parámetros e indicadores para su ejecución, así como conocer las magnitudes o capacidades actuales de los diferentes elementos y sus futuras demandas, respectivas. Este plan se establece para la resolución de problemas que se están presentando en un aeropuerto en uno o varios de los elementos que lo integran, como es el caso, de sobrecupo de pasajeros o falta de espacio para la atención del usuario en el edificio terminal. Además los crecimientos que tendrá el emplazamiento en diferentes períodos previamente establecidos en forma armónica y de conjunto.

Para el desarrollo del Plan Maestro este debe de estar constituido de varios documentos, generalmente, en donde uno de ellos se encuentre dibujado el plano general del aeropuerto, figurando todos los elementos; en otro el plano detallado del área terminal; y en los siguientes, planos específicos de cada uno de sus elementos, como es el caso del edificio terminal que consta de varios planos especiales, la zona de combustibles, los edificios anexos, estacionamientos para automóviles, etc. Existen también otros documentos que lo integran, en donde se plasma el desarrollo, crecimiento y control de cada uno de sus elementos.

A continuación se describen los objetivos del Plan Maestro:

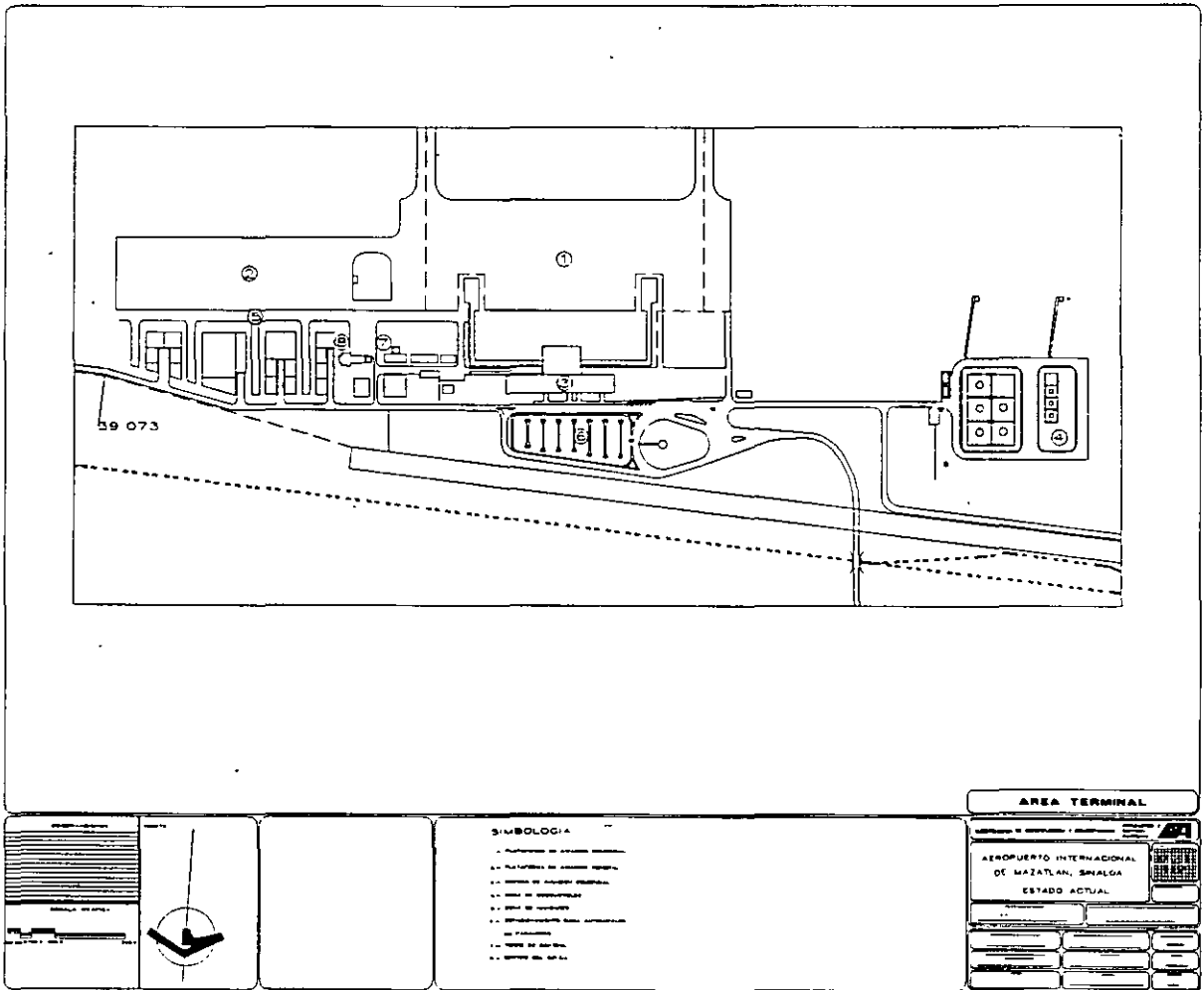
- 1.- Proveer una representación gráfica efectiva del desarrollo, del aeropuerto y la asignación de uso, previo de los terrenos adyacentes.
- 2.- Establecer un plan de prioridades y etapas para diversas partes propuestas en el plan.
- 3.- Ofrecer la oportuna información de antecedentes y datos necesarios para el desarrollo del plan.

INFRAESTRUCTURA

4.- Describir los diversos conceptos y alternativas que han sido consideradas para el establecimiento del plan propuesto.

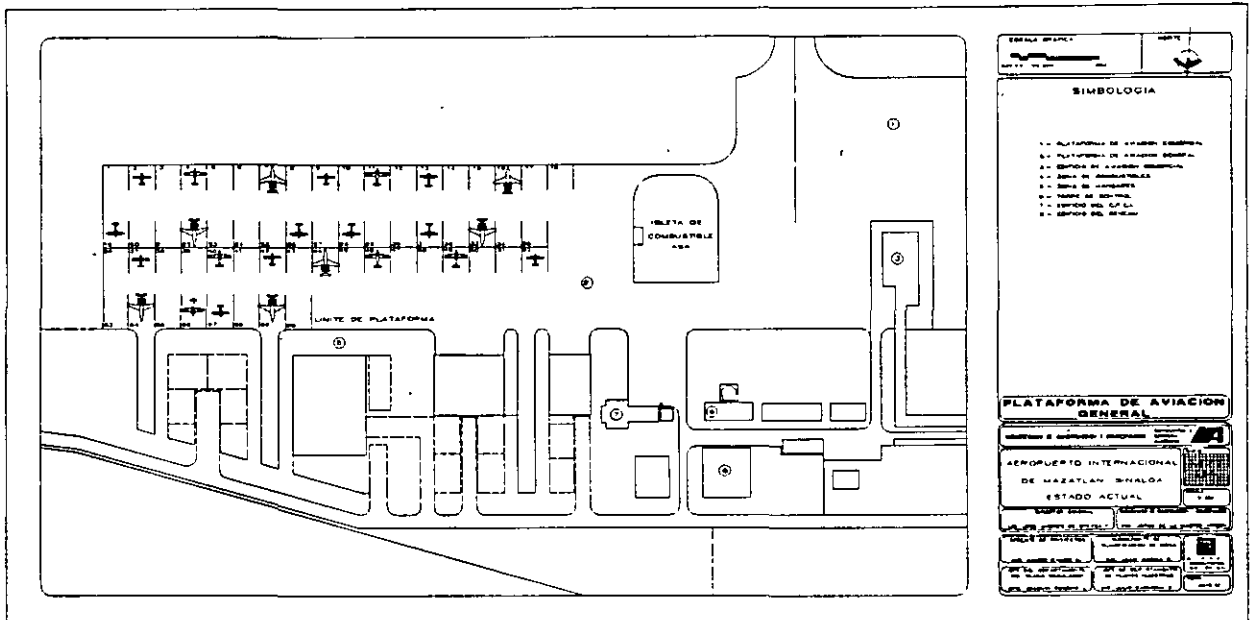
5.- Proporcionar una memoria concisa y descriptiva para que el impacto y la lógica de las recomendaciones puedan ser claramente comprendidas por la comunidad y personas relacionadas con el aeropuerto, y por aquellas autoridades e instalaciones públicas encargadas de la aprobación y financiamiento de lo propuesto en el Plan Maestro.

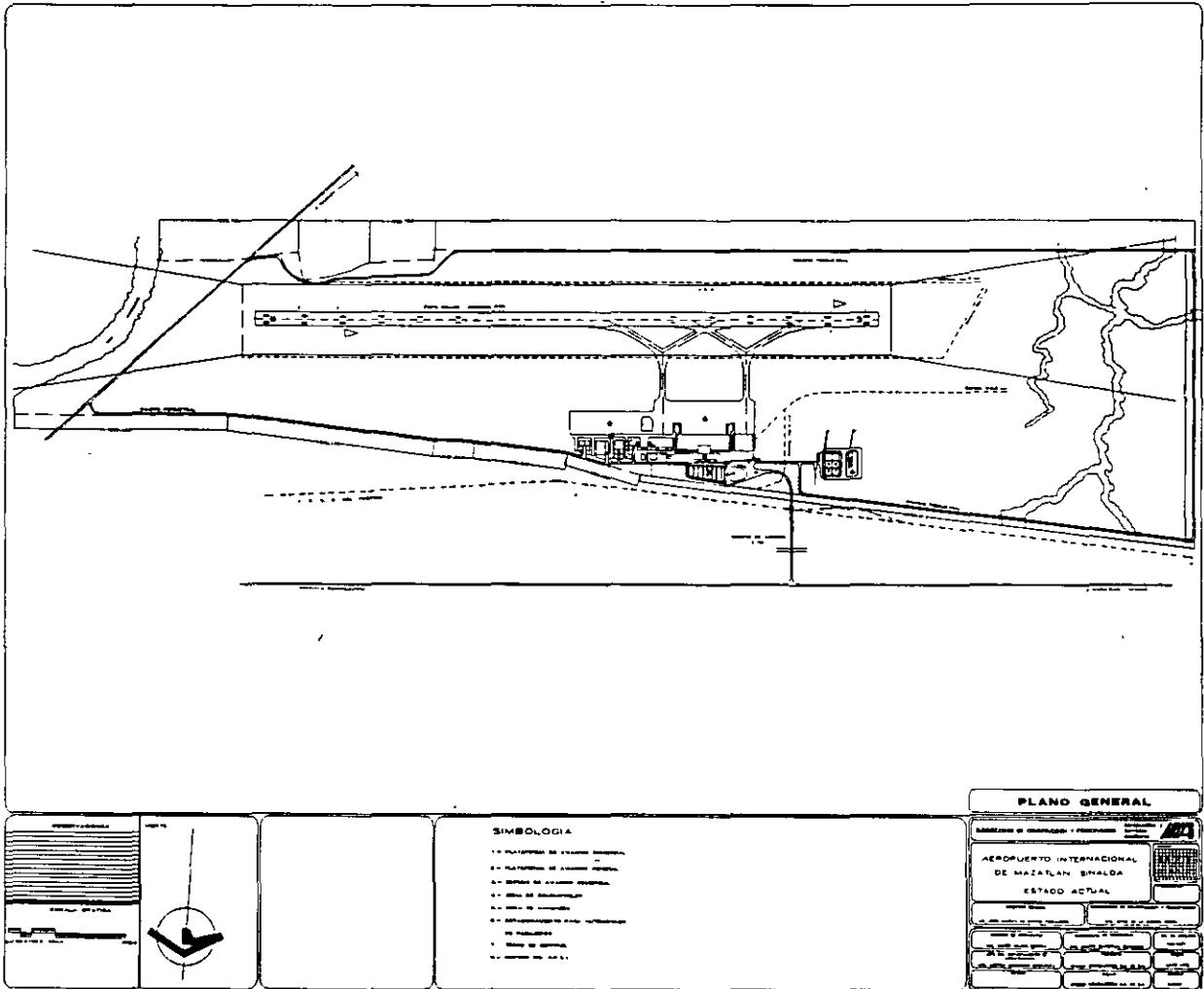
Después de haber sido establecido el Plan Maestro para el aeropuerto, será necesario verificar que lo indicado en el documento se lleve a cabo, en caso de que no se cumpla al pie de la letra, habrá necesidad de ir actualizando el documento.



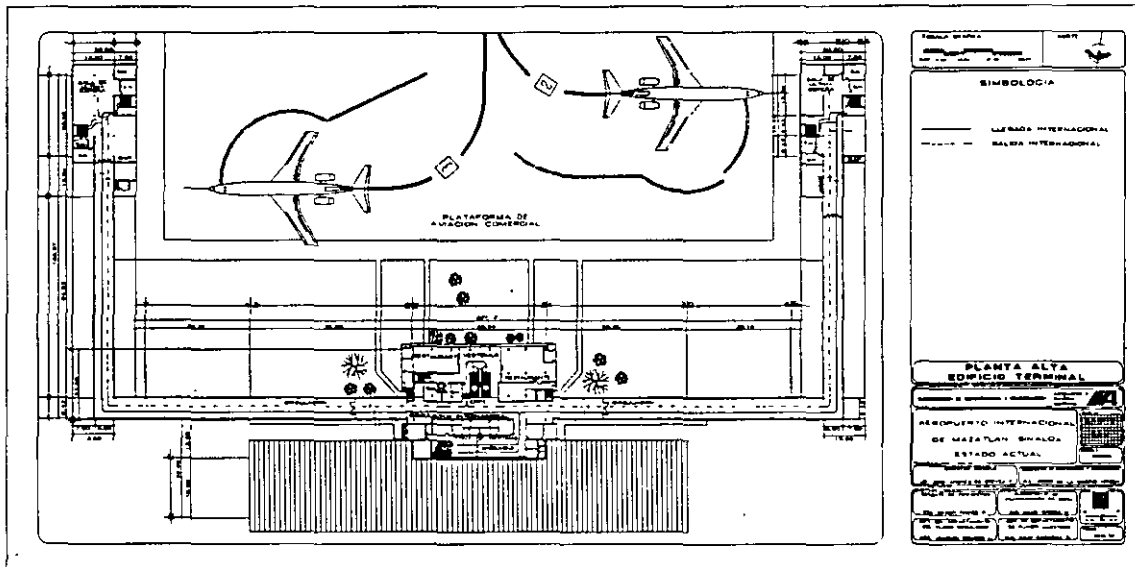
<p>ESCALA 1:500</p>			<p>SIMBOLOGIA</p> <ul style="list-style-type: none"> 1. PASEOS DE PASAJEROS 2. PLANTAS DE PASAJEROS 3. AREA DE SERVICIOS 4. AREA DE REPOSICION 5. SERVICIOS DE PASAJEROS 6. SERVICIOS DE PASAJEROS 7. SERVICIOS DE PASAJEROS 8. SERVICIOS DE PASAJEROS 	<p>AREA TERMINAL</p> <p>AEROPUERTO INTERNACIONAL DE MAZATLAN, SINALOA ESTADO ACTUAL</p>
---------------------	--	--	---	--

INFRAESTRUCTURA

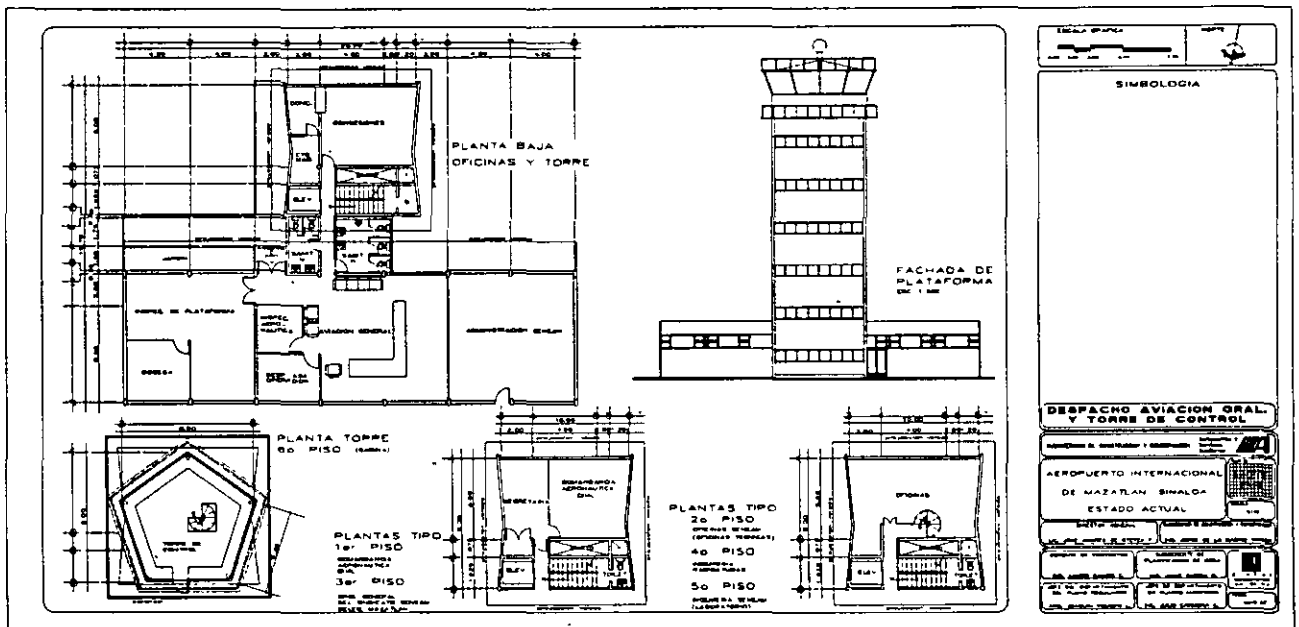




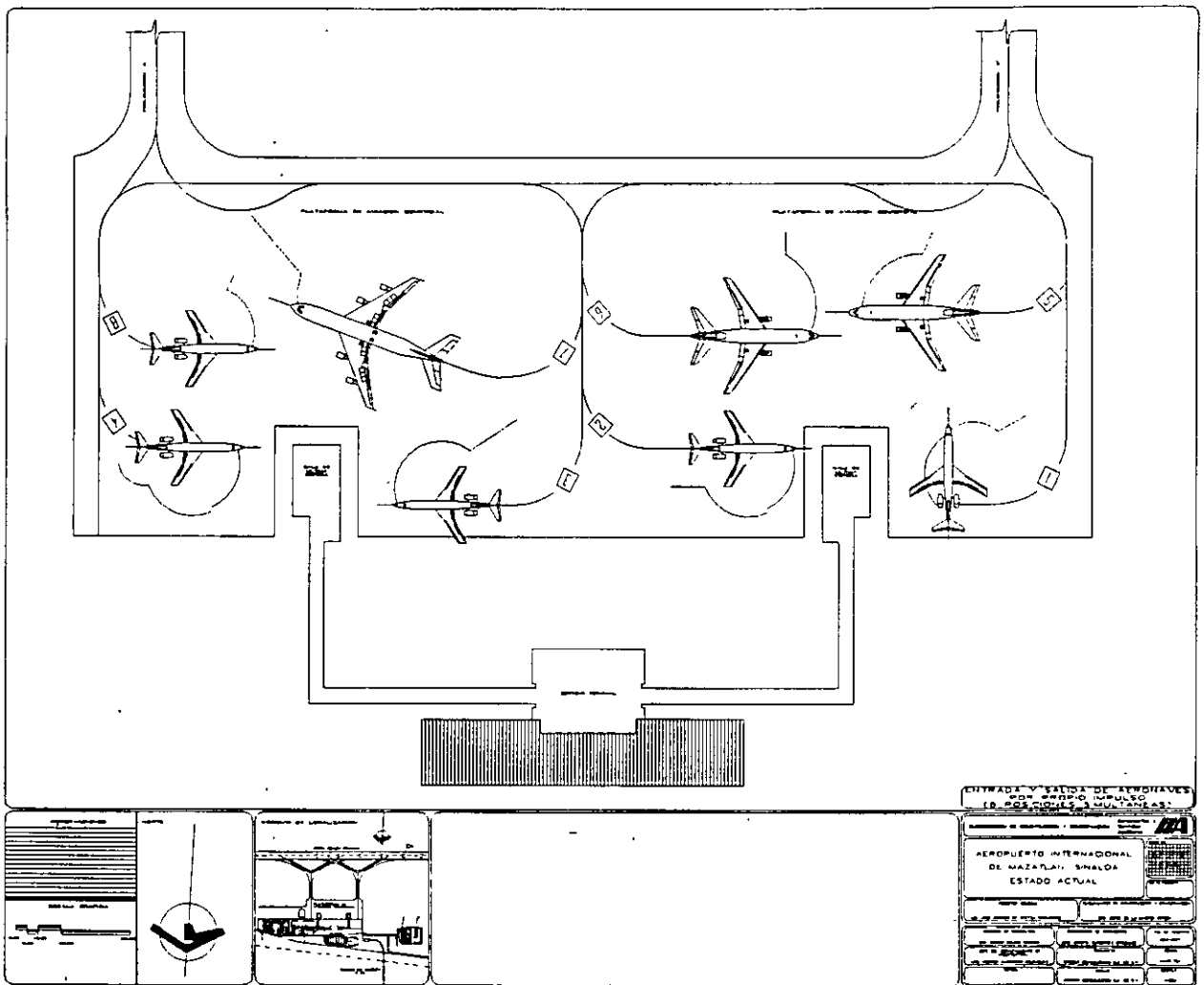
INFRAESTRUCTURA



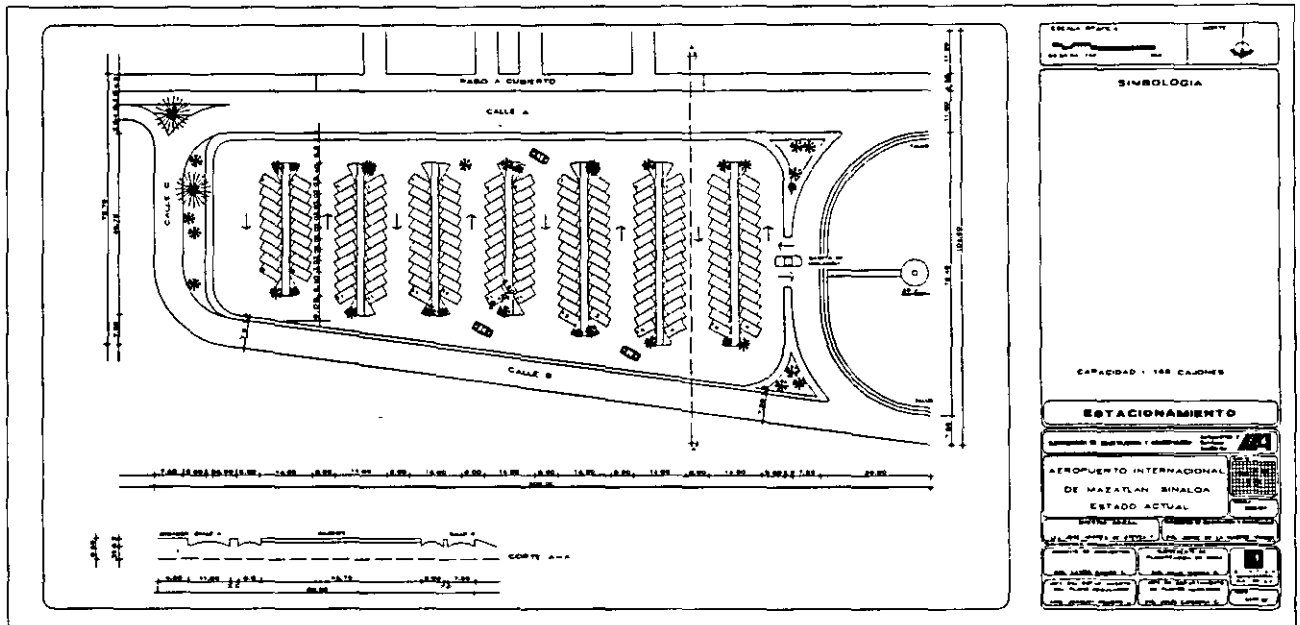
CAPITULO 1



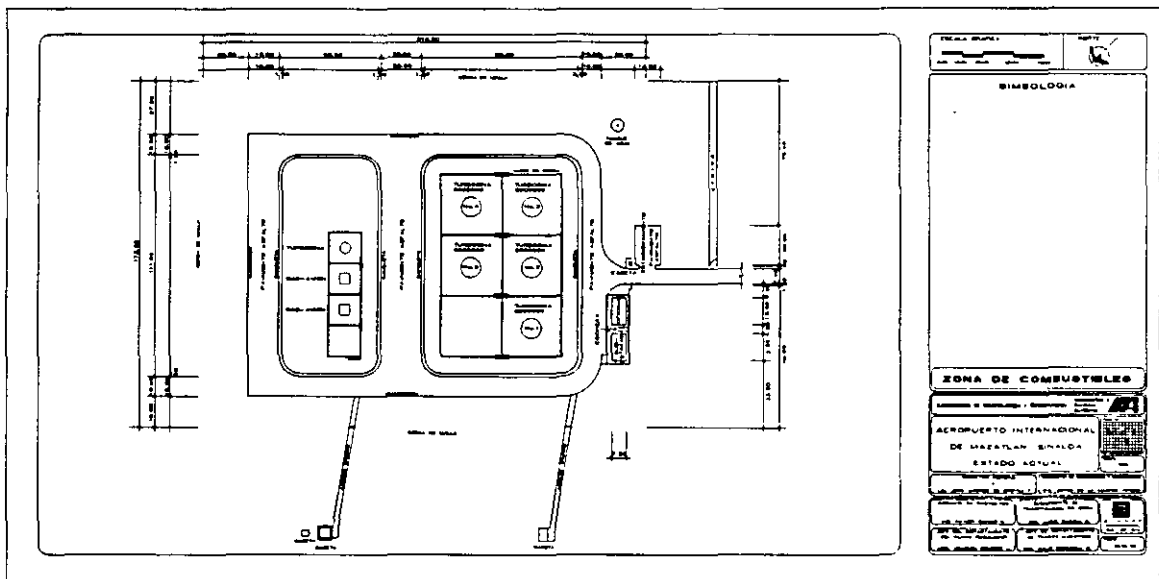
INFRAESTRUCTURA



CAPITULO 1



INFRAESTRUCTURA



MODERNIZACION O AMPLIACION DE UN AEROPUERTO EN SERVICIO

El crecimiento que sufren algunos aeropuertos a consecuencia del desarrollo deficiente anárquico y fuera de control, de uno o varios elementos que integran la infraestructura aeroportuaria, ocasionan gastos innecesarios, servicio y calidad deficiente, principalmente. Es por esto que surge la necesidad de regular y controlar todos los elementos que presentan deficiencias, planeandolos y planificandolos en forma oportuna y cuidadosa.

CARACTERISTICAS

Para poder establecer el Plan Maestro del aeropuerto, es fundamental realizar un examen detallado de los siguientes aspectos:

- 1.- Realizar un inventario de todos los elementos que integran al emplazamiento.
- 2.- Analizar el desarrollo que ha tenido el emplazamiento desde su inicio, hasta la actualidad.
- 3.- Establecer predicciones de crecimiento de cada uno de los elementos que integran al aeropuerto.
- 4.- Analizar la demanda-capacidad de los principales elementos que integran al aeropuerto.

INFRAESTRUCTURA

5.- Analizar las necesidades actuales de las instalaciones aeroportuarias.

6.- Analizar el impacto en el aeropuerto y en su entorno.

7.- Analizar o establecer un plan de desarrollo económico, financiero y social.

INVENTARIO

La realización de un inventario de todos los elementos que integran al aeropuerto es de gran ayuda para el Plan Maestro, por ser este una serie de datos recopilados, que permiten tener un amplio conocimiento de la naturaleza y tamaño de las instalaciones existentes.

CARACTERISTICAS GENERALES

DATOS GENERALES

- NOMBRE CUNCUN
 - UBICACION CUNCUN, O. ROO
 - DISTANCA A LA CIUDAD (KM) 16
 - TIEMPO A LA CIUDAD (MIN) 25
 - AÑO DE INCORPORACION A A.S.A 1975
 - FECHA DE RECEPCION DEL EDIFICIO TERMINAL 06/19/75
 - POBLACION BENEFICIADA (MILES) 57

DATOS AERONAUTICOS

- CATEGORIA INTERNA
 - CLASIFICACION INTERNA
 - TIPO TURISTICO
 - SUPERFICIE 765 HA
 - ELEVACION 5 MSNM
 - LATITUD 21º02'N
 - LONGITUD 86º53'W
 - TEMP. MAXIMA 33ºc
 - TEMP. MINIMA 19ºc
 - TEMP. DE REF. 32ºc

ZONA AERONAUTICA

PISTAS

- No. DE PISTAS 1
 - LUCES DE BORDE SI
 - DESIGNACION DE PISTA 12-30
 - DIMENSION DE PISTA 3500x60m
 - SENALAMIENTO SI
 - CAPACIDAD (OPS X HORA) 38

RODAJES

- RODAJE ALFA 383x23m
 - RODAJE BRAVO 165x23m
 - RODAJE COCA 330x23m
 - RODAJE DELTA 330x23m
 - LUCES DE BORDE SI
 - SENALAMIENTO SI

PLATAFORMA COMERCIAL

- SUPERFICIE 145.112m2
 - No. DE POSICIONES 19
 - TIPOS DE AERONAVE
 1 B-757
 10 B-727
 6 DC-10
 2 B-747
 - HIDRANTES 16
 - LUCES DE BORDE SI
 - SENALAMIENTO SI
 - ALUMBRADO SI
 - SERVICIOS DE RAMPA SI

PLATAFORMA GENERAL Y PERNOCTA

- SUPERFICIE 31.050m2
 - No. DE POSI 26
 - LUCES DE BORDE NO
 - SENALAMIENTO SI
 - ALUMBRADO NO
 - HANGAR 5
 - SUP. PERNOCTA NO
 - No. POS. PERNOCT. NO
 - ALUMBRADO NO
 - PERNOCTA

ZONA TERMINAL

EDIFICIO TERMINAL COMERCIAL

- CAPACIDAD (PAS X HOR)
 - SUPERFICIE TOTAL
 - SUPERFICIE P. B.
 - SUPERFICIE P. A.
 - SUPERFICIE 3er N
 - SUPERFICIE 4o N
 - No. PASILLOS TELESC.
 - AEROCARES

ELEMENTOS PRINCIPALES

- VEST. DE DOC. 1,900m2
 - SALA ULTIMA 6,865m2
 - ESPERA
 - SALA RECLAMO 1,405m2
 - EQUIPAJE
 - RESTAURANTE 1,200m2
 - CONCESIONES 3,700m2
 - AREAS DE APOYO 11,580m2

EDIFICIO AVIACION GENERAL

- CAPACIDAD (PAS X HOR)
 - SUPERF. TOTAL
 - SUPERF. P. B.
 - SUPERF. P. A. NO

ESTACIONAMIENTOS

- SUPERF. EST. AV. COMERCIAL 5,075m2
 - LUGARES AV. COM 93
 - SUPERF. EST. AV. GENERAL
 - LUGARES AV. GRAL NO

INSTALACIONES DE APOYO

EDIFICIOS DE APOYO

- TORRE DE CONTROL 25.30 m
 - EDIFICIO ANEXO 300 m²
 - CASA DE MAQUINAS 200 m²
 - PLANTA EMERGENCIA SI
 AYUDAS VISUALES
 - PLANTA EMERGENCIA SI
 EDIFICIO TERMINAL
 - PLANTA EMERGENCIA SI
 ZONA COMBUSTIBLES:

ZONA DE COMBUSTIBLES

- CAP TURBOSINA 5.450
 (MILES DE LTS)
 - CAP GAS-AVION
 80/87 (MILES DE
 LTS)
 - CAP GAS-AVION 160
 100/130 (MILES
 DE LTS)
 - CAP AGUA 500
 (MILES DE LTS)

VIALIDADES

- CAMINO DE ACCESO 3,013X12 40m
 - CAMINO PERIMETRAL NO

C. R. E. I.

- RESCATE UNIMOG
 J/BEAN
 2 AMBU-
 LANCIAS

AYUDAS A LA NAVEGACION

- AYUDAS A LA NAVEGACION PAPI 12-30
 GACION
 - CONO DE VIENTOS 2
 - FARO AERODROMO SI
 - VOR/DME SI
 - RADAR SI
 - ILS SI
 - LUCES DE APROXIMACION SI

OPERACION

- HORARIO 07:00-21:00H
 - AERONAVE MAXIMA OPERABLE B-747
 - AERONAVE MAXIMA OPERANDO B-747
 - LINEAS NACIONALES MX, AM
 - LINEAS EXTRANJERAS AA,NW,CO,LR
 - LINEAS CHARTER 5
 - LINEAS REGIONALES ZM,OA,LATUR

SERVICIO AL PASAJERO

- SALON OFICIAL SI
 - RELACIONES PUB SI
 - MOD. DE INF. SI
 - VIP'S NO
 - SERVICIO MEDICO SI
 - CORREO SI
 - TELEGRAFO NO
 - TELS. PUBS SI
 - SERV. BANCARIO SI
 - INF. TURISTICA SI

CONCESIONES

- LOC. COMERS 45
 - RENTA DE AUTOM. 18
 - TRANSP TERRES 1
 - RESTAURANTE-BAR 2
 - SNAK-BAR 5
 - COMISARIATO 1
 - CARTELERAS 45

DATOS COMPLEMENTARIOS

PERSONAL

- ADMINSTRACION 7
 - CONTABLE 34
 - SEGURIDAD 200
 - MANTENIMIENTO 29
 - POBLACION GENERAL 688

VEHICULOS

- SERV ADMON. 2
 - TRANSP DE PERS. 1
 - SERV. DE COMB 1
 - SEGURIDAD 1
 - C.R.E.I 5
 - MANTENIMIENTO 2

AEROPUERTO A CONSTRUIR

El establecimiento de un Plan Maestro para un aeropuerto que se planea construir, no es nada más construcción, sino que intervienen aspectos económicos, financieros y sociales, tanto para el nuevo emplazamiento, así como en la región o lugar que se desea instalar. Para eso es necesario establecer anteproyectos que permitan definir el área o la superficie en que se va emplazar el nuevo aeropuerto, para su adquisición, el costo de la obra civil, como es la construcción de la pista, calles de rodaje, edificio terminal, plataforma, etc; así como, el área de afluencia, región que beneficiará, etc.. Todo esto con la finalidad de establecer un programa en donde se indiquen las diferentes etapas de construcción y sus inversiones.

NECESIDADES

Para la planeación de un aeropuerto a construir y posteriormente su planificación, se deberá de tomar en cuenta lo siguiente:

- 1.- No existen datos estadísticos.
- 2.- Las estadísticas existentes no son representativas.
- 3.- Los parámetros de proyección no son los adecuados.
- 4.- Las inversiones programadas no llegan en el tiempo establecido.
- 5.- El programa de construcción no se cumple según lo acordado.

INFRAESTRUCTURA

Todas estas características son necesarias de considerar para el desarrollo del Plan Maestro, así como en su ejecución.

LOCALIZACION

Para la localización de un nuevo aeropuerto, su estudio lleva aproximadamente de 6 a 10 años, efectuando análisis cuantitativos y cualitativos de elementos que intervienen en la decisión del sitio, como son vientos dominantes, área propuesta, desmonte, ríos, costo de la tierra, regiones que se beneficiarán económica y socialmente, áreas de influencias, bancos de materiales, etc.

El nuevo aeropuerto en su Plan Maestro considera a los posibles usuarios que harán uso de sus instalaciones, como aquellas que residen dentro de cierta zona geográfica situada alrededor del emplazamiento a construir (área de influencia).

AREA DE AFLUENCIA

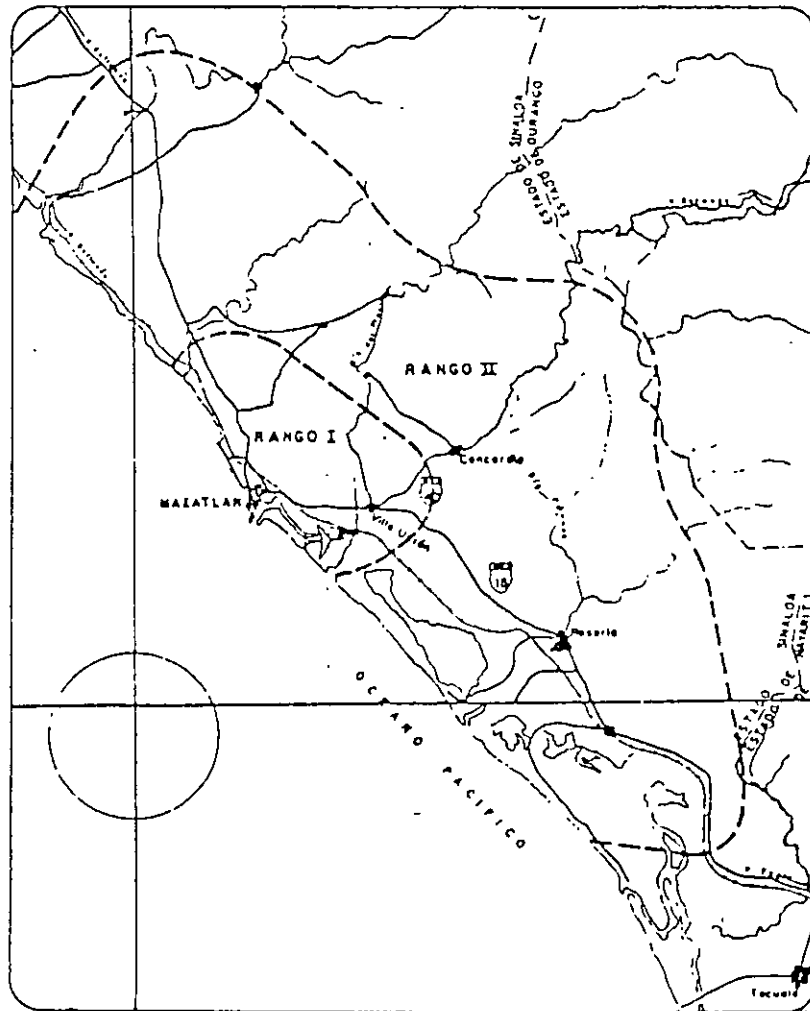
El área de afluencia del aeropuerto se determina tomando en cuenta las localidades situdas cuando menos a 60 minutos por vía terrestre. Esta influencia se divide en dos rangos:

Rango I

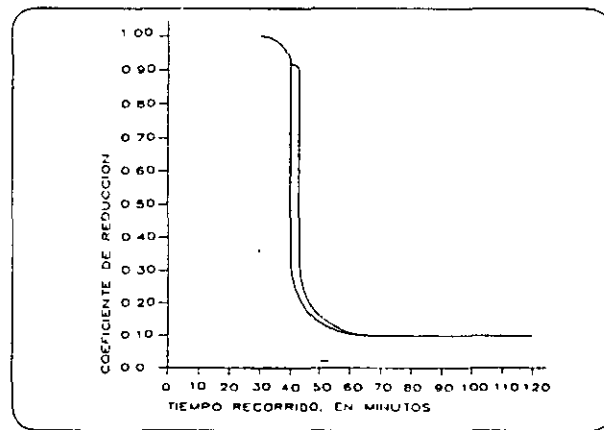
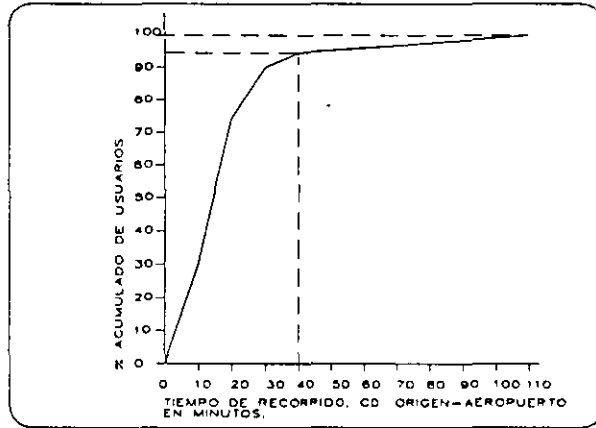
Localiza las poblaciones que generan el 95% de los usuarios, agrupados a las localidades situadas a menos de 40 minutos de recorrido por carretera.

Rango II

Se encuentran las localidades que generan el 5% restante del Rango, comprendiendo las poblaciones ubicadas entre los 40 y 60 minutos de recorrido por carretera.



INFRAESTRUCTURA



DEMANDA

La cantidad de operaciones aeronáuticas que sufre un aeropuerto en lo referente a los aterrizajes y despegues de aeronaves, la entrada y salida de los pasajeros o usuarios, sus acompañantes y visitantes al edificio terminal, el tránsito de automóviles, etc., es un reflejo de la demanda que presenta cualquier infraestructura aeroportuaria, y todas las actividades se referencian en su capacidad instalada, la que da la magnitud y fluctuación de cada elemento integrante.

INFRAESTRUCTURA

ACTUAL

La demanda que presenta el aeropuerto conforme a sus operaciones aeronáuticas debe ser organizada, clasificada y seleccionada, conforme a una serie de datos históricos (pasajeros, operaciones, carga, correo, equipaje), los cuales posteriormente se representarán en forma gráfica:

OPERACIONES ANUALES

ARO	TOTAL COMERCIAL	TOTAL GENERAL	TOTAL IRREGULAR	GRAN TOTAL
1967	8 722	9 109	-----	14 021
1968	8 261	9 228	-----	16 478
1969	7 871	8 844	-----	16 115
1970	7 702	8 251	-----	16 953
1971	8 059	8 078	-----	14 737
1972	7 694	9 057	-----	16 849
1973	9 230	9 211	-----	18 441
1974	11 054	9 830	-----	21 084
1975	9 733	9 409	-----	19 202
1976	11 200	9 816	-----	21 021
1977	11 707	9 000	-----	20 257
1978	8 007	10 226	2 696	21 428
1979	9 059	12 048	3 691	26 629
1980	14 098	15 599	6 945	35 617
1981	14 268	19 295	4 036	38 159
1982	14 060	17 440	2 778	34 788
1983	16 826	13 808	2 101	31 916
1984	17 021	7 090	1 831	26 742
1985	17 667	0 379	1 332	27 268
1986	13 608	9 666	1 302	24 676
1987	14 802	8 737	1 016	24 644
1988	13 001	8 001	1 837	24 259
1989	10 236	7 906	1 803	26 743
1990	10 819	6 181	1 669	23 659
1991	16 824	8 907	1 360	28 781

CARGA

ARO	NACIONAL	INTERNACIONAL	TOTAL Kgs.
1967	651 716	36 610	697 231
1968	902 710	29 765	1 032 494
1969	820 972	60 218	941 190
1970	879 137	60 248	939 385
1971	852 876	64 620	907 095
1972	928 844	84 060	1 010 924
1973	1 811 203	113 320	1 794 823
1974	1 316 459	101 228	1 410 687
1975	1 316 459	101 228	1 410 687
1976	1 855 822	107 910	1 993 422
1977	2 137 829	95 120	2 217 648
1978	2 025 626	130 843	2 160 978
1979	2 204 033	130 909	2 603 027
1980	2 824 221	108 827	2 733 748
1981	2 681 605	161 160	2 712 765
1982	2 403 976	149 000	2 662 941
1983	2 600 340	127 272	2 627 612
1984	3 084 388	204 840	3 208 828
1985	4 026 330	372 605	4 411 023
1986	3 401 126	326 617	3 814 762
1987	3 574 700	161 027	3 106 798
1988	3 615 795	227 840	3 713 420
1989	3 173 100	424 160	3 697 326
1990	2 727 000	656 000	3 311 000
1991	2 697 000	400 600	3 103 600

AVIACION GENERAL OPERACIONES

ARO	NACIONAL	INTERNACIONAL	LOCAL	OFICIAL	TOTAL
1967	7 067	307	-----	836	9 109
1968	7 974	466	-----	895	9 228
1969	7 300	609	-----	665	8 614
1970	6 670	730	-----	903	8 251
1971	6 670	600	-----	782	8 078
1972	7 017	705	-----	1 260	9 057
1973	8 982	606	-----	1 274	9 211
1974	7 176	903	-----	1 392	9 830
1975	6 620	604	-----	2 269	9 409
1976	6 203	600	-----	2 972	9 816
1977	6 094	626	-----	2 451	9 000
1978	7 174	606	-----	2 495	10 226
1979	8 003	677	-----	3 339	12 048
1980	11 607	309	-----	4 293	15 609
1981	6 609	742	-----	7 437	19 295
1982	6 829	244	0 805	4 652	17 440
1983	6 228	201	4 731	3 641	13 808
1984	4 077	293	131	3 302	7 890
1985	3 003	171	276	4 119	8 379
1986	3 002	229	770	4 664	9 666
1987	4 469	221	609	3 268	8 737
1988	4 009	100	803	3 063	8 001
1989	4 641	238	633	2 693	7 906
1990	4 472	243	659	2 007	6 181
1991	4 871	263	722	3 061	8 907

OPERACIONES DE AVIACION IRREGULAR (AA)

ARO	NACIONAL		INTERNACIONAL		TOTAL
	LLEGADAS	SALIDAS	LLEGADAS	SALIDAS	
1978	1 278	1 321	8	10	2 608
1979	1 147	1 016	19	9	3 891
1980	2 436	2 479	24	10	6 976
1981	2 249	2 254	20	16	4 626
1982	1 600	1 073	33	34	3 718
1983	1 029	1 044	9	9	2 101
1984	758	744	12	7	1 631
1985	602	652	9	9	1 307
1986	672	676	10	10	1 392
1987	494	500	9	11	1 016
1988	779	795	18	16	1 607
1989	784	794	14	11	1 603
1990	615	620	26	20	1 520
1991	650	666	17	11	1 360

49

CAPITULO 1

PASAJEROS ANUALES

ARO	TOTAL COMERCIAL	TOTAL GENERAL	TOTAL IRREGULAR	GRAN TOTAL
1967	87 062	19 197	-----	116 249
1968	106 667	17 280	-----	122 843
1969	121 702	19 600	-----	141 202
1970	124 336	19 426	-----	143 766
1971	143 378	19 207	-----	162 683
1972	193 277	24 831	-----	218 108
1973	267 810	30 873	-----	298 483
1974	364 266	30 689	-----	394 856
1975	271 968	26 716	-----	297 884
1976	400 889	34 348	-----	436 236
1977	460 683	31 172	-----	481 766
1978	612 061	34 348	8 910	666 207
1979	810 612	40 720	11 308	862 640
1980	683 149	66 346	16 853	764 347
1981	948 838	60 166	13 074	1 010 078
1982	940 321	30 230	9 092	980 649
1983	1 197 314	31 469	4 143	1 232 916
1984	1 194 881	17 785	3 134	1 215 601
1985	1 228 104	18 916	2 908	1 247 928
1986	1 043 031	22 806	3 121	1 068 968
1987	1 088 243	-----	2 140	1 090 383
1988	1 060 699	-----	3 367	1 069 966
1989	1 118 768	-----	3 314	1 122 072
1990	1 176 013	-----	3 677	1 179 290
1991	1 142 006	-----	2 976	1 146 041

PASAJEROS DE AVIACION IRREGULAR (AA)

ARO	NACIONAL		INTERNACIONAL		TOTAL IRREGULAR
	LLEGADAS	SALIDAS	LLEGADAS	SALIDAS	
1978	4 395	4 470	16	30	8 910
1979	5 466	6 778	34	29	11 308
1980	7 642	8 098	66	60	16 863
1981	8 046	8 067	32	329	13 074
1982	4 470	4 344	103	176	9 092
1983	2 101	2 001	28	16	4 143
1984	1 613	1 461	13	27	3 134
1985	1 611	1 353	10	34	2 908
1986	1 660	1 472	45	44	3 121
1987	1 072	1 027	8	33	2 140
1988	1 076	1 670	27	34	3 367
1989	1 823	1 617	34	40	3 314
1990	1 777	1 816	42	42	3 677
1991	1 662	1 382	8	23	2 976

AVIACION COMERCIAL OPERACIONES

ARO	NACIONAL		INTERNACIONAL		CHARTER		TOTAL
	LLEGADAS	SALIDAS	LLEGADAS	SALIDAS	LLEGADAS	SALIDAS	
1967	2 361	2 343	612	618	---	---	8 722
1968	2 046	2 640	676	640	---	---	6 361
1969	3 061	3 038	730	746	---	---	7 671
1970	3 121	3 110	736	733	---	---	7 702
1971	2 660	2 611	673	716	---	---	6 669
1972	2 797	2 833	992	972	---	---	7 694
1973	3 111	3 227	1 626	1 366	---	---	9 230
1974	4 146	4 185	1 679	1 664	---	---	11 664
1975	2 799	2 809	2 062	2 073	---	---	9 733
1976	3 716	3 737	1 869	1 886	---	---	11 206
1977	3 706	3 713	1 929	1 937	---	---	11 287
1978	2 699	2 683	1 716	1 710	---	---	8 607
1979	2 716	2 700	2 226	2 248	---	---	9 889
1980	3 736	3 743	3 208	3 292	---	---	14 068
1981	4 108	4 112	2 796	2 791	226	276	14 268
1982	4 600	4 606	2 420	2 410	119	120	14 080
1983	4 810	4 812	2 667	2 662	187	169	16 626
1984	6 484	6 486	2 949	2 948	227	228	17 321
1985	6 031	6 043	2 641	2 626	207	200	17 667
1986	3 662	6 431	2 109	2 122	187	187	13 586
1987	4 771	4 846	2 311	2 363	307	306	14 692
1988	4 172	4 186	2 312	2 291	414	417	13 001
1989	4 600	4 602	2 173	2 136	762	763	16 236
1990	6 143	6 162	2 966	2 639	626	673	16 819
1991	6 039	6 143	2 623	2 693	264	262	16 624

INFRAESTRUCTURA

AVIACION COMERCIAL

PASAJEROS

AÑO	NACIONAL		INTERNACIONAL		CHARTER		TRANSITO	GRAN TOTAL
	LLEGADAS	SALIDAS	LLEGADAS	SALIDAS	LLEGADAS	SALIDAS		
1967	34 831	34 101	13 842	14 778	-----	-----	-----	97 057
1968	37 097	36 010	16 300	16 386	-----	-----	-----	106 667
1969	40 890	41 875	19 477	20 014	-----	-----	-----	121 702
1970	41 868	41 705	20 747	21 033	-----	-----	-----	124 239
1971	49 833	48 736	21 600	21 924	-----	-----	-----	143 376
1972	69 781	68 608	31 721	31 197	-----	-----	-----	193 277
1973	76 706	71 854	38 072	37 289	-----	-----	-----	207 810
1974	110 177	100 803	52 026	54 101	-----	-----	-----	264 250
1975	105 032	95 601	58 744	51 631	-----	-----	-----	271 608
1976	132 899	122 282	66 607	60 071	-----	-----	-----	400 699
1977	137 804	130 889	64 068	67 670	-----	-----	-----	460 673
1978	162 881	141 933	101 129	117 006	-----	-----	-----	612 681
1979	171 370	163 476	134 739	161 070	-----	-----	-----	670 677
1980	194 072	179 711	145 844	163 472	-----	-----	-----	683 149
1981	209 408	198 674	119 885	137 068	16 240	16 406	266 408	940 038
1982	220 303	219 046	102 058	108 895	13 848	13 847	264 409	940 374
1983	281 007	248 673	181 197	168 617	21 570	21 034	268 301	1 167 314
1984	257 566	257 559	161 842	163 033	28 241	28 031	311 425	1 194 881
1985	290 440	290 697	176 166	176 725	28 653	28 049	324 074	1 226 104
1986	244 864	262 272	122 009	121 034	16 863	17 464	240 720	1 043 031
1987	219 463	221 730	150 473	162 490	33 162	31 781	273 176	1 008 243
1988	162 670	173 643	161 060	180 717	46 142	44 639	309 370	1 068 699
1989	230 920	195 873	140 319	143 487	68 757	63 078	379 026	1 118 788
1990	233 841	215 639	160 349	168 616	49 062	49 001	334 477	1 176 612
1991	263 794	236 606	162 871	166 877	22 744	22 484	294 860	1 142 006

AVIACION GENERAL

PASAJEROS

AÑO	NACIONAL		INTERNACIONAL		LOCAL		OFICIAL		GRAN TOTAL
	LLEGADAS	SALIDAS	LLEGADAS	SALIDAS	LLEGADAS	SALIDAS	LLEGADAS	SALIDAS	
1967	7 040	7 884	705	692	-----	-----	1 121	1 006	19 197
1968	8 848	8 657	1 292	1 156	-----	-----	616	609	17 266
1969	7 700	7 200	1 247	1 663	-----	-----	607	653	19 600
1970	8 961	8 305	2 360	2 377	-----	-----	775	671	19 422
1971	8 065	8 094	2 067	2 206	-----	-----	1 186	706	19 207
1972	7 930	7 480	3 376	3 109	-----	-----	1 616	1 416	24 831
1973	9 060	8 442	4 767	4 846	-----	-----	1 904	1 674	30 673
1974	8 294	7 307	6 794	6 814	-----	-----	1 946	1 680	30 680
1975	8 078	7 264	2 762	2 690	-----	-----	3 146	3 703	28 716
1976	8 820	9 776	1 218	1 610	-----	-----	6 490	6 626	34 340
1977	9 126	8 848	1 002	1 446	-----	-----	6 187	6 663	31 172
1978	10 616	10 709	1 148	1 676	-----	-----	6 708	6 487	34 348
1979	11 809	12 170	1 406	1 648	-----	-----	6 765	7 276	40 770
1980	16 474	16 657	1 094	1 022	-----	-----	10 198	11 600	66 348
1981	9 124	9 606	692	682	6 976	6 976	8 781	9 632	60 190
1982	7 453	7 643	446	608	3 723	3 724	7 708	8 163	39 230
1983	8 269	8 494	422	671	2 694	2 612	6 812	6 609	31 469
1984	8 096	4 930	310	256	136	134	3 413	3 274	17 780
1985	8 063	4 052	214	231	227	222	4 005	3 956	18 810
1986	6 104	6 033	302	263	710	767	6 286	6 246	22 806

CORREO			EQUIPAJE				
ARO	NACIONAL	INTERNACIONAL	TOTAL Kg.	ARO	NACIONAL	INTERNACIONAL	TOTAL Kg.
1957	73 368	16 772	89 131	1957	843 059	470 607	1 421 735
1958	85 651	16 781	83 432	1958	857 646	642 811	1 510 457
1959	146 804	20 035	166 840	1959	1 151 347	659 994	1 781 241
1970	269 476	22 427	291 253	1970	1 170 816	702 872	1 873 788
1971	114 830	20 050	134 880	1971	1 328 806	740 664	2 073 172
1972	87 190	20 400	107 590	1972	1 411 334	1 334 808	2 809 202
1973	80 762	22 472	119 234	1973	1 690 089	1 914 607	3 004 696
1974	106 711	18 378	124 039	1974	2 609 801	2 401 286	6 091 086
1975	105 711	18 378	124 039	1975	2 669 801	2 401 286	6 091 086
1976	390 014	10 632	400 646	1976	---	---	---
1977	133 600	9 417	143 007	1977	---	---	---
1978	88 704	6 005	96 709	1978	3 480 126	3 419 743	6 909 249
1979	87 667	7 329	94 996	1979	3 920 681	4 740 820	8 661 211
1980	81 841	7 171	99 012	1980	4 333 143	4 920 778	9 263 921
1981	103 478	6 431	109 910	1981	4 662 275	4 128 100	8 711 476
1982	100 347	6 163	106 510	1982	4 749 664	3 340 141	8 099 106
1983	71 411	6 784	78 196	1983	5 600 266	6 189 846	11 786 230
1984	76 780	6 693	82 373	1984	6 412 658	6 722 770	13 136 429
1985	88 189	10 136	108 324	1985	6 178 934	4 622 785	10 811 219
1986	180 221	13 817	204 138	1986	6 277 124	4 249 662	9 828 886
1987	184 612	12 783	207 458	1987	4 894 153	6 877 653	10 671 716
1988	169 348	16 108	174 468	1988	4 241 614	6 978 842	10 218 868
1989	148 788	27 746	176 644	1989	4 044 373	6 290 482	10 334 866
1990	284 000	20 000	304 000	1990	2 150 000	4 861 000	7 011 000
1991	141 000	22 800	163 800	1991	1 633 200	6 718 000	7 351 200

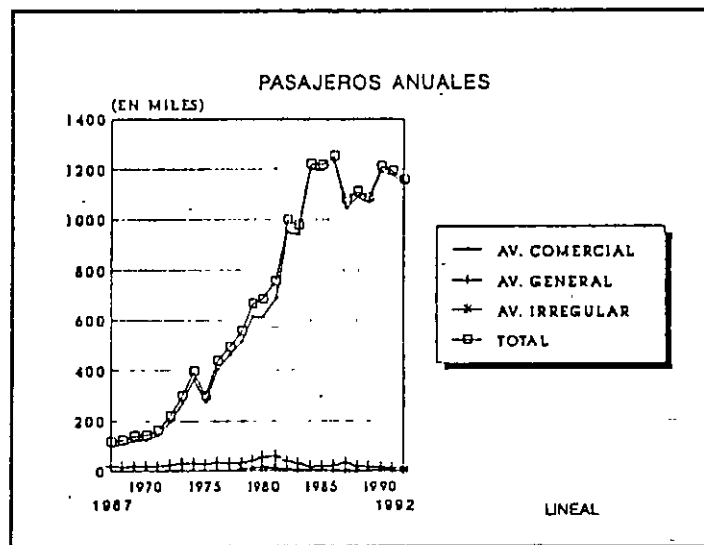
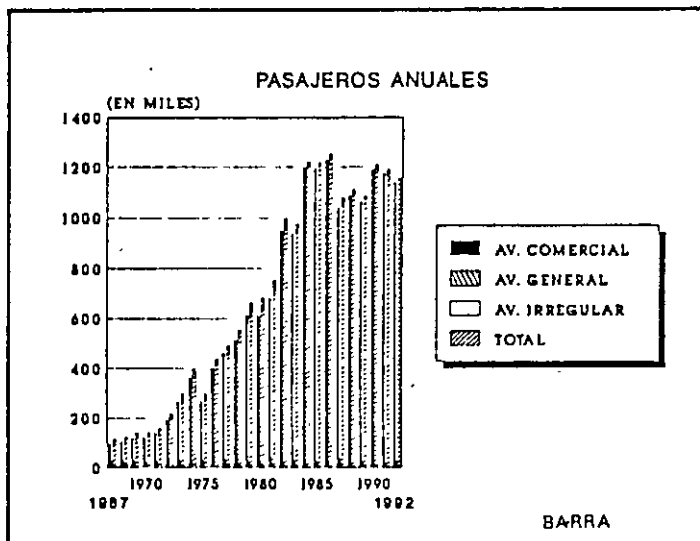
ESTADISTICA

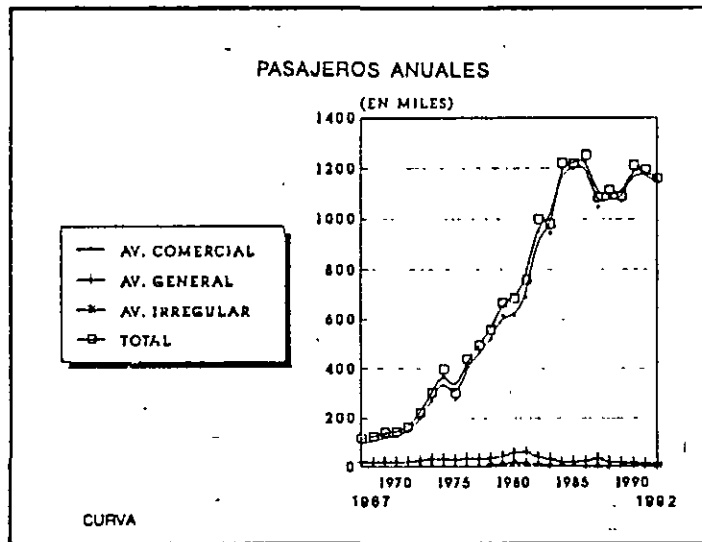
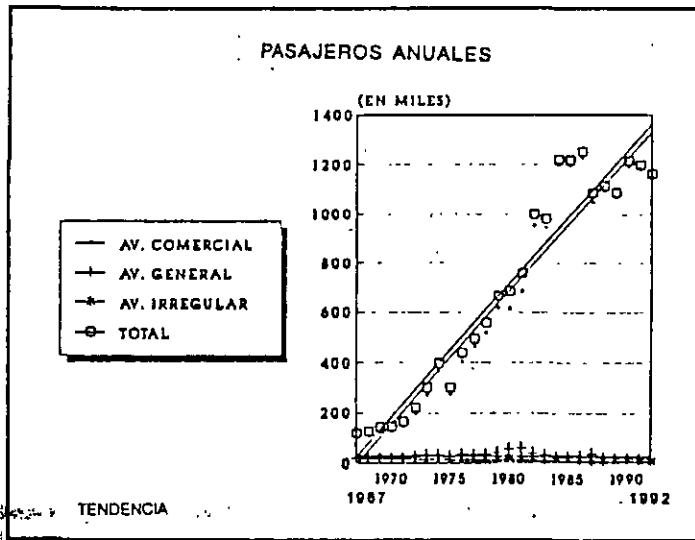
El plan Maestro de basa en hipótesis e interpretación de datos históricos, fundados sobre una base, amplia y confiable, de algún método estadístico empleado, para observar su comportamiento, y así poder establecer su crecimiento a corto, mediano y largo plazo.

INFRAESTRUCTURA

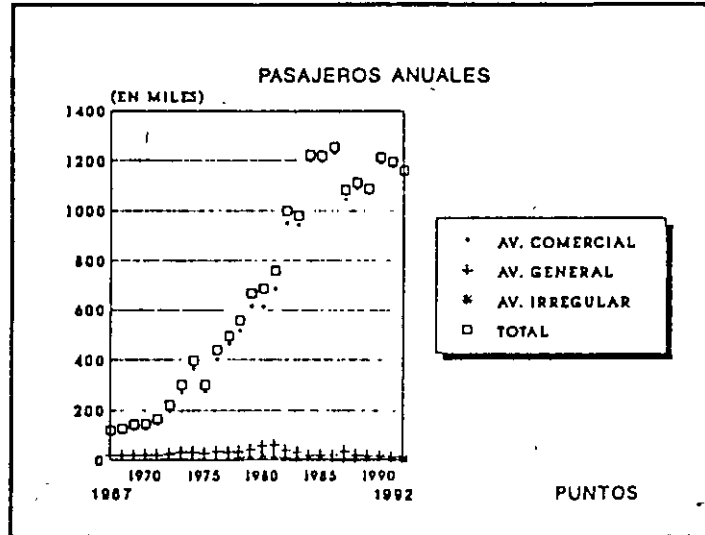
MODELOS

A continuación se presentan varios modelos estadísticos para la representación de datos.



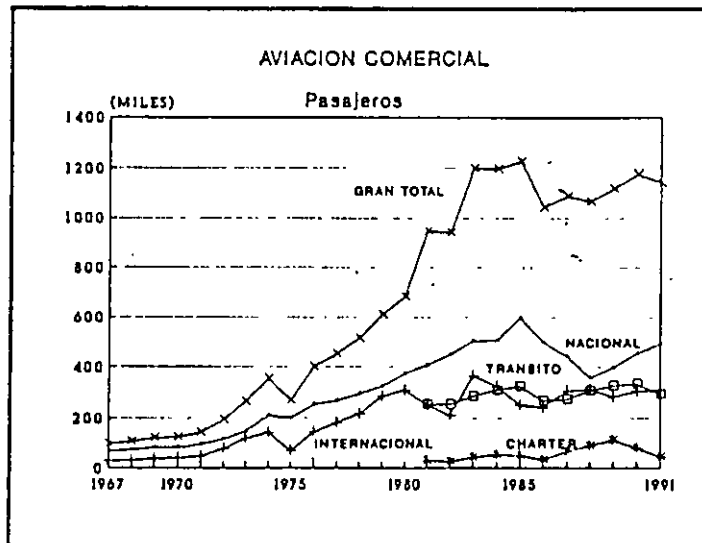


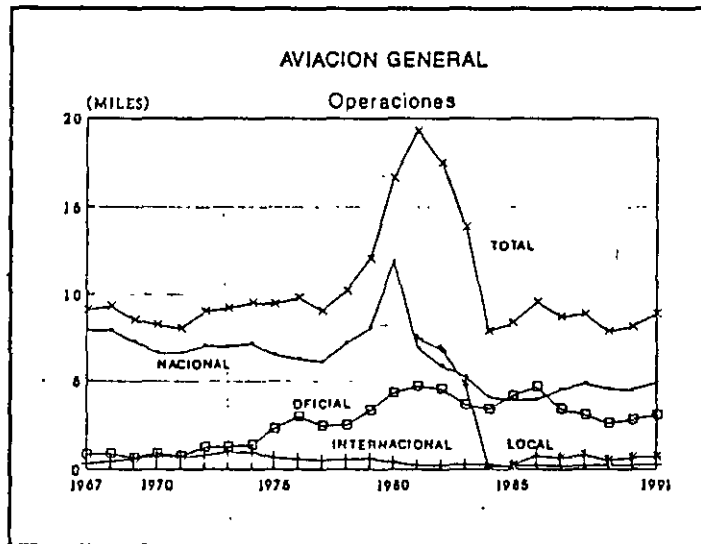
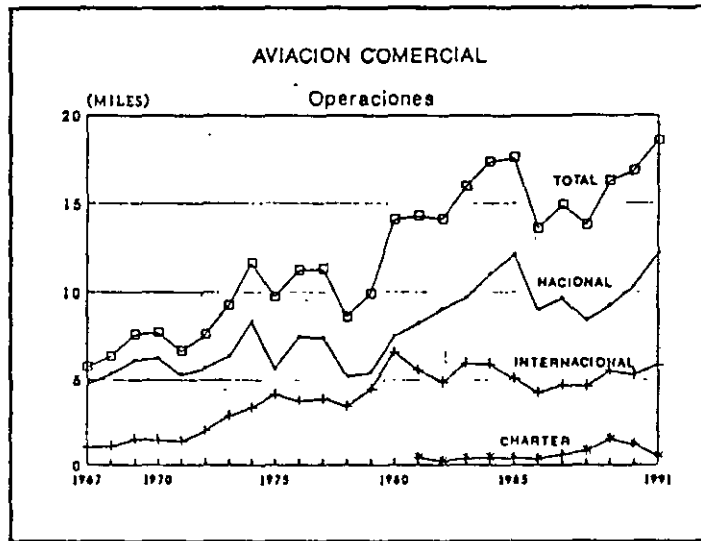
INFRAESTRUCTURA



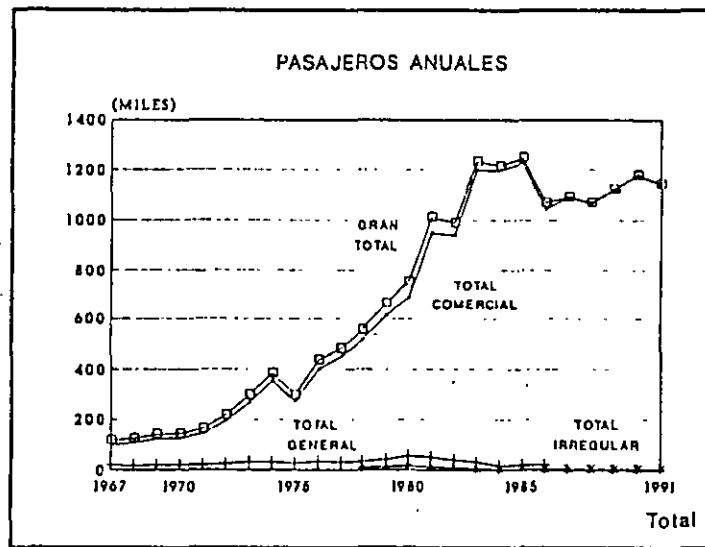
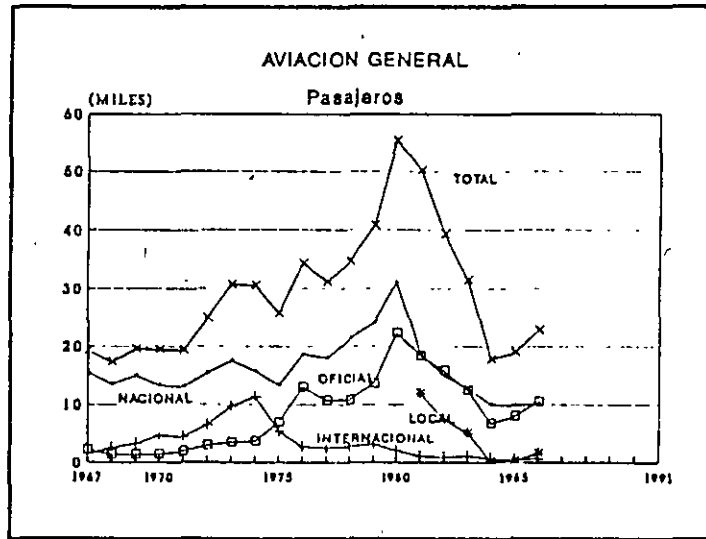
GRAFICAS

Seguidamente se presenta la aplicación en forma gráfica de los datos existentes de las páginas 36, 37, 38 y 39 de este capítulo.

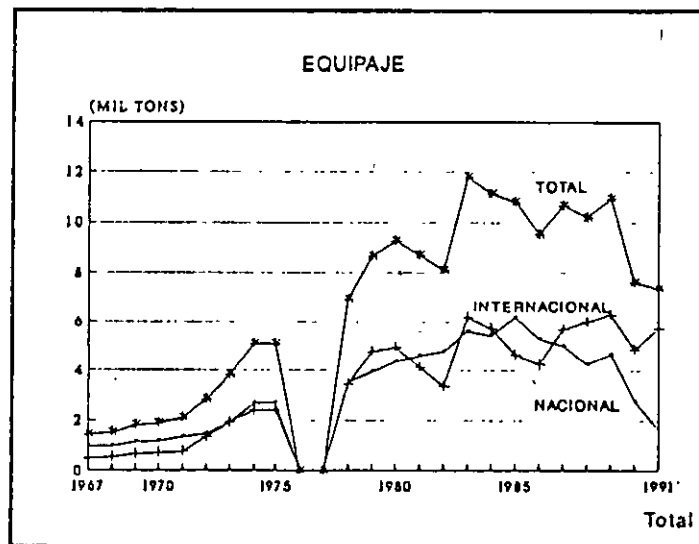
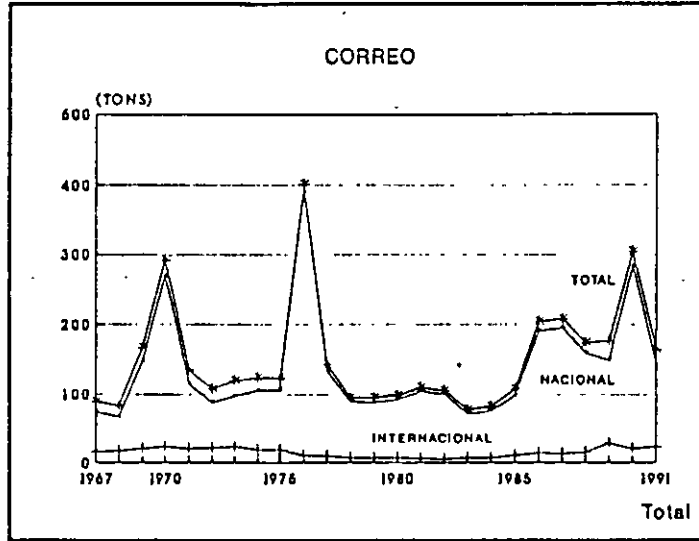


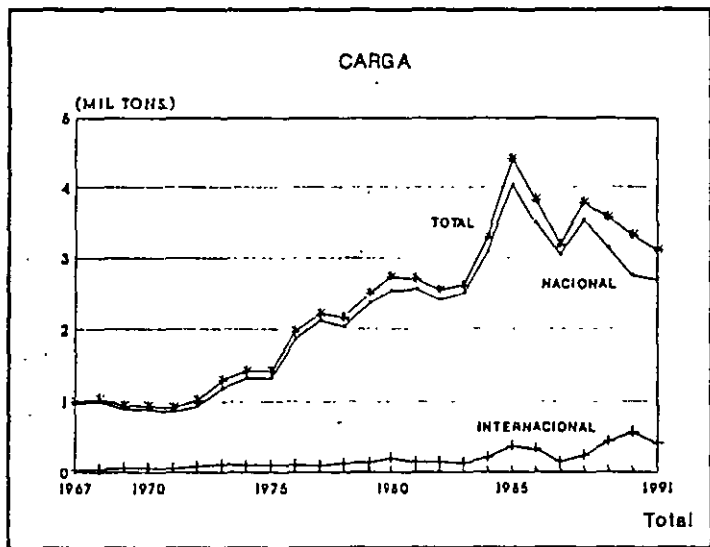
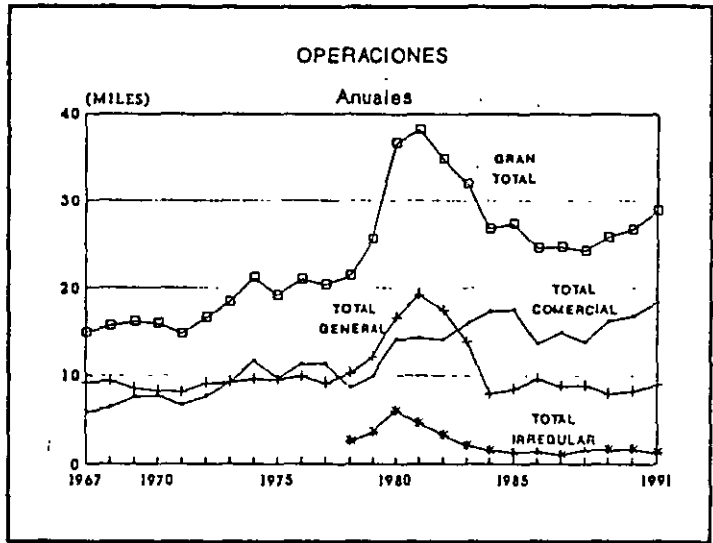


INFRAESTRUCTURA

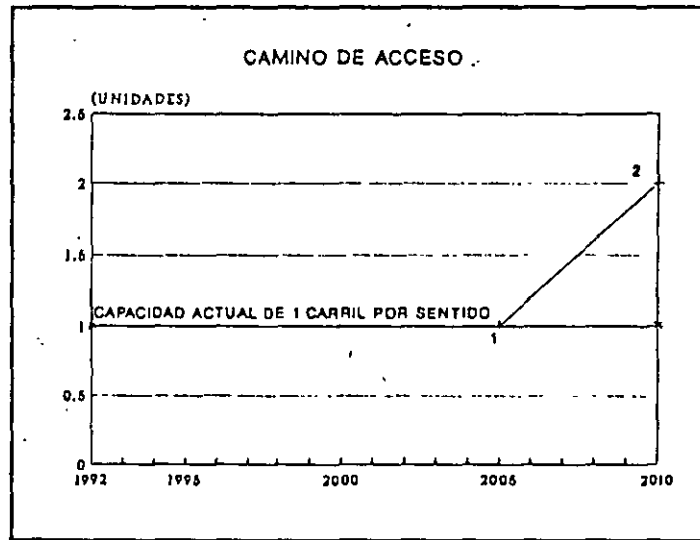


INFRAESTRUCTURA





INFRAESTRUCTURA



DEMANDA - CAPACIDAD

Con el pronóstico de la demanda durante el horizonte de planeación establecido y la capacidad actual, se establece un análisis de demanda-capacidad de los elementos principales. Este análisis muestra las fechas de saturación respectivas, donde si la magnitud actual es mayor a la requerida en el futuro, el elemento continuará prestando su servicio en forma adecuada; o en caso contrario, si en un período determinado la magnitud esperada es mayor que la actual se establece el límite o fecha de saturación. De esta forma se puede observar visualmente que elementos están próximos a saturarse y cuales permanecerán estables.

ELEMENTO	U	CAPACIDAD ACTUAL	1992	1995	2000	2005	2010
- ZONA AERONAUTICA							
PISTA-RODAJES	OPS/Hr	18	18	18	21	22	24
PLATAFORMAS							
AV. COMERCIAL	m2	68 098	45 000	67 500	90 000	105 000	112 500
AV. GENERAL	m2	27 900	6 500	7 500	9 000	10 000	11 000
- ZONA TERMINAL DE PASAJEROS							
AVIACION COMERCIAL							
EDIFICIO	m2	13 964	13 846	16 310	20 730	24 920	31 220
ESTACIONAMIENTO PARA AUTOS DE PASAJEROS	m2	10 110	3 840	4 512	5 520	6 816	8 530
AV. GENERAL	m2	4 750	4 095	4 725	5 670	6 300	6 930
HANGARES							
ZONA DE CARGA Y ALMACENES	m2	1 605	2 631	3 195	3 358	3 893	5 209
ALMACENES PARA COMP AEREAS							
- INSTALACIONES DE APOYO							
ESTACIONAMIENTO PARA AUTOS DE							
SERVICIO	m2	1 220	1 267	1 669	2 185	2 595	3 186
TRANST TERRES.	m2	874	2 400	2 820	3 450	4 260	5 325
COMBUSTIBLE	M de lts.	2.5	3.0	3.0	4.0	4.0	5.0
ZONA DE MANTENIMIENTO DEL AEROPUERTO	m2	120	115	134	160	179	203
- VIALIDAD							
CAMINO DE ACCESO CARR/SENT		1	1	1	1	1	2

47

47

56

CAPITULO 1

DIMENSIONAMIENTO

El factor más importante en el crecimiento del transporte aéreo es su avance tecnológico, el cual ha venido a ayudar a las empresas aéreas a la reducción de costos de operación, recorrido de rutas mayores en menor tiempo, mayor capacidad, etc. Por eso es necesario que las personas que están en el diseño y proyecto de instalaciones aeroportuarias, deban de estar de acorde a las necesidades actuales y futuras de la operación aeronáutica.

Las aeronaves están íntimamente relacionadas con la capacidad de pista y de los edificios terminales, tal es el caso de grandes aeronaves que necesitan recorrer grandes tramos de pista para poder realizar su despegue, o las de corto alcance que sólo necesitan pistas medianas para su despegue.

La longitud de pista es otro factor importante en las exigencias de costo y operación, así como, la cantidad de pistas necesarias, calles de rodaje, plataformas de operación, zona de carga, etc., por poder afectar a la infraestructura aeroportuaria, al no existir un orden adecuado dentro de su planeación y planificación.

Para el dimensionamiento de cada uno de los elementos del aeropuerto, es necesario que el planificador conozca las características de funcionamiento, operación normas, especificación, recomendaciones, parámetros de diseño, etc., que regirán al emplazamiento en el presente y futuro.

Las normas ya sean nacionales o internacionales reglamentan en su caso la planificación, construcción, mantenimiento y operación. Por eso la Organización internacional de Aviación Civil (OACI) ha establecido normas y recomendaciones para la

actividad del transporte aéreo, principalmente en la zona aeronáutica, en lo referente al ancho de pistas, claves de aeropuertos, separación entre pista, distancias mínimas de separación entre calles de rodaje, márgenes de separación en plataformas de operación, dimensiones de las pendientes limitadoras de obstáculos, especificaciones de aeronaves, etc.

ESPACIO AEREO

El espacio aéreo es el espacio (volumen) por donde navegan las aeronaves, según una ruta previamente establecida, abarcando desde el suelo que rodea al aeropuerto hasta las áreas central y de transición de las zonas de la carretera, a altitudes prefijadas de los rumbos, siendo los pilotos los responsables de mantener las distancias de seguridad entre sus respectivas aeronaves. Existen dos tipos de espacio, que son: El controlado y el libre.

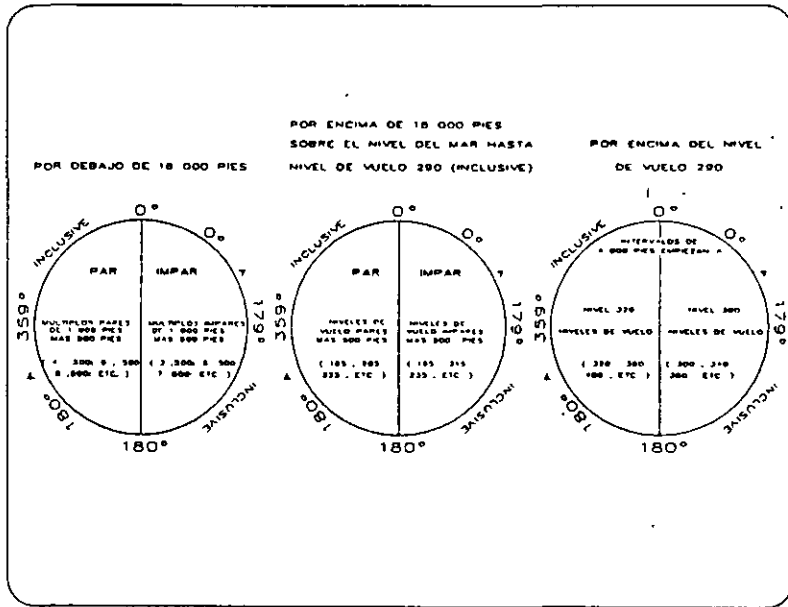
CONTROLADO

Son áreas de control y de transición a partir de los 210 mts. (700 pies) sobre el nivel del terreno, y en algunas ocasiones desde los 360 mts. (1,200 pies) sobre el nivel del terreno, donde los vuelos de las aeronaves se efectúan mediante las combinaciones estipuladas de rumbo y altitud.

INFRAESTRUCTURA

LIBRE

Para lograr una mejor utilización y seguridad del espacio aéreo, se destina un área por encima del nivel de los 4,420 mts. (14,500 pies) como área de control continental, donde vuelan por encima de esta altitud aeronaves del tipo grande.



ALTITUDES Y NIVELES DE VUELO VRF EN EL ESPACIO LIBRE

RUTAS

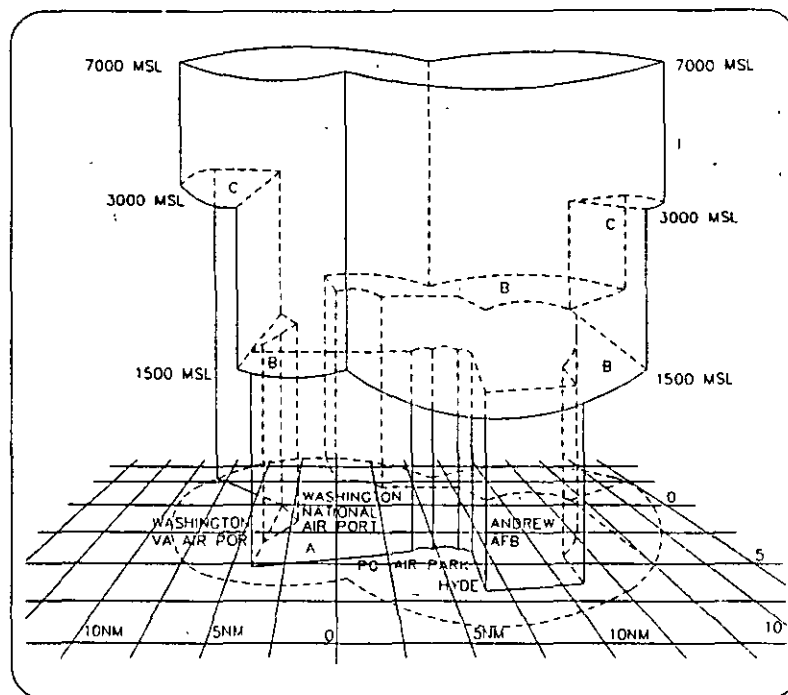
Dos factores necesarios para el control del tráfico aéreo son la seguridad y la eficacia. La seguridad consiste en evitar errores o colisiones de aeronaves dentro del espacio aéreo, y la eficacia exige que el uso en forma individual del espacio aéreo sea mínimo dentro de los límites de la seguridad.

La determinación de las necesidades de una zona y las características de los centros de comunicación aéreos en cada núcleo de población, se efectúa en función del volumen de tráfico o cantidad de pasajeros aéreos, y la longitud media de recorrido por usuario, son factores que fijan el carácter de cada aeropuerto así como los tipos de aeronaves que se van a utilizar, o están utilizando para el tráfico aéreo.

La situación geográfica influye en ocasiones en forma decisiva, como es el caso de una población que en su alrededor cuenta con núcleos urbanos, los cuales generan un tráfico mayor que los aeropuertos lejanos a las poblaciones circunvecinas. Por esto es necesario que el planificador considere dentro de su planeación pequeñas redes dentro de las regiones reservadas a aeronaves ligeras, las cuales concurrirán a una gran instalación central.

ZONA AERONAUTICA

Cuando se define el espacio aéreo de una infraestructura aeroportuaria, este espacio debe de mantenerse libre de obstáculos alrededor del aeropuerto, para que puedan efectuarse con seguridad las operaciones aeronáuticas y evitar que los aeropuertos queden inutilizados por la multiplicidad de obstáculos en sus alrededores.



CAPITULO 1

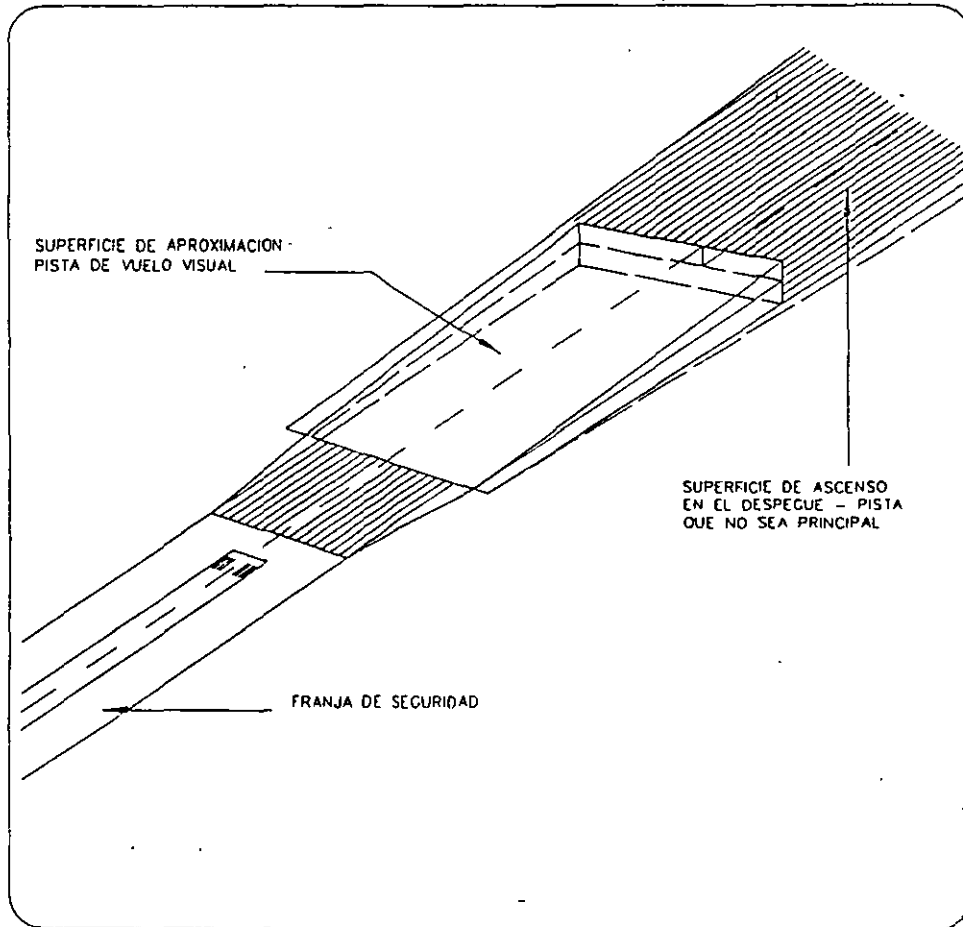
Todo esto se logra mediante una serie de superficies limitadoras de obstáculos, que marcan los límites hasta donde los objetos pueden proyectarse en el espacio aéreo, creando así una zona despejada de obstáculos para los vuelos.

SUPERFICIES Y DIMENSIONES *	APROXIMACION VISUAL				CLASIFICACION DE LAS PISTAS				APROXIMACION DE PRECISION		
	NUMERO DE CLAVE				APROXIMACION DUE NO SEA DE PRECISION				CATEGORIA I		CATEGORIA II & III
	1	2	3	4	1	2	3	4	NUMERO DE CLAVE	NUMERO DE CLAVE	NUMERO DE CLAVE
CONICA											
PENDIENTE	5%	5%	5%	5%	5%	5%	5%	5%	5%	5%	5%
ALTURA	35 M	55 M	75 M	100 M	60 M	75 M	100 M	90 M	100 M	100 M	100 M
HORIZONTAL INTERNA											
ALTURA	45 M	45 M	45 M	45 M	45 M	45 M	45 M	45 M	45 M	45 M	45 M
RADIO	2000 M	2300 M	4000 M	4000 M	3500 M	4000 M	4000 M	3500 M	4000 M	4000 M	4000 M
APROXIMACION INTERNA											
ANCHURA	-	-	-	-	-	-	-	80 M	120 M	120 M	120 M
DISTANCIA DESDE EL UMBRAL	-	-	-	-	-	-	-	80 M	80 M	80 M	80 M
LONGITUD	-	-	-	-	-	-	-	800 M	800 M	800 M	800 M
PENDIENTE	-	-	-	-	-	-	-	3.5%	3.5%	3.5%	3.5%
APROXIMACION											
LONGITUD DEL BORDE INTERIOR	80 M	80 M	120 M	150 M	150 M	200 M	200 M	150 M	200 M	200 M	200 M
DISTANCIA DESDE EL UMBRAL	20 M	80 M	80 M	80 M	80 M	80 M	80 M	80 M	80 M	80 M	80 M
DIVERGENCIA (A CADA LADO)	10 %	10 %	10 %	10 %	15 %	15 %	15 %	15 %	15 %	15 %	15 %
PRIMERA SECCION											
LONGITUD	1800 M	2300 M	3000 M	3000 M	3100 M	3000 M	3000 M	3000 M	3000 M	3000 M	3000 M
PENDIENTE	5 %	4 %	3.33 %	2.5 %	2.5 %	2%	2 %	2.5 %	2 %	2 %	2 %
SEGUNDA SECCION											
LONGITUD	-	-	-	-	-	3800 M ^a	3400 M ^b	3200 M	1800 M ^c	3800 M ^d	3800 M ^e
PENDIENTE	-	-	-	-	-	2.5 %	2.5 %	3 %	2.5 %	2.5 %	2.5 %
SECCION HORIZONTAL											
LONGITUD	-	-	-	-	-	8400 M ^a	8400 M ^b	-	8400 M ^c	8400 M ^d	8400 M ^e
LONGITUD TOTAL	-	-	-	-	-	15000 M	15000 M	15000 M	15000 M	15000 M	15000 M
DE TRANSICION											
PENDIENTE	20 %	20 %	14.3 %	14.3 %	20 %	14.3 %	14.3 %	14.3 %	14.3 %	14.3 %	14.3 %
DE TRANSICION INTERNA											
PENDIENTE	-	-	-	-	-	-	-	40 %	22.1 %	22.1 %	22.1 %
SUPERFICIE DE ATERRIZAJE INTERRUPTO											
LONGITUD DEL BORDE INTERIOR	-	-	-	-	-	-	-	80 M	120 M	120 M	120 M
DISTANCIA DESDE EL UMBRAL	-	-	-	-	-	-	-	4	160 M ^a	160 M ^b	160 M ^c
DIVERGENCIA (A CADA LADO)	-	-	-	-	-	-	-	10 %	10 %	10 %	10 %
PENDIENTE	-	-	-	-	-	-	-	4 %	3.33 %	3.33 %	3.33 %

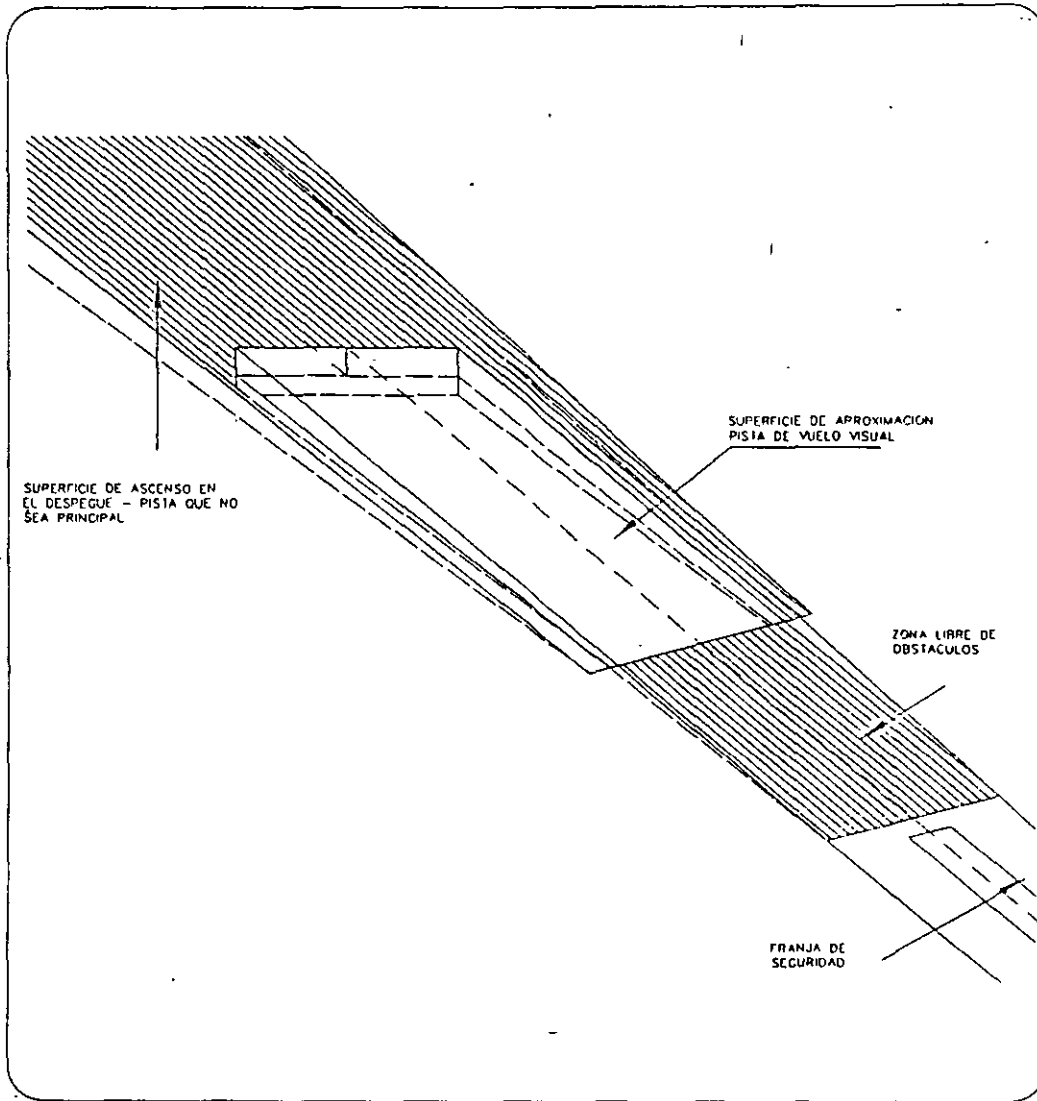
a. SI LUGO HORIZONTALES CONSERVARIA TODAS LAS DIMENSIONES SE MIDE HORIZONTALMENTE
 b. LONGITUD VARIABLE
 c. O DISTANCIA HASTA EL EXTREMO DE PISTA SI ESTA DISTANCIA ES MENOR
 d. DISTANCIA HASTA EL EXTREMO DE LA PISTA

DIMENSIONES Y PENDIENTES DE LAS SUPERFICIES LIMITADORAS DE OBSTACULOS

INFRAESTRUCTURA

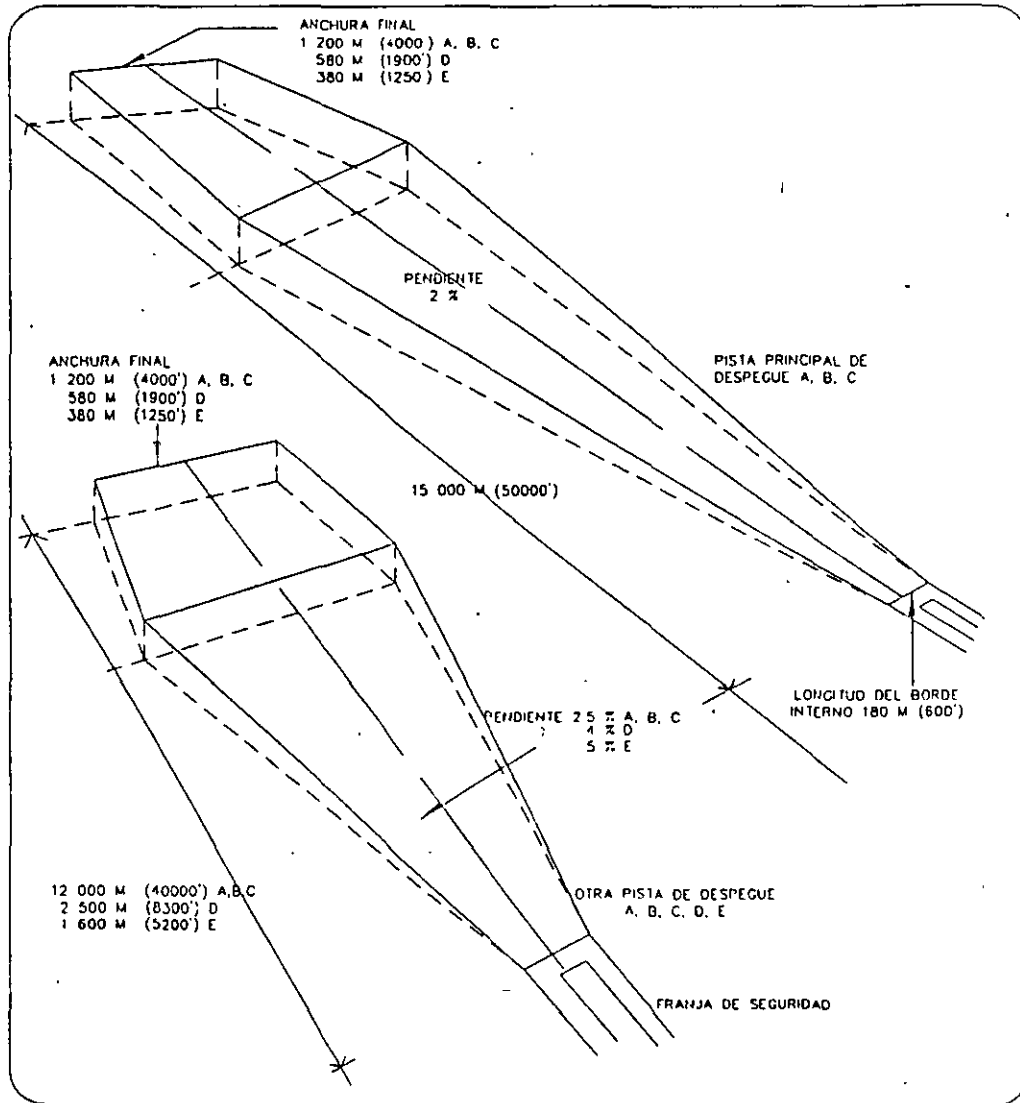


SUPERFICIE DE ASCENSO EN EL DESPEGUE Y SUPERFICIE DE APROXIMACION CON UMBRAL DESPLEGADO



SUPERFICIE DE ASCENSO EN EL DESPEGUE Y SUPERFICIE DE APROXIMACION CON ZONA LIBRE DE OBSTACULOS

INFRAESTRUCTURA



SUPERFICIE DE ASCENSO EN EL DESPEGUE

CONFIGURACION DEL AEROPUERTO

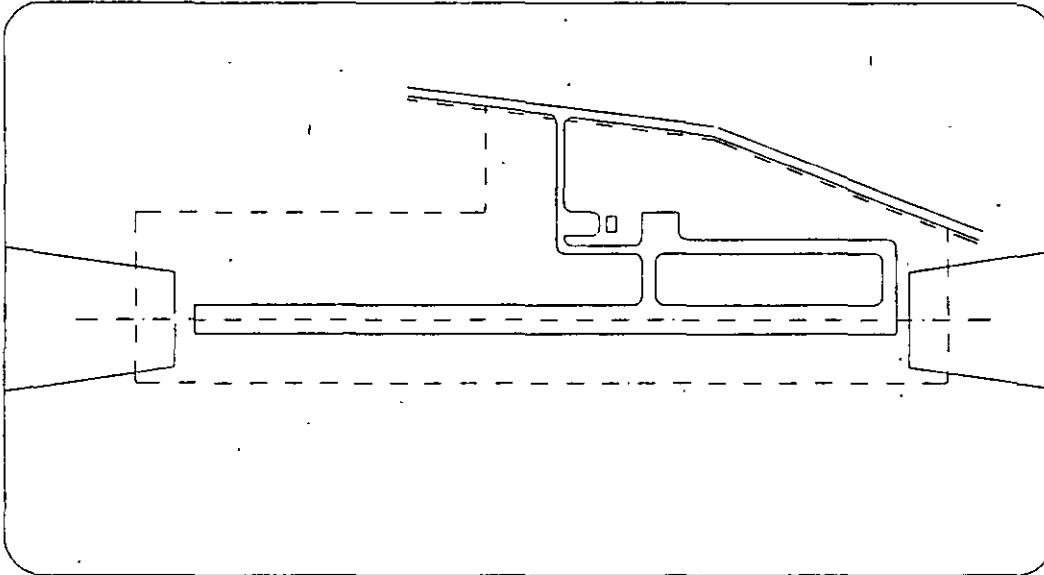
Los aeropuertos se caracterizan por su variedad de configuraciones que van desde los campos o franjas de terreno virtualmente, hasta las complejas.

El esquema del aeropuerto debe de adecuarse a la forma y superficie del terreno disponible. Debe de tener pistas en número suficiente para satisfacer la demanda de tráfico aéreo. Las pistas deben estar orientadas para aprovechar los vientos dominantes y deben de alejarse de los obstáculos; y sus longitudes tienen que estar intimamente relacionadas con los despegues y aterrizajes de las aeronaves, así como de las características.

OPERACION LIGERA

Los aeropuertos destinados a la aviación ligera ¹² sus pistas son cortas, por operar aeronaves de motor de 4 a 8 plazas y cuya longitud de pista no es mayor a los 800 mts. (240 pies).

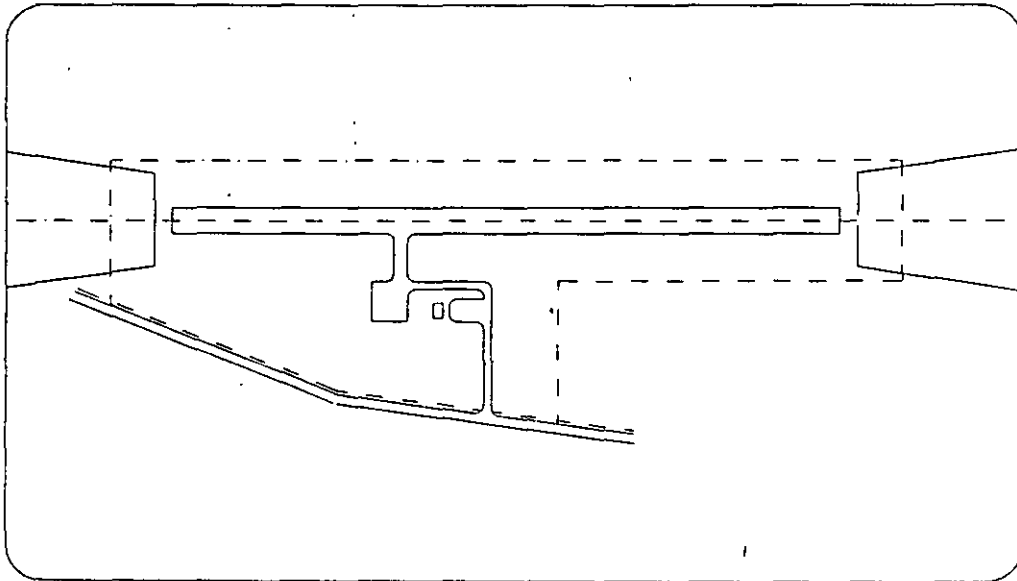
INFRAESTRUCTURA



AEROPUERTO PARA LA AVIACION LIGERA

OPERACION REGIONAL

Para la operación regional de un aeropuerto, la longitud de pista se encuentra entre los 800 y los 1,200 mts. (240 y 360 pies). Su uso está destinado principalmente para aeronaves a motor y turboreactores de 8 plazas en adelante, que realizan vuelos de región a región, ya sea en forma particular o comercial.

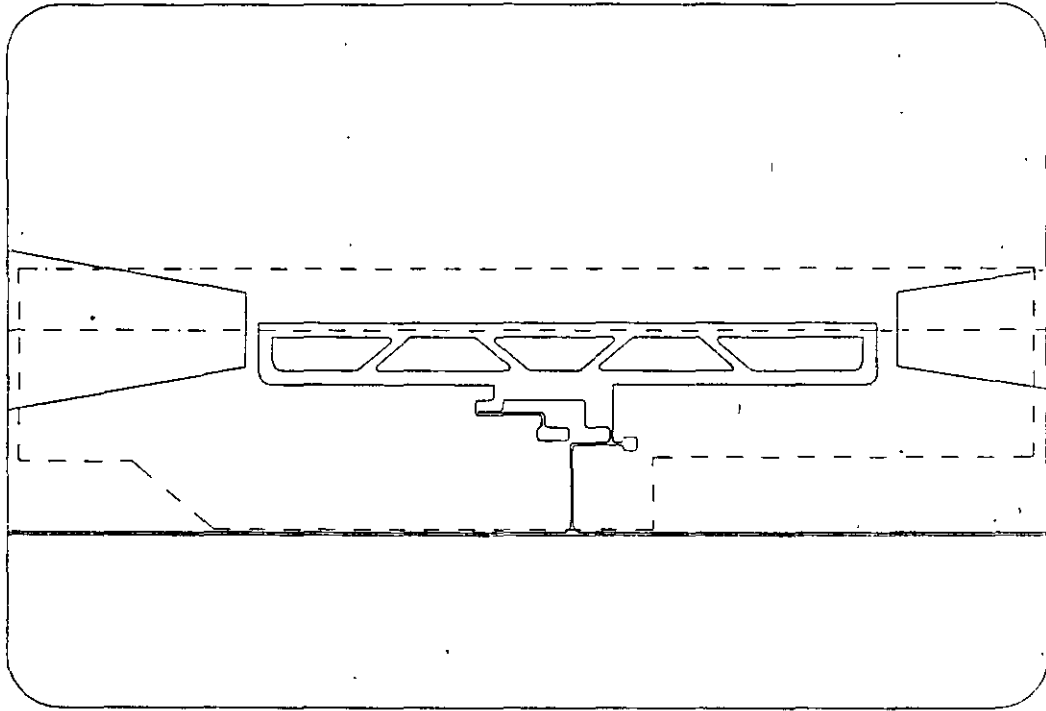


AEROPUERTO PARA LA AVIACION REGIONAL

OPERACION DE CORTO ALCANCE

En aeropuertos con operación de corto alcance, la pista o pistas tienen longitudes variantes que van desde los 1,200 a los 1,800 mts. (360 a 540 pies). Su uso es del tipo comercial por efectuar vuelos cortos entre una entidad y otra cercana, empleando para ello aeronaves ligeras.

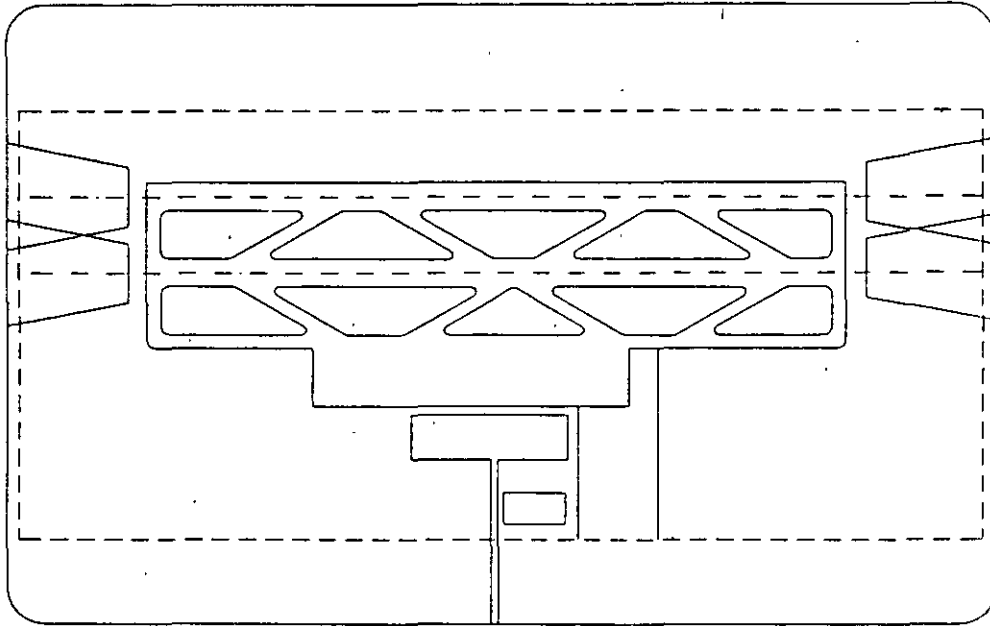
INFRAESTRUCTURA



AEROPUERTO DE CORTO ALCANCE

OPERACION DE MEDIANO ALCANCE

Para la operación de mediano alcance, el aeropuerto debe de contar con una o varias pistas cuya longitud sea mayor a los 1,800 mts. (540 pies). Para esta operación las aeronaves que se utilizan son del tipo mediano a reacción y cuyos vuelos son entidades lejanas, dentro de una nación.

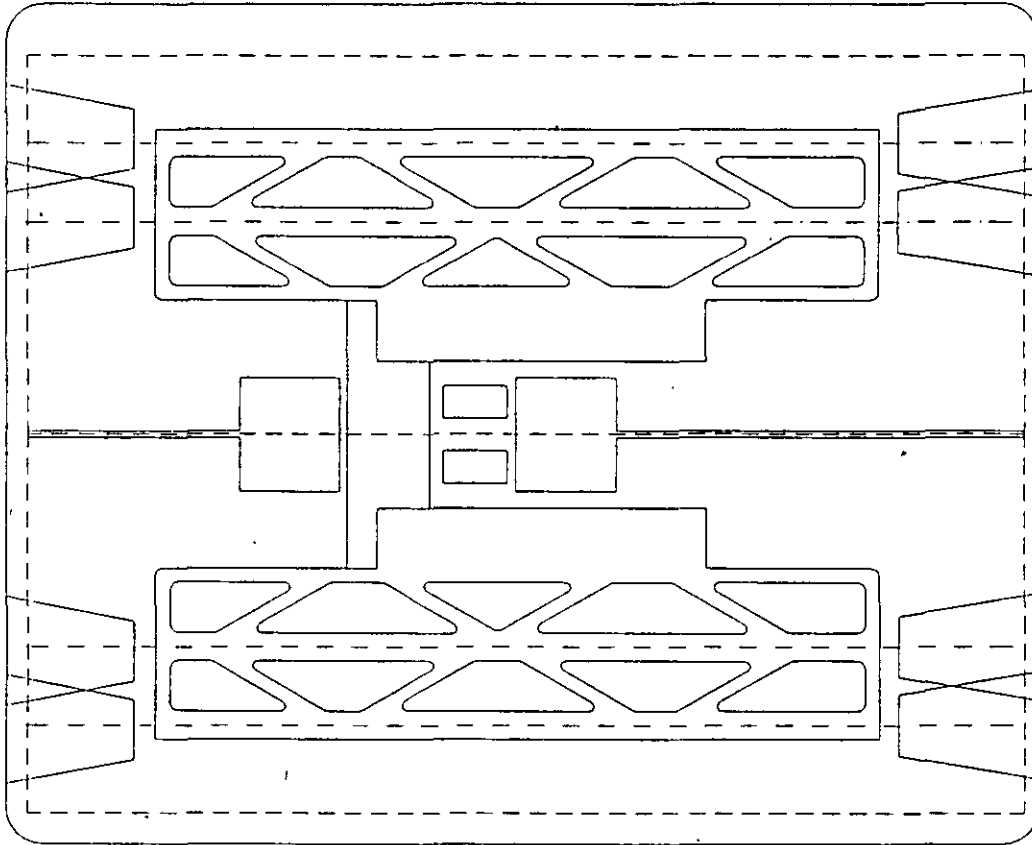


AEROPUERTO DE MEDIANO ALCANCE

OPERACION DE LARGO ALCANCE

Un aeropuerto con operación de largo alcance realiza vuelos del tipo internacional, principalmente, de una a otra entidad pero de otro país, o en su caso efectúa vuelos transcontinentales. Sus pistas son de longitud mayor a los 1,800 mts. (540 pies) por utilizar aeronaves de gran envergadura.

INFRAESTRUCTURA



AEROPUERTO DE LARGO ALCANCE

PISTAS

Las características de las aeronaves que utilizan un emplazamiento tiene un gran efecto en la capacidad del sistema de pista, a la vez que se refleja en las instalaciones del edificio terminal.

71

La capacidad de la pista es generalmente el elemento de control del aeropuerto, existen un gran número de factores que incluyen, y están íntimamente relacionados con el control de tráfico aéreo, las características de la demanda, las condiciones del entorno en la proximidad del aeropuerto, la disposición y configuración del área de operación, condiciones meteorológicas y procedimientos de control.

Un factor dominante en el control del tráfico aéreo que afecta a la capacidad de pista, es la separación horizontal mínima permisible en las proximidades de un emplazamiento, puesto que no está permitido que dos aeronaves estén simultáneamente en la zona de operaciones.

CLASIFICACION

Las pistas son áreas rectangulares definidas en un aeropuerto, se emplean para el aterrizaje y despegue de aeronaves. Su clasificación es la siguiente:

PISTA DE VUELO VISUAL.- Es la pista destinada a las operaciones de aeronaves que utilizan procedimientos visuales para la aproximación.

PISTA DE VUELO POR INSTRUMENTOS.- Es la pista que está destinada a la operación de aeronaves que utilizan procedimientos de aproximación por instrumentos. Esta pista se divide en:

72

INFRAESTRUCTURA

PISTA PARA APROXIMACIONES POR INSTRUMENTOS.- Es la pista que por instrumentos y ayudas visuales y no visuales, proporciona una guía direccional adecuada para la aproximación directa de aeronaves.

PISTA PARA APROXIMACIONES DE PRECISIÓN DE CATEGORIA I.- Es la pista por instrumentos servida por el sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS) y por ayudas destinadas a operaciones hasta una altura de decisión de 60 mts. (200 pies) y un alcance visual en la pista del orden de 80 mts. (2,600 pies).

PISTA PARA APROXIMACIONES DE PRECISIÓN DE CATEGORIA II.- Es la pista por instrumentos servida por el sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS) y ayudas visuales destinadas a operaciones hasta una altura de decisión de 20 mts. (100 pies) y un alcance visual de pista del orden de 400 mts. (1,200 pies).

PISTA DE APROXIMACIONES DE PRECISIÓN DE CATEGORIA III .-

Es la pista por instrumentación servida por el sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS) hasta la superficie de la pista y su largo; destinada a operaciones hasta un alcance visual en la pista (VFR) del orden de 200 mts. (700 pies), sin altura de decisión aplicable utilizando ayudas visuales durante la fase final de aterrizaje.

Operaciones hasta un alcance visual en la pista (VFR) del orden de 50 mts. (150 pies) sin altura de decisión aplicable utilizando ayudas visuales para el rodaje y operaciones en pista y calles de rodaje sin depender de referencias visuales.

CONFIGURACION

La configuración de una pista debe de permitir el movimiento seguro y rápido de las aeronaves y de los vehículos de transporte de superficie, existe una gran cantidad de ellas, sin embargo la mayor parte de los sistemas de pista están dispuestos como se muestra a continuación:

ESQUEMA A: Es la configuración de pista más sencilla, por ser una sola. aquí la capacidad varía ampliamente con la mezcla de aeronaves en condiciones bajo las REGLAS DE VUELO VISUAL (VFR, VISUAL FLIGHT RULES), la capacidad es de 51 a 98 operaciones por hora: En condiciones bajo las REGLAS DE VUELO INSTRUMENTAL (IFR, INSTRUMENT FLIGHT RULES), la capacidad varía de 50 a 59 operaciones por hora.

ESQUEMA B: Es una configuración IFR dependiente. En condiciones de vuelo instrumental las operaciones en una pista están supeditadas a las operaciones de otra, a consecuencia de que la operación simultánea sea permitida en condiciones VFR, pero no en condiciones IFR. Este esquema proporciona casi el doble de capacidad de una pista de vuelo única con sistema VFR.

ESQUEMA C: Pistas de vuelo con una separación de 1,300 mts. (4,300 pies), es una configuración independiente IFR. Este esquema permite aproximaciones instrumentales de precisión simultáneas. Las variaciones de este esquema son la configuración de pistas paralelas, que resultan, al considerar las diferentes posiciones relativas frente al edificio terminal.

INFRAESTRUCTURA

ESQUEMA D: Representa un sistema de pista de vuelo doble más una tercera pero cruzada, para vientos cruzados.

ESQUEMA E: Cuando los vientos dominantes tienen un mismo sentido, la mayor parte del tiempo, las pistas pueden escalonarse o disponerse en tandem. En la configuración paralela, los edificios terminales se instalan entre las pistas. Ello permite reducir las distancias de rodaje, utilizando una pista exclusivamente para despegues y otra para aterrizajes. Sin embargo esta configuración requiere de gran superficie de terreno.

ESQUEMA F: Configuración de pistas denominada "V ABIERTA" que no se cortan.

ESQUEMA G: Configuración de un sistema de pistas paralelas, más una pista para vientos cruzados.

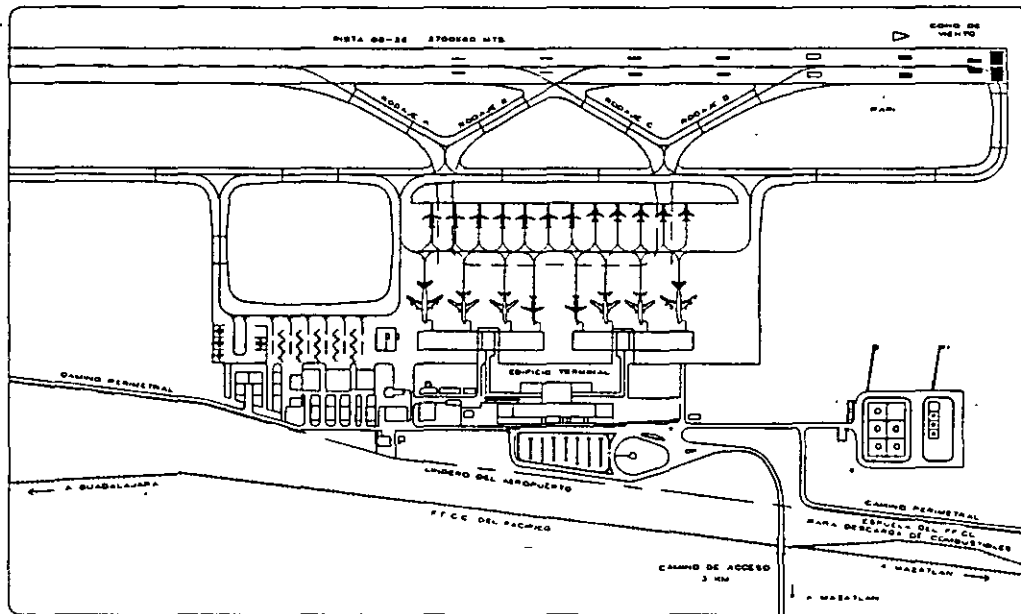
NOTA: Los esquemas F y G dependen en gran medida del sentido de las operaciones y de la intensidad de los vientos.

Son numerosos los factores que influyen en la determinación de la operación, emplazamiento y cantidad de pistas. Un factor muy importante es el coeficiente de utilización, que es determinado por la distribución de los vientos, otro factor importante es la alineación de la pista, la que permite obtener la provisión de las aproximaciones que se ajusten a las especificaciones sobre superficies de aproximación.

El número de orientación de la pista de un aeropuerto debe ser tal que el coeficiente de utilización no sea inferior al 95%, para las aeronaves que el aeropuerto este destinado a servir.

CAPITULO 1

La longitud básica para la pista debe ser suficiente para satisfacer los requisitos operacionales de las aeronaves. Para poder determinar la longitud de pista que ha de proporcionarse al emplazamiento, será necesario considerar tanto los requisitos de despegue como de aterrizaje, y la necesidad de efectuar operaciones en ambos sentidos de la pista, considerando las condiciones locales de elevación, temperatura, pendiente de la pista, principalmente.



INFRAESTRUCTURA

NORMAS Y RECOMENDACIONES

TIPO DE AEROPUERTO

La clasificación de tipo de aeropuerto, así como la de la aeronave crítica que opera u operará, es de gran importancia, para la optimización de las instalaciones.

ELEMENTO 1 DE LA CLAVE		ELEMENTO 2 DE LA CLAVE		
NUM. DE CLAVE	LONGITUD DE CAMPO DE REFERENCIA DE AVION.	LETRA DE CLAVE	ENVERGADURA	ANCHURA EXTERIOR ENTRE RUEDAS DEL TREN DE ATERRIZAJE PRINCIPAL *
1	MENOS DE 800 METROS	A	HASTA 15 METROS (EXCLUSIVE)	HASTA 4.5 METROS (EXCLUSIVE)
2	DESDE 800 METROS HASTA 1200 METROS (EXCLUSIVE)	B	DESDE 15 METROS HASTA 24 METROS (EXCLUSIVE)	DESDE 4.5 METROS HASTA 6 METROS (EXCLUSIVE)
3	DESDE 1200 METROS HASTA 1800 METROS (EXCLUSIVE)	C	DESDE 24 METROS HASTA 36 METROS (EXCLUSIVE)	DESDE 6 METROS HASTA 9 METROS (EXCLUSIVE)
4	DESDE 1800 METROS EN ADELANTE	D	DESDE 36 METROS HASTA 52 METROS (EXCLUSIVE)	DESDE 9 METROS HASTA 14 METROS (EXCLUSIVE)
		E	DESDE 52 METROS HASTA 60 METROS (EXCLUSIVE)	DESDE 9 METROS HASTA 14 METROS (EXCLUSIVE)

* DISTANCIA ENTRE LOS BORDES EXTERIORES DE LAS RUEDAS DEL TREN DE ATERRIZAJE PRINCIPAL

PISTAS

Los grandes aeropuertos requieren en ocasiones de tres o más pistas para su operación aeronáutica, la mejor configuración para un sistema de pistas múltiple, depende de la separación mínima necesaria, por razones de seguridad, dirección de los vientos dominantes, características, topográficas, forma y cuantía del espacio disponible, y superficies para la plataforma de operación o de estacionamiento, el área terminal y los edificios anexos.

La siguiente tabla indica el ancho de pista según el número y letra de clave para los aeropuertos.

NUMERO DE CLAVE	LETRA DE CLAVE				
	A	B	C	D	E
1°	18 M	18 M	23 M	--	--
2°	23 M	23 M	30 M	--	--
3°	30 M	30 M	30 M	45 M	--
4°	--	--	45 M	45 M	45 M

LA ANCHURA DE TODA PISTA DE APROXIMACION DE PRECISION NO DEBERA SER MENOR DE 30M CUANDO EL NUMERO DE LA CLAVE SEA 1 O 2

INFRAESTRUCTURA

CALLE DE RODAJE

El objetivo de las calles de rodaje es facilitar el acceso desde la pista, hasta la plataforma de operaciones o de establecimiento del edificio terminal o zona de mantenimiento. Estas calles deben estar situadas de tal manera que al aterrizar la aeronave, no interfiera con otra.

LETRA DE CLAVE	DISTANCIA ENTRE EL EJE DE UNA CALLE DE RODAJE Y EL EJE DE UNA PISTA, EN M				DISTANCIA ENTRE EL EJE DE UNA CALLE DE RODAJE Y EL EJE DE OTRA CALLE DE RODAJE, EN M				DISTANCIA ENTRE EL EJE DE UNA CALLE DE RODAJE QUE NO SEA CALLE DE ACCESO A UN PUESTO DE ESTACIONAMIENTO DE AERONAVES Y UN OBJETO, EN M	DISTANCIA ENTRE EL EJE DE LA CALLE DE ACCESO A UN PUESTO DE ESTACIONAMIENTO DE AERONAVES Y UN OBJETO EN M	
	PISTAS DE VUELO POR INSTRUMENTOS				PISTAS DE VUELO VISUAL						
	NUMERO DE CLAVE		NUMERO DE CLAVE		NUMERO DE CLAVE		NUMERO DE CLAVE				
	1	2	3	4	1	2	3	4			
A	82.5	82.5	-	-	37.5	47.5	-	-	21	13.5	12
B	87	87	-	-	42	42	-	-	31.5	19.5	16.5
C	-	-	168	-	-	-	93	-	46.5	28.5	24.5
D	-	-	176	176	-	-	101	101	68.5	42.5	36
E	-	-	-	180	-	-	-	105	76.5	46.5	40

LETRA DE CLAVE	ANCHURA DE LA CALLE EN RODAJE
A	7.5 M
B	10.5 M
C	15 M, SI LA CALLE DE RODAJE ESTA PREVISTA PARA AVIONES CON BASE DE RUEDAS INFERIOR A 18 M 18 M, SI LA CALLE DE RODAJE ESTA PREVISTA PARA AVIONES CON BASE DE RUEDAS IGUAL O SUPERIOR A 18 M
D	18 M, SI LA CALLE DE RODAJE ESTA PREVISTA PARA AVIONES CUYA DISTANCIA ENTRE LAS RUEDAS EXTERIORES DEL TREN DE ATERRIZAJE PRINCIPAL SEA INFERIOR A 9 M
E	23 M, SI LA CALLE DE RODAJE ESTA PREVISTA PARA AVIONES CUYA DISTANCIA ENTRE LAS RUEDAS EXTERIORES DEL TREN DE ATERRIZAJE PRINCIPAL, SEA IGUAL O SUPERIOR A 9 M

PLATAFORMA DE OPERACION

La plataforma de operación o de establecimiento de todo aeropuerto es un área destinada a efectuar embarque y desembarque de pasajeros que utilizan como transporte aéreo la aeronave; se efectúan también las operaciones de carga y descarga de mercancías y correo aprovisionamiento de combustible, etc.

LETRA DE CLAVE	MARGEN
A	3 METROS
B	3 METROS
C	4.5 METROS
D	7.5 METROS
E	7.5 METROS

MARGENES DE SEPARACION EN PLATAFORMA

Las plataformas se clasifican de acuerdo con su posición y el servicio que presta o prestará, como se indica seguidamente:

INFRAESTRUCTURA

PLATAFORMA DE OPERACIONES O DE TERMINAL.- Es el área destinada para las maniobras y estacionamiento de aeronaves comerciales. Se localiza junto al edificio terminal.

PLATAFORMA DE AVIONETAS O DE AVIACION GENERAL.- Es el área que se emplea para las aeronaves de aviación general o de avionetas. Esta destinada para atender las distintas actividades de este tipo de servicio.

Existen otros tipos, tales como:

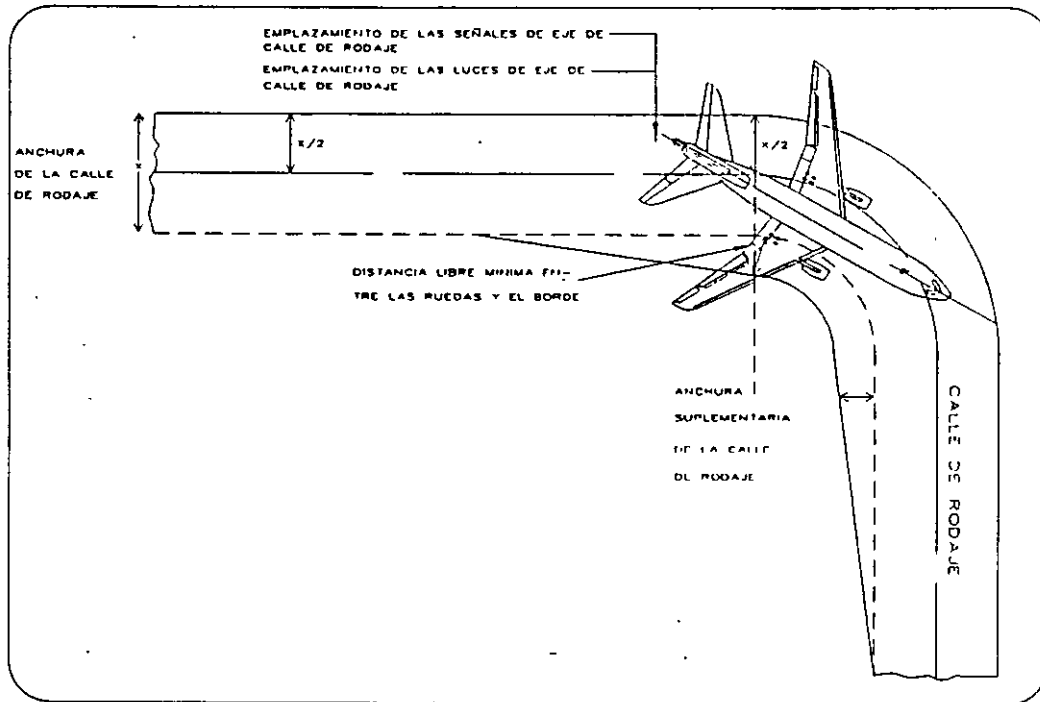
PLATAFORMA DE CARGA, PLATAFORMA DE PERNOCTA Y PLATAFORMA DE MANTENIMIENTO.

RADIOS DE GIRO

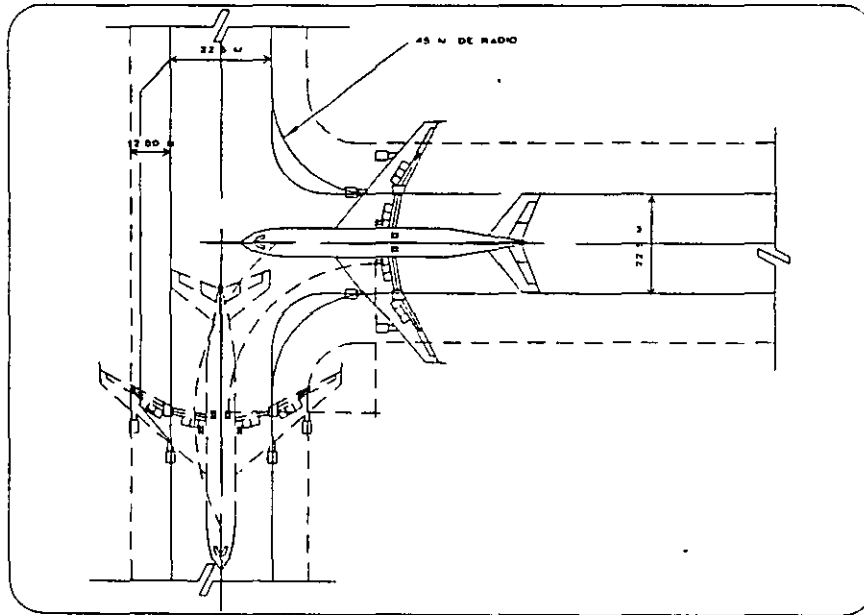
El centro de giro de las aeronaves, es el punto de pivoteo en torno al cual esta vira. Este punto se encuentra situado a lo largo del tren de aterrizaje principal, a una distancia variable del eje longitudinal del fuselaje, de acuerdo con el ángulo de esviaje de las ruedas del tren de nariz.

CAPITULO 1

Estos datos son muy importantes, ya que al girar la aeronave, su radio de giro es mayor o menor al radio central de las curvas de giro de las calles de rodaje, puede ocasionar que se salga de la calle de rodaje, ocasionando un accidente (llantas fuera del acotamiento). *operacion*



INFRAESTRUCTURA

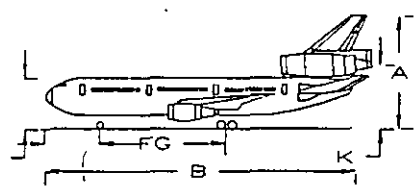
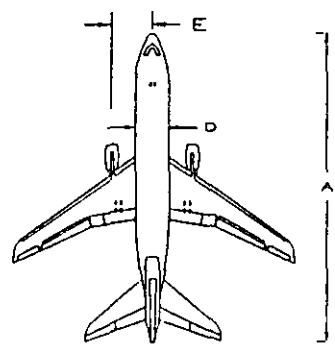
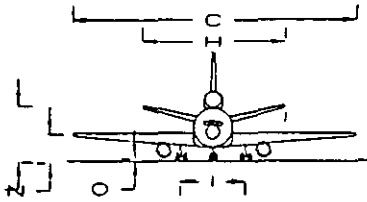


RADIO DE GIRO DE AERONAVES

ESPECIFICACIONES DE AERONAVES

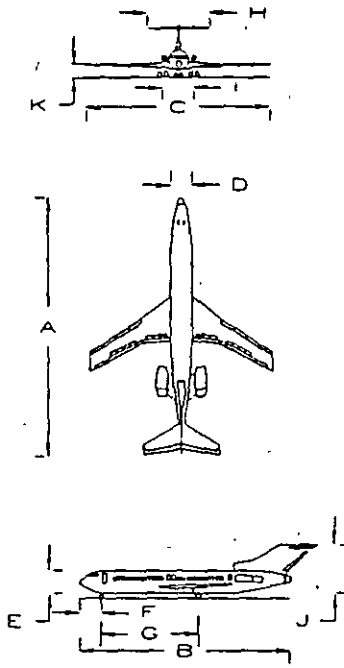
Para poder dimensionar en forma óptica los elementos de la zona aeronáutica es necesario conocer las normas, recomendaciones, especificaciones, funcionamiento y operación de las aeronaves que utilizan o utilizarán al aeropuerto, dentro de la planeación. Seguidamente se muestra una clasificación de diferentes aeronaves, donde se menciona el modelo, clave de referencia del aeropuerto, y la longitud de pista mínima necesaria en condiciones óptimas de despegue.

DIMENSION	MODELO				
	DC-10-10	DC-10-30	DC-10-30B	DC-10-40	
A	M	55.55	55.54	55.35	55.54
	PIES	182.3	182.2	181.7	182.2
B	M	51.97	51.97	51.97	51.97
	PIES	170.6	170.6	170.6	170.6
C	M	47.35	49.17	49.17	50.39
	PIES	155.4	161.4	161.4	165.4
D	M	8.02	8.02	8.02	8.02
	PIES	19.9	19.9	19.9	19.9
E	M	6.41	6.41	6.41	6.16
	PIES	21.0	21.0	21.0	20.0
F	M	6.50	6.50	6.50	6.50
	PIES	21.3	21.3	21.3	21.3
G	M	22.07	22.07	22.07	22.07
	PIES	72.5	72.5	72.5	72.5
H	M	21.69	21.69	21.69	21.69
	PIES	71.2	71.2	71.2	71.2
I	M	10.67	10.67	10.67	10.67
	PIES	35.0	35.0	35.0	35.0
J (MINIMO)	M	8.19	8.37	8.37	8.25
	PIES	26.9	27.5	27.5	27.1
J (MAXIMO)	M	9.03	9.24	9.24	8.69
	PIES	29.6	30.2	30.2	28.4
K (MINIMO)	M	9.38	9.79	9.79	9.42
	PIES	30.8	32.1	32.1	31.1
K (MAXIMO)	M	17.47	17.63	17.63	17.42
	PIES	57.3	57.7	57.7	56.9
L (MINIMO)	M	7.16	7.39	7.39	7.14
	PIES	23.5	24.3	24.3	23.5
L (MAXIMO)	M	7.50	7.90	7.90	7.57
	PIES	24.6	25.1	25.1	24.8
N (MINIMO)	M	4.34	4.49	4.49	4.37
	PIES	14.2	14.6	14.6	14.3
N (MAXIMO)	M	4.70	5.19	5.19	4.95
	PIES	15.4	17.0	17.0	16.3
O (MINIMO)	M	0.84	0.90	0.90	0.86
	PIES	2.8	3.0	3.0	2.8
O (MAXIMO)	M	1.01	1.15	1.15	1.09
	PIES	3.3	3.8	3.8	3.5



DIMENSIONES GENERALES
AVION DOUGLAS DC-10

DIMENSION	MODELO	
	737-100	737-300
A	M	40 89
	PIES	133 2" 133 2"
B	M	33 41
	PIES	110 2" 108 2"
C	M	32 82
	PIES	106 106
D	M	3 78
	PIES	13' 4" 12' 4"
E	M	4 01
	PIES	13 3" 13 3"
F	M	4 6
	PIES	15 1" 15 1"
G	M	18 23
	PIES	63' 3" 63' 3"
H	M	10 90
	PIES	35' 9" 35' 9"
I	M	8 72
	PIES	28 6" 28 6"
J (MINIMO)	M	10 18
	PIES	33 6" 33' 1"
J (MAXIMO)	M	10 34
	PIES	33' 6" 33 7"
K (MINIMO)	M	2 51
	PIES	8' 3" 8
K (MAXIMO)	M	2 54
	PIES	8 4" 8' 3"

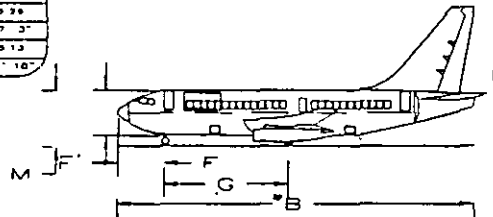
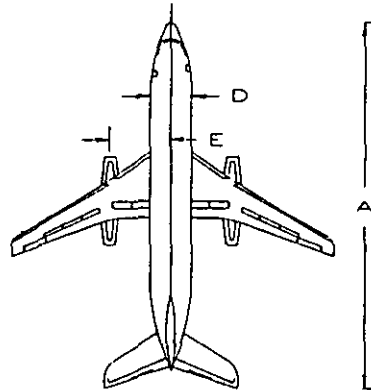
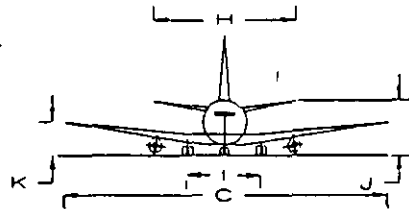


DIMENSIONES GENERALES

AVION BOEING 727

85

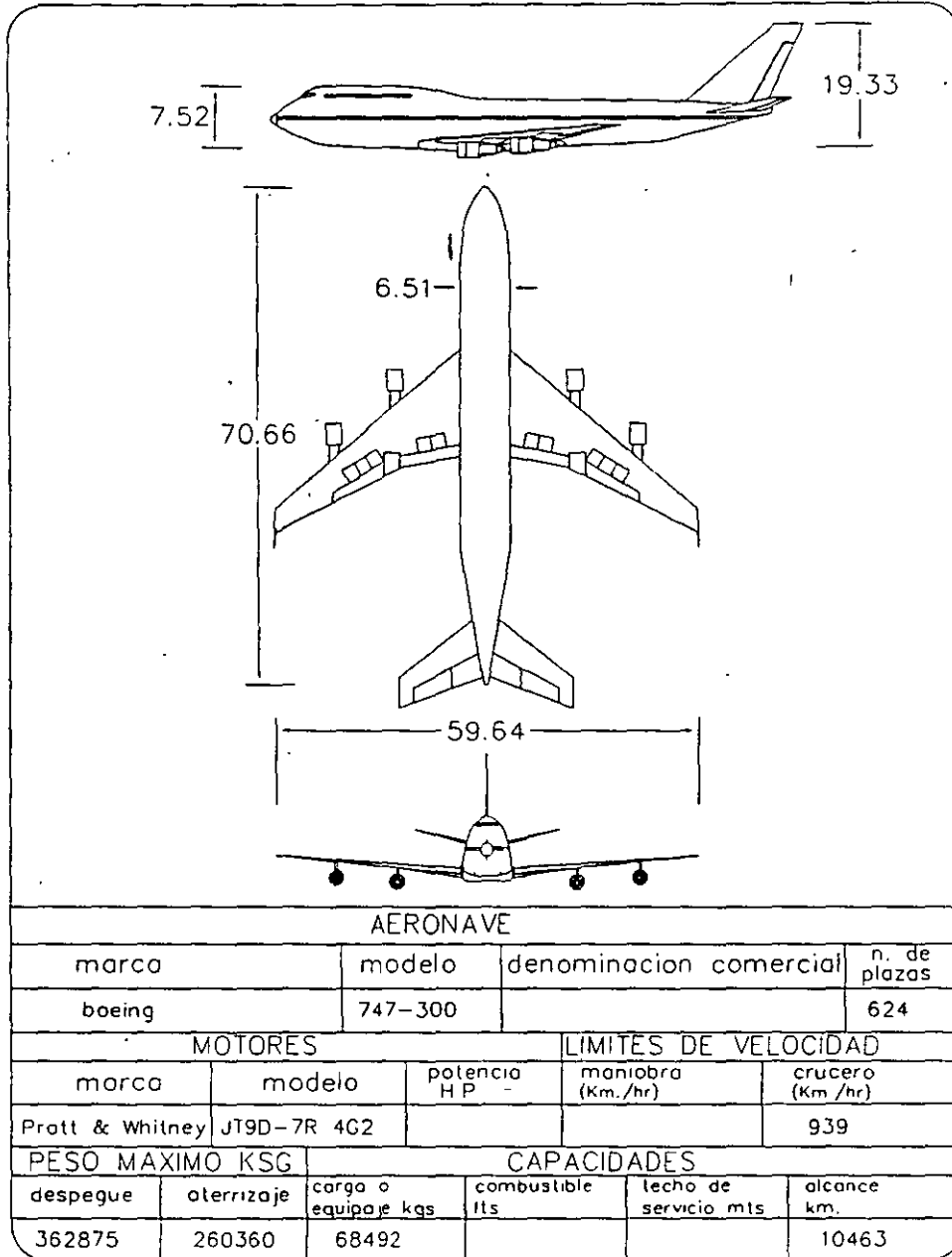
DIMENSION		MODELO		
		737-100	737-200	737-300
A	M	28.88	30.23	33.40
	PIES	84	100.3'	109.7'
B	M	27.81	29.24	32.18
	PIES	90.7'	98.11'	105.7'
C	M	28.39	28.33	28.88
	PIES	87	87	89.8'
D	M	3.78	3.78	3.79
	PIES	12.4'	12.4'	12.4'
E	M	4.83	4.83	4.83
	PIES	15.10'	15.10'	15.10'
F	M	3.88	3.88	4.01
	PIES	13	13	13.2'
G	M	10.48	11.28	13.45
	PIES	34.4'	37.4'	40.10'
H	M	10.87	10.87	12.70
	PIES	38	38	41.8'
I	M	0.23	0.23	0.23
	PIES	1.1'	1.1'	1.1'
J (MINIMO)	M	3.08	3.08	3.08
	PIES	18.8'	18.8'	18.3'
J (MAXIMO)	M	5.18	5.21	5.06
	PIES	17	17.1'	18.8'
K (MINIMO)	M	3.09	3.09	3.09
	PIES	10.2'	10.2'	10.2'
K (MAXIMO)	M	3.03	3.03	3.03
	PIES	10	10	10
L (MINIMO)	M	11.23	11.23	11.07
	PIES	38.10'	36.10'	36.4'
L (MAXIMO)	M	11.23	11.28	11.18
	PIES	37.2'	37.3'	36.7'
M (MINIMO)	M	5.11	5.11	5.26
	PIES	18.8'	18.8'	17.3'
M (MAXIMO)	M	5.0	4.88	5.13
	PIES	18.3'	18.4'	18.10'



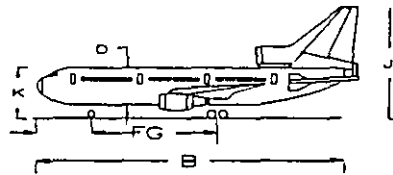
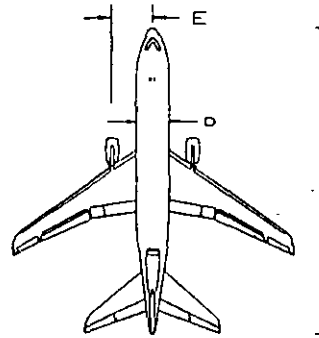
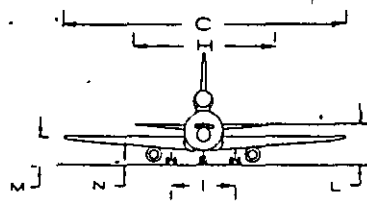
DIMENSIONES GENERALES

AVION BOEING 737

INFRAESTRUCTRA



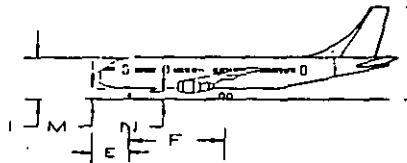
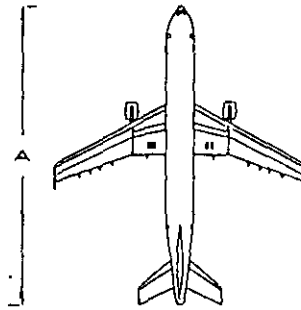
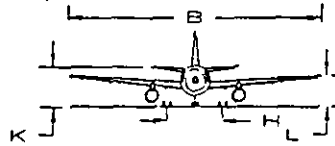
DIMENSION	MODELO	
	L-1011-382-1	
A	M	53 74
	PIES	178' 4"
B	M	54,15
	PIES	177' 8"
C	M	47 34
	PIES	155' 4"
D	M	5 97
	PIES	19' 7"
E	M	10 61
	PIES	34' 25"
F	M	9 07
	PIES	29' 9"
G	M	21,34
	PIES	70' 0"
H	M	28 81
	PIES	91' 7"
I	M	10 97
	PIES	36' 0"
J (MINIMO)	M	18 87
	PIES	55' 4"
J (MAXIMO)	M	17 02
	PIES	55' 10"
K (MINIMO)	M	8 10
	PIES	26' 7"
K (MAXIMO)	M	8 20
	PIES	26' 11"
L (MINIMO)	M	5,56
	PIES	18' 3"
L (MAXIMO)	M	5 69
	PIES	18' 5"
M (MINIMO)	M	4 90
	PIES	16' 1"
M (MAXIMO)	M	3 46
	PIES	17' 11"
N (MINIMO)	M	0 90
	PIES	2' 11"
N (MAXIMO)	M	1 02
	PIES	3' 4"



DIMENSIONES GENERALES
AVION L-1011

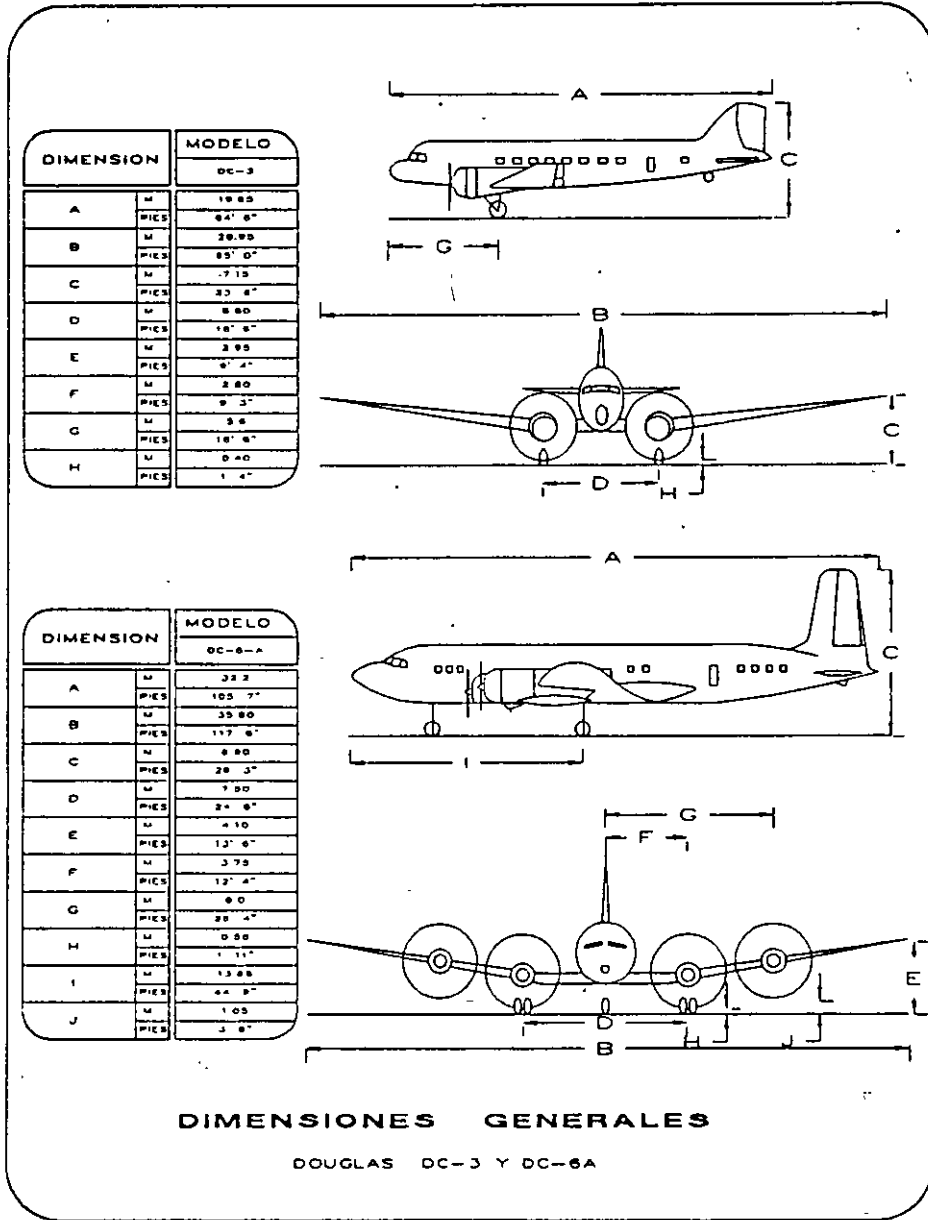
88

DIMENSION		MODELO
		A 300 B
A	M	50.86
	PIES	167' 2"
B	M	44.83
	PIES	147' 1"
C	M	5.84
	PIES	18' 6"
D	M	7.87
	PIES	25' 10"
E	M	8.67
	PIES	21' 11"
F	M	17.54
	PIES	57' 6"
G	M	18.94
	PIES	55' 7"
H	M	9.60
	PIES	31' 6"
I (MINIMO)	M	7.65
	PIES	25' 1"
I (MAXIMO)	M	7.82
	PIES	25' 8"
J (MINIMO)	M	18.58
	PIES	54' 4"
J (MAXIMO)	M	18.86
	PIES	55' 4"
K (MINIMO)	M	7.84
	PIES	25' 9"
K (MAXIMO)	M	8.14
	PIES	26' 9"
L (MINIMO)	M	5.85
	PIES	19' 3"
L (MAXIMO)	M	6.10
	PIES	20' 1"
M (MINIMO)	M	1.90
	PIES	6' 3"
M (MAXIMO)	M	2.05
	PIES	6' 8"
N (MINIMO)	M	0.75
	PIES	2' 5"
N (MAXIMO)	M	0.93
	PIES	3' 1"



DIMENSIONES GENERALES

A 300 - B



INFRAESTRUCTURA

MODELO DE AVION	CLAVE	LONGITUD MAXIMA DE PISTA	ENVERGADURA EN METROS	ANCHO DEL TREN PRINCIPAL EN METROS	LONGITUD EN M	ALTURA DE COLA EN M
MCDONNELL DOUGLAS DC-9-20	3C	1551	28.5	6.0	—	—
FOKKER F27 - 500	3C	1670	29.0	7.9	—	—
FOKKER F27 - 600	3C	1670	29.0	7.9	—	—
FOKKER F28 - 3000	3C	1640	25.1	5.8	—	—
FOKKER F28 - 4000	3C	1640	25.1	5.8	—	—
FOKKER F28 - 6000	3C	1400	25.1	5.8	—	—
BUFFALO DHC - 50	3D	1471	29.3	10.2	—	—
AIRBUS A300 B2	3D	1676	44.8	10.9	—	—
BAC 1-11-200	4C	1884	27.0	5.2	—	—
BAC 1-11-300	4C	2484	27.0	5.2	—	—
BAC 1-11-400	4C	2420	27.0	5.2	—	—
BAC 1-11-475	4C	2286	28.5	5.4	—	—
BAC 1-11-500	4C	2408	28.5	5.2	—	—
BOEING B-727-100	4C	2502	32.9	6.9	40.5	10.1
BOEING B-727-200	4C	3176	32.9	6.9	48.6	10.0
BOEING B-737-100	4C	2499	28.4	6.4	28.6	11.1
BOEING B-737-200	4C	2295	28.4	6.4	30.4	11.1
BOEING B-737 ADVANCED 200	4C	2707	28.4	6.4	—	—
AEROSPATIALE CARAVELLE 12	4C	2600	34.3	5.9	—	—
CONCORDE	4C	3400	25.5	8.8	—	—
MCDONNELL DOUGLAS DC-9-10	4C	1975	27.2	5.9	31.8	8.3
MCDONNELL DOUGLAS DC-9-30	4C	2134	28.5	6.0	36.3	8.3
MCDONNELL DOUGLAS DC-9-40	4C	2091	28.5	5.9	38.2	8.5
MCDONNELL DOUGLAS DC-9-50	4C	2451	28.5	5.9	—	—
MCDONNELL DOUGLAS DC-9-80	4C	2195	32.9	6.2	—	—
HAWKER SIDDELEY TRIDENT 1E	4C	2590	29.0	7.3	—	—
HAWKER SIDDELEY TRIDENT 2C	4C	2780	29.0	7.3	—	—
HAWKER SIDDELEY TRIDENT 3	4C	2670	29.0	7.3	—	—
VISCOUNT 800	4C	1859	28.6	7.9	—	—

CAPITULO 1

MODELO DE AVION	CLASE	LONGITUD MAXIMA DE PISTA EN M	ENVERGADURA EN METROS	ANCHO DEL TREN PRINCIPAL EN METROS	LONGITUD EN M	ALTURA DE COLA EN M
BEAVER DHC 2	1A	381	14.6	3.3		
TURBO BEAVER DHC - 2T	1A	427	14.6	3.3		
BEECHCRAFT A24R	1A	603	10	3.9		
BEECHCRAFT A36	1A	670	10.2	2.9		
BEECHCRAFT 76	1A	430	11.6	3.3		
BEECHCRAFT B55	1A	457	11.5	2.9		
BEECHCRAFT B60	1A	793	12.0	3.4		
BEECHCRAFT B100	1A	579	14.0	4.3		
BRITTEN NORMAN ISLANDER BN2A	1A	353	14.9	4.0		
CESSNA 152	1A	408	14.9			
CESSNA 172	1A	381	10.0			
CESSNA 180	1A	367	10.9			
CESSNA 185	1A	416	10.9			
CESSNA STATIONAIR 6	1A	543	10.9			
CESSNA STATIONAIR TURBO 6	1A	500	10.9			
CESSNA STATIONAIR 7	1A	600	10.9			
CESSNA STATIONAIR TURBO 7	1A	567	10.9			
CESSNA SKYLANE	1A	479	10.9			
CESSNA TURBO SKYLANE	1A	479	10.9			
CESSNA 310	1A	518	11.3			
CESSNA 310 TURBO	1A	507	11.3			
CESSNA GOLDEN EAGLE 421C	1A	708	12.5			
CESSNA TITAN 404	1A	727	14.1			
BEECHCRAFT E185	1B	753	15.0	3.9		
BEECHCRAFT B80	1B	427	15.3	4.3		
BEECHCRAFT C90	1B	488	15.3	4.3		
BEECHCRAFT 200	1B	579	16.6	5.6		
DE HAVILLAND TWIN OTTER DHC-3	1B	497	17.7	3.7		
DE HAVILLAND TWIN OTTER SHORT SC7-3/SC7-3A	1B	616	19.8	4.6		
DE HAVILLAND TWIN OTTER OH-6	1B	695	19.8	4.1	15.0	5.6

92

INFRAESTRUCTURA

MODELO DE AVION	CLASE	LONGITUD MAXIMA DE PISTA EN M	ENVERGADURA EN METROS	ANCHO DEL TREN PRINCIPAL EN METROS	LONGITUD EN M	ALTEZA DE COLA EN M
DASH 7 DHC 7	1C	689	28.4	7.8		
LEARJET 24F	2A	1005	10.9	2.5	13.1	3.8
LEARJET 26/29	2A	912	13.4	2.5		
SHORTS SD3-30	2B	1106	22.8	4.6		
MAHC YS-11	2D					
HAWKER SIDDELEY HS125-400	3A	1646	14.3	3.3	14.4	5.0
HAWKER SIDDELEY HS125-600	3A	1768	14.3	3.3		
HAWKER SIDDELEY HS125-700	3A	1646	14.3	3.3		
LEARJET 24D	3A	1200	10.9	2.5		
LEARJET 35A/36A	3A	1287/1438	12.0	2.5	14.8	3.7
LEARJET 54	3A	1217	13.4	2.5		
LEARJET 55	3A	1282	13.4	2.5		
CANADAIR CL600	3B	1310	18.8	3.6		
FOKKER F28-1000	3B	1646	23.6	5.8	24.5	8.4
FOKKER F28-2000	3B	1646	23.6	5.8		
NORD 262	3B	1260	21.9	3.4		
ANTONOV AN-24	3C	1600	29.2	8.8		
CONVAIR 240	3C	1301	28.0	8.4		
CONVAIR 440	3C	1564	32.1	8.6		
CONVAIR 580	3C	1341	32.1	8.6		
CONVAIR 600	3C	1378	28.0	8.4		
CONVAIR 640	3C	1370	32.1	8.0		
MCDONNELL DOUGLAS DC-3	3C	1204	28.8	8.3	19.8	7.1
MCDONNELL DOUGLAS DC-4	3C	1542	35.8	8.5		
MCDONNELL DOUGLAS DC-6A/68	3C	1375	35.8	8.5	32.2	8.9

CAPITULO 1

MODELO DE AVION	CLAVE	LONGITUD PARTE DE PISTA EN M	ENVERGADURA EN METROS	ANCHO DEL PIEDE PUNTO EN METROS	LONGITUD EN M	ALTEZA DE COLA EN M
AIRBUS A310	4D	1845	43.9	10.9		
AIRBUS A300 B4	4D	2605	44.8	10.9		
BOEING B-707-100	4D	2454	39.9	7.9	44.2	12.6
BOEING B-707 ADVANCED-100	4D	3208	39.9	2.9		
BOEING B-707-200	4D	2697	39.9	7.9		
BOEING B-707-300	4D	3088	44.4	7.9	46.6	12.7
BOEING B-707-400	4D	3277	44.4	7.9		
BOEING B-720	4D	1981	39.9	7.5	41.5	12.3
BOEING B-757-200 (PRELIMINARY)	4D	2057	36.0	6.7		
BOEING B-767-200 (PRELIMINARY)	4D	1981	47.6	10.8		
CANADAR CL-440-4	4D	2240	43.4	10.5		
CONVAIR 880	4D	2652	36.6	6.6		
CONVAIR 880 M	4D	2316	36.6	6.6		
CONVAIR 990-30-5	4D	2788	36.6	7.1		
CONVAIR 990-30-8	4D	2956	36.6	7.1		
MCDONNELL DOUGLAS DC-8-43	4D	2947	43.4	7.5	45.9	12.8
MCDONNELL DOUGLAS DC-8-55	4D	3048	43.4	7.5	45.9	12.8
MCDONNELL DOUGLAS DC-8-61	4D	3048	43.4	7.5	45.9	12.8
MCDONNELL DOUGLAS DC-8-63	4D	3179	45.2	7.6	57.1	12.7
MCDONNELL DOUGLAS DC-10-10	4D	3200	47.4	12.6	51.9	17.7
MCDONNELL DOUGLAS DC-10-30	4D	3170	50.4	12.6	51.9	17.7
MCDONNELL DOUGLAS DC-10-40	4D	3124	50.4	12.6		
ILYUSHIN IL-18V	4D	1980	37.4	9.9		
ILYUSHIN IL-62M	4D	3280	43.2	8.0		
LOCKHEED L-100-20	4D	1829	40.8	4.9	32.3	6.6
LOCKHEED L-100-30	4D	1879	40.4	4.9		
LOCKHEED L-188	4D	2056	30.2	10.5		
LOCKHEED L-1011-1	4D	2426	47.3	12.8	54.4	6.6
LOCKHEED L-1011-200	4D	2469	47.3	12.8		
LOCKHEED L-1011-500	4D	2844	47.3	12.8		
TUPOLEV TU-134A	4D	2400	29.0	10.3		
TUPOLEV TU-154	4D	2160	37.6	12.4		
BOEING B-747-100	4E	3060	59.6	12.4	70.4	19.5
BOEING B-747-200	4E	3150	59.6	12.4	70.8	18.3
BOEING B-747-SR	4E	1860	59.6	12.4	85.9	24.3
BOEING B-747-SP	4E	2710	59.6	12.4	56.3	20.0
						5.6

94

CAPACIDAD

Para poder establecer el análisis de la capacidad de cada uno de los elementos que integran al aeropuerto, es necesario conocer las características específicas de cada uno de ellos.

PISTAS

El análisis de capacidad de cualquier pista está en función del tipo de aeronave que opere, de la mezcla de salidas que se tengan (carriles de rodaje), así como de la disposición de estas, las cuales deben ubicarse tomando en consideración los vientos dominantes. También es necesario conocer el pronóstico de operación horaria, el cual indica los tipos de aeronaves que operarán y su combinación.

A continuación se presenta la clasificación de aeronaves de acuerdo al tiempo de utilización de pista.

CATEGORIA				
I EN %	II EN %	III EN %	IV EN %	
0	30	40	30	POBLACION 1 (P1)
0	50	30	20	POBLACION 2 (P2)
0	70	20	10	POBLACION 3 (P3)
20	50	20	10	POBLACION 4 (P4)

COMBINACION DE AERONAVES

CATEGORIA I.-

Dentro de esta categoría se encuentran las aeronaves de turboreactores gran envergadura, fuselaje ancho, y gran capacidad de carga. Dentro de esta categoría estan el B-747, DC-10 L.1011 y A-300.

CATEGORIA II.-

En esta categoría se clasifican las aeronaves de máximo al despegue superior a las 40 toneladas, como son: B-707, B-727, B-737, DC-8, DC-9, BAC-111 y L-100.

CATEGORIA III.-

Para esta categoría las aeronaves de turbopropulsor o de reactores, su peso máximo al despegue debe de ser menos de las 40 toneladas. Estas aeronaves son: MYSTER 20, 30, 40, FOKKER 27, 28, 614, BREGUET 763, 765, YACK 40.

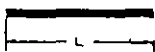

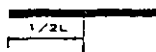
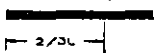


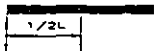
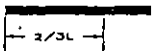
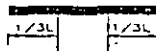

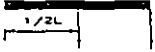
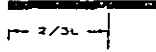
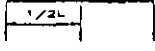
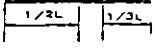
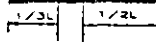
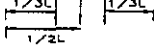

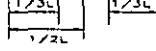
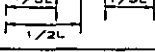
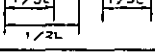
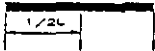

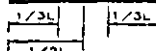

CATEGORIA IV.-

Se clasifican en esta categoría las aeronaves de pistón, equipadas con instrumentos de aproximación (IFR) como son los: NORD 262 y BEECH 99.

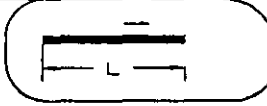
CATEGORIA V.-

En esta categoría se incluyen las aeronaves más comunes de la aviación general, como son aquellas que sólo pueden operar visualmente, o con señalamiento especial (VFR).

INFRAESTRUCTURA

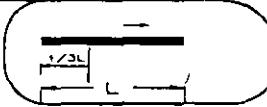
Configuraciones		Aproximación: 10MN con instrumentos	
 1	 2	 3	
 4	 5	 6	
 7	 8	 9	
 10	 11	 12	
 13	 14	 15	
 16	 17	 18	
 19	 20		
<p>LAS FLECHAS INDICAN LA CANTIDAD Y LA POSICION DE LAS SALIDAS DE PISTA ASI COMO LA CONFIGURACION.</p>			
		Aproximación: 10MN con radar	
 21	 22	 23	
	 24	<p>L Longitud de pista MN Millas nauticas</p>	

97



CONFIGURACION 1

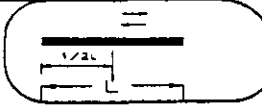
P	POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA																			
				3500m					3000m					2500m					2000m				
				30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70
IFR	VFR																						
P2	100	0%	14	12	10	9	9	14	12	11	10	9	15	13	11	10	9	15	13	12	11	10	
P2	80	20%	16	13	12	11	10	16	14	12	11	10	16	14	12	11	10	17	15	13	13	11	
P2	50	50%	19	16	14	13	11	19	16	14	13	12	20	17	15	13	12	20	17	15	13	12	
P2	100	0%	13	11	10	9	8	13	11	10	9	8	14	12	10	9	9	15	13	11	10	9	
P2	80	20%	15	12	11	10	9	15	13	11	10	9	16	13	12	10	10	17	14	13	11	10	
P2	50	50%	18	15	13	12	11	18	16	14	12	11	19	16	14	13	11	20	17	15	13	12	
P3	100	0%	12	10	9	8	7	13	11	9	8	7	13	11	10	9	8	14	12	11	10	9	
P3	80	20%	14	12	10	9	8	14	12	10	9	8	15	13	11	10	9	16	14	12	11	10	
P3	50	50%	17	14	12	11	10	18	15	13	11	10	18	16	14	13	11	19	17	14	13	12	
P4	100	0%	12	10	9	8	7	12	11	9	8	7	13	11	9	8	7						
P4	80	20%	14	12	10	9	8	14	12	10	9	8	15	13	11	10	9						
P4	50	50%	14	14	12	11	12	18	15	13	11	10	18	15	13	12	11						



CONFIGURACION 2

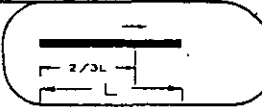
P	POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA														
				3500m					3000m					2500m				
				30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70
IFR	VFR																	
P2	100	0%	14	13	12	12	11	14	13	12	11	11	12	12	11	11	10	
P2	80	20%	17	16	15	14	13	16	15	14	13	13	15	14	13	13	12	
P2	50	50%	22	21	20	19	19	22	21	20	19	18	20	19	18	18	17	
P2	100	0%	12	11	10	10	9	12	11	11	10	9	11	11	11	10	10	
P2	80	20%	14	13	12	12	11	14	13	13	12	11	13	13	12	12	11	
P2	50	50%	19	18	17	16	16	19	18	17	17	16	18	18	17	16	16	
P3	100	0%	10	10	9	9	8	10	10	10	9	9	10	10	10	9	9	
P3	80	20%	12	11	11	10	10	12	12	11	11	10	12	12	11	11	10	
P3	50	50%	16	15	15	14	14	17	16	16	15	14	17	16	16	15	15	
P4	100	0%	10	10	9	9	8	10	10	10	9	9	10	10	10	9	9	
P4	80	20%	12	11	11	10	10	12	12	11	11	10	12	12	11	11	10	
P4	50	50%	17	17	15	16	16	17	16	16	16	14	17	16	16	15	15	

INFRAESTRUCTURA



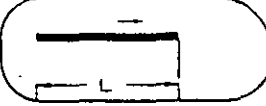
CONFIGURACION 3

POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA																			
			3500m					3000m					2500m					2000m				
	IFR	VFR	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70
P2	100	0%	11	11	11	11	12	11	11	12	12	12	10	10	11	11	11	10	11	11	11	11
P2	80	20%	13	13	13	13	14	13	13	14	14	15	12	12	13	13	13	12	13	13	13	13
P2	50	50%	17	17	18	18	18	18	19	19	19	16	17	17	17	18	17	17	18	18	18	18
P2	100	0%	9	10	10	10	10	10	10	10	11	11	10	10	10	10	10	10	10	10	10	10
P2	80	20%	11	11	12	12	12	12	12	12	13	11	12	12	12	12	12	12	12	12	12	12
P2	50	50%	15	18	18	16	16	16	16	17	17	17	18	18	18	18	17	17	17	17	17	17
P3	100	0%	9	9	9	9	9	9	9	9	10	9	9	10	10	10	10	10	10	10	10	10
P3	80	20%	10	10	10	10	10	11	11	11	11	11	11	11	11	11	11	12	12	12	12	12
P3	50	50%	14	14	14	14	14	15	15	15	15	15	15	15	15	15	15	16	16	16	16	16
P4	100	0%	9	9	9	9	9	9	9	9	10	9	9	10	10	10	10					
P4	80	20%	10	10	10	10	10	11	11	11	11	11	11	11	11	11	11					
P4	50	50%	14	14	14	14	14	15	15	15	15	15	15	15	15	15	15					




CONFIGURACION 4

POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA																			
			3500m					3000m					2500m					2000m				
	IFR	VFR	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70
P2	100	0%	8	9	9	11	12	9	9	10	11	12	9	10	10	11	12	10	10	11	12	13
P2	80	20%	10	10	11	12	14	10	11	12	13	15	10	10	11	12	13	10	11	12	13	14
P2	50	50%	14	15	16	17	18	15	15	16	18	19	10	11	12	14	15	11	12	13	15	16
P2	100	0%	8	9	9	10	12	8	9	10	11	12	9	9	10	10	11	10	10	11	11	12
P2	80	20%	9	10	11	10	14	10	11	12	13	15	9	10	11	11	12	10	11	12	12	13
P2	50	50%	14	14	15	17	18	14	15	16	18	19	10	11	12	13	14	11	12	13	14	16
P3	100	0%	8	8	9	10	12	8	9	10	11	12	9	9	9	10	10	9	10	10	11	11
P3	80	20%	9	10	11	12	14	10	11	12	13	15	9	10	10	11	11	10	11	11	12	12
P3	50	50%	8	14	15	16	18	14	15	16	17	19	10	11	12	13	14	11	12	13	14	15
P4	100	0%	8	8	9	10	12	8	9	10	10	11	9	9	9	10	10					
P4	80	20%	9	10	11	12	14	10	10	11	12	13	9	10	10	11	11					
P4	50	50%	13	14	15	16	18	14	15	15	16	18	10	11	12	13	14					



CONFIGURACION 5

POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA																			
			3500m					3000m					2500m					2000m				
			30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70
IFR	VFR																					
P2	100	0%	7	7	8	9	10	7	8	8	9	11	8	8	9	10	12	9	9	10	11	13
P2	80	20%	7	8	8	9	11	7	8	9	10	11	8	9	10	11	12	9	10	11	12	14
P2	50	50%	7	8	9	10	12	8	9	10	11	13	9	10	11	12	14	10	11	12	13	15
P2	100	0%	6	7	8	9	10	7	8	8	9	11	8	8	9	10	11	8	9	10	11	13
P2	80	20%	7	7	8	9	11	7	8	9	10	11	8	9	10	11	12	9	10	11	12	14
P2	50	50%	7	8	9	10	12	8	9	10	11	13	9	9	11	12	14	10	10	12	13	15
P3	100	0%	6	7	8	9	10	7	7	8	9	10	7	8	9	10	11	8	9	10	11	12
P3	80	20%	7	7	8	9	11	7	8	9	10	11	8	9	10	11	12	9	10	11	12	13
P3	50	50%	7	8	9	10	12	8	9	10	11	13	9	9	10	12	14	9	10	12	13	15
P4	100	0%	6	7	8	9	10	7	7	8	9	10	7	8	9	10	11					
P4	80	20%	7	7	8	9	10	7	8	9	10	11	8	9	10	11	12					
P4	50	50%	7	8	9	10	12	8	9	10	11	13	9	9	10	12	14					

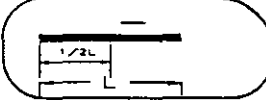


CONFIGURACION 6

POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA														
			3500m					3000m					2500m				
			30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70
IFR	VFR																
P2	100	0%	19	16	15	13	12	17	15	14	12	11	17	15	13	12	11
P2	80	20%	22	20	18	16	15	21	18	16	15	14	21	18	16	15	13
P2	50	50%	30	27	25	23	21	29	26	23	21	20	29	26	23	21	20
P2	100	0%	18	14	13	11	10	16	14	12	11	10	16	14	12	11	10
P2	80	20%	20	17	15	14	13	20	17	15	14	12	20	17	15	14	12
P2	50	50%	28	24	22	20	18	27	24	22	20	18	28	24	22	20	18
P3	100	0%	15	13	11	10	9	15	13	11	10	9	15	13	12	10	9
P3	80	20%	18	15	14	12	11	18	16	14	12	11	19	16	14	13	11
P3	50	50%	25	22	19	17	16	26	23	20	18	16	26	23	20	18	17
P4	100	0%	15	13	11	10	9	15	13	11	10	9	15	13	12	10	9
P4	80	20%	18	15	14	12	11	18	16	14	12	11	19	16	14	13	11
P4	50	50%	25	22	19	17	16	26	23	18	16	16	26	23	20	18	17

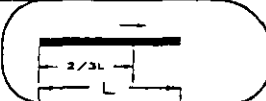
INFRAESTRUCTURA

CONFIGURACION 7

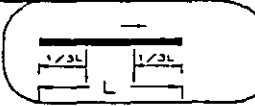


POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA																			
			3500m					3000m					2500m					2000m				
	IFR	VFR	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70
P2	100	0%	11	12	13	14	15	12	12	13	14	15	10	11	12	13	14	11	12	13	14	15
P2	80	20%	13	14	15	16	17	14	15	16	17	18	12	13	14	15	17	13	14	15	16	17
P2	50	50%	18	19	20	21	22	19	20	21	22	23	17	18	19	21	22	18	19	20	22	23
P2	100	0%	10	11	12	13	14	11	11	12	13	15	10	11	13	13	14	11	11	12	13	15
P2	80	20%	12	13	14	15	16	13	14	15	16	17	12	13	14	15	17	13	13	15	16	17
P2	50	50%	17	18	19	20	21	18	19	20	21	22	17	18	19	20	22	17	18	20	21	23
P3	100	0%	9	10	11	12	13	10	11	11	12	14	10	11	11	13	14	11	11	12	13	15
P3	80	20%	11	12	13	14	15	12	13	14	15	16	12	13	14	15	16	12	13	14	16	17
P3	50	50%	16	16	17	19	20	17	17	18	20	21	17	18	19	20	22	17	18	20	21	23
P4	100	0%	9	10	11	12	13	10	11	11	12	14	10	11	11	13	14					
P4	80	20%	11	12	13	14	15	12	13	13	15	16	12	13	14	15	16					
P4	50	50%	16	16	17	19	20	16	17	18	20	21	17	18	19	20	22					

CONFIGURACION 8



POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA																			
			3500m					3000m					2500m					2000m				
	IFR	VFR	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70
P2	100	0%	26	25	24	23	22	26	25	24	23	23	23	21	20	19	18	24	22	21	20	19
P2	80	20%	30	28	27	26	25	31	29	28	27	26	27	25	23	22	21	28	26	25	23	22
P2	50	50%	37	35	33	31	30	38	36	34	32	31	35	32	30	28	27	37	34	32	31	29
P2	100	0%	26	25	24	23	22	26	25	24	24	23	21	19	17	16	15	22	20	18	17	16
P2	80	20%	30	29	27	26	25	31	29	28	27	26	25	22	21	19	18	26	24	22	20	19
P2	50	50%	37	35	33	32	30	38	36	34	33	31	32	30	27	25	23	34	32	29	27	26
P3	100	0%	26	25	24	24	23	27	26	25	24	24	19	17	16	14	13	20	18	16	15	14
P3	80	20%	31	29	28	27	26	31	30	29	28	27	23	20	18	17	15	24	22	20	18	17
P3	50	50%	38	35	34	32	30	39	37	35	33	32	30	27	25	23	21	32	29	27	25	23
P4	100	0%	26	25	24	23	22	24	22	21	20	19	19	17	15	14	13					
P4	80	20%	30	29	28	26	25	28	26	24	23	21	23	20	18	17	15					
P4	50	50%	37	35	33	32	30	35	33	30	29	27	30	27	25	23	21					



CONFIGURACION 9

POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA														
			3500m					3000m					2500m				
			30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70
IFR	VFR																
P2	100	0%	18	18	18	18	19	18	18	18	18	19	14	14	14	15	15
P2	80	20%	21	21	21	21	22	21	21	21	22	22	16	17	17	17	17
P2	50	50%	27	27	27	28	28	28	28	28	28	29	22	23	23	23	24
P2	100	0%	14	15	16	16	17	15	15	15	16	17	17	13	13	13	13
P2	80	20%	17	18	18	19	20	18	18	19	19	20	15	15	15	15	15
P2	50	50%	23	24	24	25	26	24	24	25	26	27	20	20	21	21	21
P3	100	0%	12	13	14	15	16	13	13	14	15	16	12	12	12	12	12
P3	80	20%	15	15	16	17	19	15	16	17	18	19	14	14	14	14	14
P3	50	50%	20	21	22	23	25	21	22	23	24	25	19	19	19	19	19
P4	100	0%	12	13	14	15	16	12	13	13	14	14	12	12	12	12	12
P4	80	20%	15	15	16	17	18	14	15	15	16	17	14	14	14	14	14
P4	50	50%	20	21	22	23	24	20	20	21	22	22	19	19	19	19	19

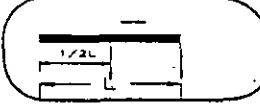


CONFIGURACION 10

POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA														
			3500m					3000m					2500m				
			30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70
IFR	VFR																
P2	100	0%	17	17	17	17	18	17	17	17	17	17	14	15	15	16	14
P2	80	20%	20	20	20	20	21	20	20	20	20	20	17	17	18	19	19
P2	50	50%	27	26	26	26	27	27	27	27	27	27	23	24	24	25	28
P2	100	0%	14	14	15	15	16	14	15	15	16	16	13	14	14	15	16
P2	80	20%	17	17	18	18	19	17	18	18	18	19	16	16	17	18	19
P2	50	50%	23	23	23	24	25	23	24	24	25	25	22	22	23	24	26
P3	100	0%	12	12	13	14	15	12	13	14	14	15	12	13	14	15	16
P3	80	20%	14	15	16	16	17	15	15	16	17	18	15	16	16	17	18
P3	50	50%	20	20	21	22	23	20	21	22	23	24	20	21	22	24	25
P4	100	0%	12	12	13	14	15	12	13	14	14	15	12	13	14	15	16
P4	80	20%	14	15	16	16	17	15	15	16	17	18	15	15	16	17	18
P4	50	50%	20	20	21	22	23	20	21	22	23	24	20	21	22	23	25

102

INFRAESTRUCTURA



CONFIGURACION 11

POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA																											
			3500m					3000m					2500m					2000m												
	IFR	VFR	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70								
			P2	100	0%	21	19	18	16	15	22	20	19	17	16	20	18	17	15	14	18	16	15	13	12					
P2	80	20%	25	23	21	19	18	26	24	22	20	19	24	22	20	18	17	22	20	18	16	15								
P2	50	50%	33	30	28	25	24	34	31	29	27	25	32	29	27	25	23	31	28	25	23	21								
P2	100	0%	19	17	15	14	12	19	17	16	14	13	19	17	15	14	12	18	16	14	13	12								
P2	80	20%	22	20	18	16	15	23	21	19	17	16	22	20	18	16	15	21	19	17	15	14								
P2	50	50%	30	26	24	22	20	31	28	25	23	22	30	27	25	23	21	30	27	24	22	20								
P3	100	0%	17	14	13	12	10	17	15	14	12	11	17	15	14	12	11	17	14	13	12	11								
P3	80	20%	20	17	15	14	13	21	18	16	15	13	21	18	16	15	13	21	18	16	15	13								
P3	50	50%	27	24	21	19	17	28	25	22	20	19	29	25	23	21	19	29	26	23	21	19								
P4	100	0%	17	14	13	12	11	17	15	14	12	11	17	14	13	12	11													
P4	80	20%	20	17	15	14	13	21	18	16	15	13	21	18	16	15	13													
P4	50	50%	27	26	21	19	17	28	25	22	20	19	28	25	23	21	19													



CONFIGURACION 12

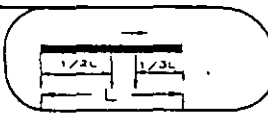
POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA																											
			3500m					3000m					2500m					2000m												
	IFR	VFR	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70								
			P2	100	0%	8	9	9	11	12	9	9	10	11	12	9	10	11	12	13	10	11	12	13	14					
P2	80	20%	10	10	11	12	14	10	11	12	13	15	10	11	12	13	14	10	11	12	14	16								
P2	50	50%	14	15	16	17	18	15	15	16	18	19	10	11	13	14	16	11	12	14	15	18								
P2	100	0%	8	9	9	10	12	8	9	10	11	12	9	10	11	12	13	10	11	12	13	14								
P2	80	20%	9	10	11	12	14	10	11	12	13	15	10	10	11	13	14	10	11	12	14	16								
P2	50	50%	14	14	15	17	16	14	15	16	18	19	10	11	13	14	16	11	12	14	15	18								
P3	100	0%	8	8	9	10	12	8	9	10	11	12	9	10	11	12	13	10	11	12	13	14								
P3	80	20%	9	10	11	12	14	10	11	12	13	15	9	10	11	13	14	10	11	12	14	16								
P3	50	50%	13	14	15	16	18	14	15	16	17	19	10	11	12	14	16	11	12	14	15	18								
P4	100	0%	8	8	9	10	12	8	9	10	11	12	9	10	11	12	13													
P4	80	20%	9	10	11	12	14	10	11	12	13	14	9	10	11	13	14													
P4	50	50%	13	14	15	16	18	14	15	16	17	19	10	11	12	14	16													

CONFIGURACION 13



POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA																			
			3500m					3000m					2500m					2000m				
	IFR	VFR	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70
P2	100	0%	26	25	24	23	23	27	26	25	24	24	26	25	24	23	23	26	25	24	24	23
P2	80	20%	31	29	28	27	26	31	30	29	28	27	31	30	29	28	27	31	30	29	28	27
P2	50	50%	39	37	35	33	32	40	38	36	35	34	40	38	37	35	34	41	39	38	36	35
P2	100	0%	26	25	24	23	22	26	25	24	24	23	26	25	24	23	23	27	25	25	24	23
P2	80	20%	30	29	27	26	25	31	30	28	27	26	31	30	28	27	26	31	30	29	28	27
P2	50	50%	38	36	34	33	31	39	37	36	34	33	40	38	37	35	34	41	39	38	37	36
P3	100	0%	26	24	23	23	22	26	25	24	23	23	26	25	24	24	23	27	26	25	24	24
P3	80	20%	30	28	27	26	25	31	29	28	27	27	31	30	29	27	27	32	31	30	29	28
P3	50	50%	38	36	34	32	31	39	37	35	34	32	40	38	37	35	34	41	40	38	37	36
P4	100	0%	25	24	23	22	22	26	25	24	23	22	26	25	24	23	23					
P4	80	20%	30	28	27	26	25	30	29	28	27	26	31	29	28	27	26					
P4	50	50%	36	35	34	32	31	39	37	35	34	32	39	38	36	35	34					

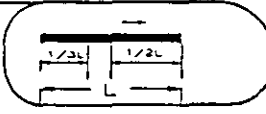
CONFIGURACION 14



POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA														
			3500m					3000m					2500m				
	IFR	VFR	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70
P2	100	0%	27	26	25	24	23	27	26	25	25	24	23	21	20	19	18
P2	80	20%	31	30	29	27	27	32	31	30	29	28	28	26	24	22	21
P2	50	50%	39	37	35	34	32	40	39	37	36	34	36	34	32	30	29
P2	100	0%	27	26	25	24	23	27	26	25	25	25	21	19	18	16	15
P2	80	20%	31	30	29	27	27	32	31	29	29	28	25	23	21	19	18
P2	50	50%	39	37	35	34	32	40	38	37	36	34	33	31	28	26	25
P3	100	0%	27	26	25	24	23	27	26	26	25	24	19	17	16	14	13
P3	80	20%	31	30	29	28	27	32	31	30	29	28	23	21	19	17	16
P3	50	50%	39	37	35	34	32	40	38	37	36	34	31	28	26	24	22
P4	100	0%	26	25	25	24	23	24	22	21	20	19	19	17	16	14	13
P4	80	20%	31	30	28	27	26	28	26	25	23	22	23	21	19	17	16
P4	50	50%	39	37	35	34	32	36	34	32	30	29	31	28	26	24	22

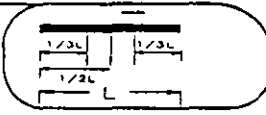
INFRAESTRUCTURA

CONFIGURACION 15

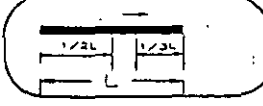


POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA														
			3500m					3000m					2500m				
			30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70
IFR	VFR																
P2	100	0%	18	18	18	19	19	18	18	19	19	20	14	15	16	16	17
P2	80	20%	21	21	21	22	22	22	22	22	22	23	17	18	18	19	20
P2	50	50%	27	27	27	28	28	28	28	28	29	23	24	24	25	26	
P2	100	0%	14	15	15	16	17	15	15	16	17	18	13	14	15	16	17
P2	80	20%	17	18	18	19	20	18	18	19	20	21	16	17	17	18	19
P2	50	50%	23	23	24	25	26	24	24	25	26	27	22	22	23	24	25
P3	100	0%	12	13	13	14	15	13	13	14	15	16	12	13	14	15	16
P3	80	20%	14	15	16	17	18	15	16	17	18	19	15	16	16	17	19
P3	50	50%	20	21	21	22	24	21	21	22	24	25	20	21	22	23	24
P4	100	0%	12	13	13	14	15	13	13	14	15	16	12	13	14	15	16
P4	80	20%	14	15	16	17	18	15	16	17	17	19	15	15	16	17	19
P4	50	50%	20	21	21	22	24	20	21	22	24	25	20	21	22	23	24

CONFIGURACION 16

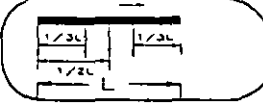


POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA														
			3500m					3000m					2500m				
			30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70
IFR	VFR																
P2	100	0%	18	18	18	19	19	19	19	19	20	20	14	14	15	15	15
P2	80	20%	21	21	21	22	23	22	22	22	23	23	17	17	17	17	18
P2	50	50%	27	27	28	28	29	29	29	29	30	22	23	23	23	24	
P2	100	0%	15	15	16	17	18	15	16	16	17	18	13	13	13	13	13
P2	80	20%	17	18	19	19	21	18	19	19	20	21	15	15	15	15	15
P2	50	50%	23	24	25	25	27	24	25	26	27	28	20	21	21	21	21
P3	100	0%	12	13	14	15	16	13	14	14	16	17	12	12	12	12	12
P3	80	20%	15	15	16	17	19	15	16	17	18	20	14	14	14	14	14
P3	50	50%	20	21	22	23	25	21	22	23	24	26	19	19	19	19	19
P4	100	0%	12	13	14	15	16	12	13	13	14	15	12	12	12	12	12
P4	80	20%	14	15	16	17	19	15	15	16	16	17	14	14	14	14	14
P4	50	50%	20	21	22	23	25	20	21	21	22	23	19	19	19	19	19



CONFIGURACION 17

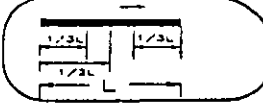
POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA														
			3500m					3000m					2500m				
			30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70
IFR	VFR	11	12	13	14	15	12	12	13	14	16	10	11	12	13	15	
P2	100	0%	11	12	13	14	15	12	12	13	14	16	10	11	12	13	15
P2	80	20%	13	14	15	16	17	14	15	16	17	18	12	13	14	15	17
P2	50	50%	18	19	20	21	22	19	20	21	22	24	17	18	19	21	23
P2	100	0%	10	11	12	13	14	11	12	12	14	15	10	11	12	13	14
P2	80	20%	12	13	14	15	17	13	14	15	16	17	12	13	14	15	17
P2	50	50%	17	18	19	20	22	18	19	20	21	23	17	18	19	20	22
P3	100	0%	9	10	11	12	14	10	11	12	13	14	10	11	12	13	14
P3	80	20%	11	12	13	14	16	12	13	14	15	17	12	13	14	15	17
P3	50	50%	16	17	18	19	21	17	18	19	20	22	17	18	19	20	22
P4	100	0%	9	10	11	12	14	10	11	12	13	14	10	11	12	13	14
P4	80	20%	11	12	13	14	16	12	13	14	15	17	12	13	14	15	17
P4	50	50%	16	17	18	19	21	17	18	19	20	22	17	18	19	20	22



CONFIGURACION 18

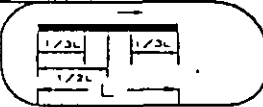
POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA														
			3500m					3000m					2500m				
			30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70
IFR	VFR	27	26	25	25	24	27	26	25	25	24	23	21	20	19	18	
P2	100	0%	27	26	25	25	24	27	26	25	25	24	23	21	20	19	18
P2	80	20%	32	31	30	29	28	32	31	30	29	28	28	26	24	23	21
P2	50	50%	41	40	38	37	36	42	40	39	38	37	37	35	33	31	30
P2	100	0%	27	26	25	24	24	27	26	25	25	24	21	19	18	16	15
P2	80	20%	32	30	29	29	28	32	31	30	29	28	25	23	21	20	18
P2	50	50%	41	39	38	37	35	41	40	39	38	37	34	32	29	27	26
P3	100	0%	27	26	25	24	24	27	27	26	25	24	19	17	16	14	13
P3	80	20%	32	30	29	28	28	32	31	30	29	28	23	21	19	17	16
P3	50	50%	40	39	38	36	35	41	40	39	38	37	32	29	26	24	23
P4	100	0%	27	26	25	24	23	24	22	21	20	19	19	18	16	15	14
P4	80	20%	31	30	29	28	27	28	27	25	24	23	23	21	19	18	17
P4	50	50%	40	39	37	36	35	37	35	34	32	30	32	29	27	25	23

INFRAESTRUCTURA




CONFIGURACION 19

POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA														
			3500m					3000m					2500m				
	IFR	VFR	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70
			P2 100 0%	18	18	18	19	19	18	19	19	19	20	15	15	16	17
P2 80 20%	21	21	21	22	23	22	22	22	23	23	17	18	19	20	21		
P2 50 50%	27	27	28	28	29	28	28	29	29	30	24	24	25	27	28		
P2 100 0%	15	15	16	17	18	15	16	16	17	18	14	14	15	16	17		
P2 80 20%	17	18	19	19	21	18	18	19	20	21	16	17	18	19	20		
P2 50 50%	23	24	25	25	27	24	25	26	27	28	22	23	24	25	27		
P3 100 0%	12	13	14	15	16	13	14	14	15	17	13	13	14	15	16		
P3 80 20%	15	15	16	17	19	15	15	17	18	20	15	16	17	18	19		
P3 50 50%	20	21	22	23	25	21	22	23	24	26	21	22	23	24	26		
P4 100 0%	12	13	14	15	16	13	13	14	15	16	12	13	14	15	16		
P4 80 20%	15	15	16	17	19	15	16	17	18	19	15	16	17	18	19		
P4 50 50%	20	21	22	23	25	21	22	23	24	26	21	22	23	24	26		



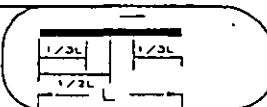
CONFIGURACION 20

POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA														
			3500m					3000m					2500m				
	IFR	VFR	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70
			P2 100 0%	27	26	25	25	24	27	26	25	26	24	27	26	25	24
P2 80 20%	32	31	30	29	28	32	31	30	29	28	32	31	30	29	28		
P2 50 50%	41	40	38	37	36	42	40	39	38	37	42	41	40	38	37		
P2 100 0%	27	26	25	25	24	27	26	25	25	24	27	26	25	24	24		
P2 80 20%	32	30	29	29	28	32	31	30	29	28	32	30	29	28	28		
P2 50 50%	41	39	38	37	35	41	40	39	38	37	42	40	39	38	37		
P3 100 0%	27	26	25	24	24	27	26	26	25	24	27	26	25	24	23		
P3 80 20%	32	30	29	28	28	32	31	30	29	28	32	30	29	28	28		
P3 50 50%	40	39	38	36	35	41	40	39	38	37	41	40	39	38	36		
P4 100 0%	27	26	25	24	23	27	26	25	24	24	26	25	25	24	23		
P4 80 20%	31	30	29	28	27	32	30	29	28	28	31	30	29	28	27		
P4 50 50%	40	39	37	36	35	41	40	38	37	36	41	40	39	37	36		



CONFIGURACION 21

POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA																						
			3500m					3000m					2500m					2000m							
			30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70			
IFR	VFR																								
P2	100	0%	28	27	27	26	26	29	28	28	27	27	28	28	27	27	28	28	27	27	28	28	27	27	28
P2	80	20%	33	32	31	30	29	33	33	32	31	31	33	32	32	31	30	33	33	32	31	31			
P2	50	50%	41	39	37	36	35	42	41	39	38	37	42	41	40	39	38	43	42	41	40	39			
P2	100	0%	28	27	26	26	26	28	28	27	27	27	28	27	27	27	28	28	27	27	28	28	27	27	
P2	80	20%	32	31	30	29	29	33	32	31	31	30	33	32	31	31	30	34	33	32	32	31			
P2	50	50%	40	38	37	35	34	41	40	38	38	38	42	41	40	39	38	43	42	41	40	40			
P3	100	0%	27	27	26	25	25	28	27	27	26	26	28	28	27	27	26	29	28	28	28	28			
P3	80	20%	32	31	30	29	29	33	32	31	30	29	33	32	32	31	30	34	33	33	32	32			
P3	50	50%	40	38	37	35	34	41	39	38	37	36	42	41	40	38	37	43	42	42	41	40			
P4	100	0%	27	26	26	25	25	28	27	27	26	26	28	27	27	26	26								
P4	80	20%	32	31	30	29	28	32	31	31	30	29	33	32	31	31	30								
P4	50	50%	39	38	36	35	34	41	39	38	37	36	42	40	39	38	37								

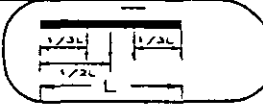


CONFIGURACION 22

POBLACION	% Aterri.		LONGITUD DE PISTA														
			3500m					3000m					2500m				
			30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70
IFR	VFR																
P2	100	0%	19	19	20	21	22	19	20	21	22	23	15	16	17	18	20
P2	80	20%	22	23	23	24	25	23	24	24	25	26	18	19	20	22	24
P2	50	50%	29	30	30	31	32	30	31	32	33	34	25	26	28	29	31
P2	100	0%	15	16	17	18	20	16	17	18	19	20	14	15	16	17	19
P2	80	20%	18	19	20	21	23	19	20	21	22	24	17	18	19	21	22
P2	50	50%	24	25	27	28	30	26	27	28	29	31	23	24	26	28	30
P3	100	0%	13	14	15	16	18	13	14	15	17	19	13	14	15	16	18
P3	80	20%	15	16	17	19	21	16	17	18	20	22	15	17	18	19	21
P3	50	50%	21	22	24	25	27	22	23	25	27	29	22	23	25	28	29
P4	100	0%	13	14	15	16	18	13	14	15	17	18	13	14	15	16	18
P4	80	20%	15	16	17	19	21	16	17	18	20	21	15	17	18	19	21
P4	50	50%	21	22	24	25	27	22	23	25	26	28	22	23	25	26	29


108

INFRAESTRUCTURA



CONFIGURACION 23

POBLACION	% Aterri.	LONGITUD DE PISTA														
		3500m					3000m					2500m				
		30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	
		IFR	VFR				IFR	VFR				IFR	VFR			
P2	100 0%	29	29	28	28	28	29	29	28	28	28	25	23	22	21	20
P2	80 20%	34	33	33	32	32	34	34	33	33	33	29	28	26	25	24
P2	50 50%	43	42	41	41	40	44	43	43	42	41	39	37	35	34	32
P2	100 0%	29	28	28	28	28	29	29	28	28	28	22	20	19	18	17
P2	80 20%	34	33	33	32	32	34	34	33	33	33	27	24	23	21	20
P2	50 50%	43	42	41	40	39	44	43	42	42	41	36	33	31	29	28
P3	100 0%	29	28	28	28	28	29	29	29	28	28	20	18	17	15	14
P3	80 20%	34	33	33	32	32	34	34	33	33	33	24	22	20	18	17
P3	50 50%	46	42	41	40	39	44	43	42	42	41	33	30	28	26	24
P3	100 0%	28	28	28	27	27	25	24	23	22	21	20	18	17	15	14
P4	80 20%	33	33	32	32	31	30	29	27	26	25	24	22	20	18	17
P4	50 50%	42	41	41	40	39	39	38	37	35	33	33	30	28	26	24



CONFIGURACION 24

POBLACION	% Aterri.	LONGITUD DE PISTA														
		3500m					3000m					2500m				
		30	40	50	60	70	30	40	50	60	70	30	40	50	60	70
		IFR	VFR				IFR	VFR				IFR	VFR			
P2	100 0%	29	29	28	28	28	29	29	28	28	28	29	28	28	28	28
P2	80 20%	34	33	33	32	32	34	33	33	33	33	34	34	33	33	33
P2	50 50%	43	42	41	41	40	44	43	43	42	41	44	44	43	42	42
P2	100 0%	29	28	28	28	28	29	29	28	28	28	29	28	28	28	27
P2	80 20%	34	33	33	32	32	34	34	33	33	33	34	33	33	32	32
P2	50 50%	43	42	41	40	39	44	43	42	42	41	44	43	43	42	41
P3	100 0%	29	28	28	28	28	29	29	29	28	28	29	28	28	27	27
P3	80 20%	34	33	33	32	32	34	34	33	33	33	34	33	33	32	32
P3	50 50%	43	42	41	40	39	44	43	42	42	41	43	43	42	41	41
P3	100 0%	28	28	28	27	27	29	28	28	28	27	28	28	27	27	27
P4	80 20%	33	33	32	32	31	34	33	33	32	32	33	33	32	32	31
P4	50 50%	42	41	41	40	39	43	42	42	41	40	43	43	43	41	41

SISTEMA DE PISTA- RODAJE

Para poder determinar la capacidad del sistema pista-rodaje, es necesario conocer la longitud de la pista, la ubicación de la salida o calle de rodaje y la dirección del viento, como se indica a continuación.

ZONA TERMINAL

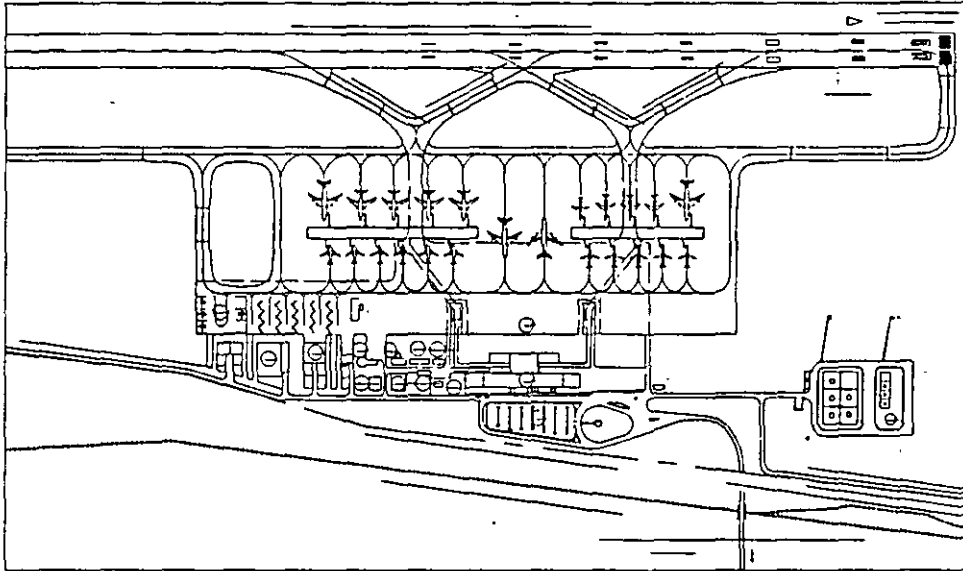
Otro elemento determinante en el análisis de capacidad aeroportuaria es la zona terminal, que dentro del complejo aeropuerto constituye la parte en la cual se realiza la mayor actividad aérea.

TERMINAL TIPO LINEAL

Esta terminal esta constituída por un edificio, frente al cual se estacionan diferentes aeronaves. El edificio no necesariamente es lineal, incluyen ciertos quiebres bien de forma piramidal o semicircular.

Dependiendo de la forma, se puede llegar a atender demandas considerables.

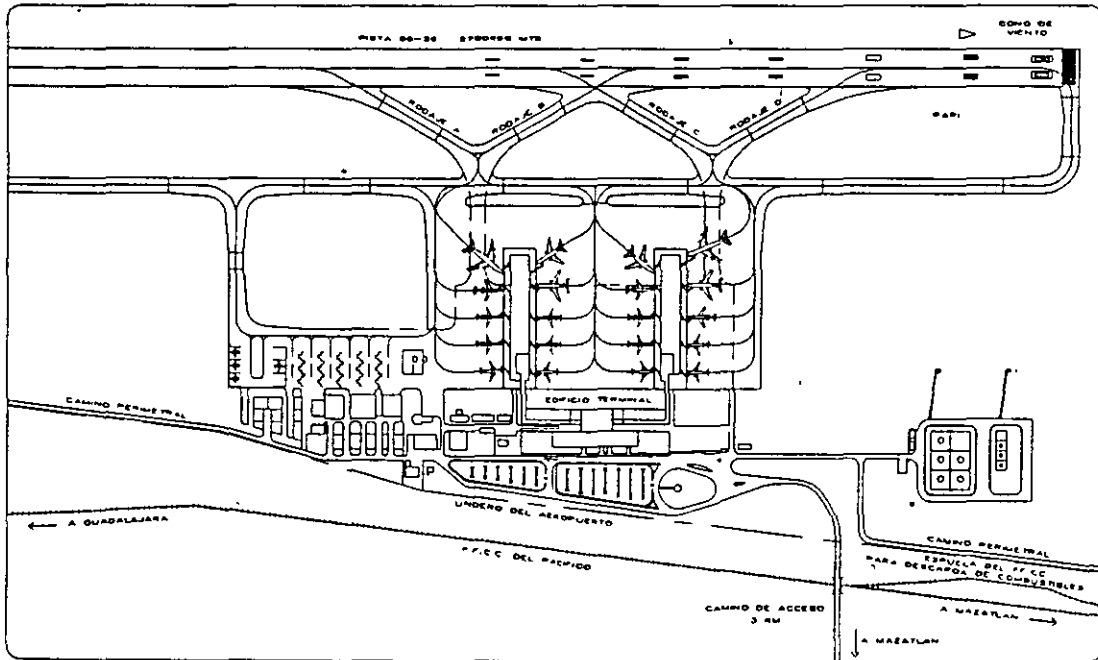
INFRAESTRUCTURA



TERMINAL TIPO MUELLE

El edificio central con pasillos o dedos hacia la plataforma, frente a los cuales se estacionan aeronaves. Este tipo de terminal es comunmente utilizado para atender cualquier tamaño de demanda.

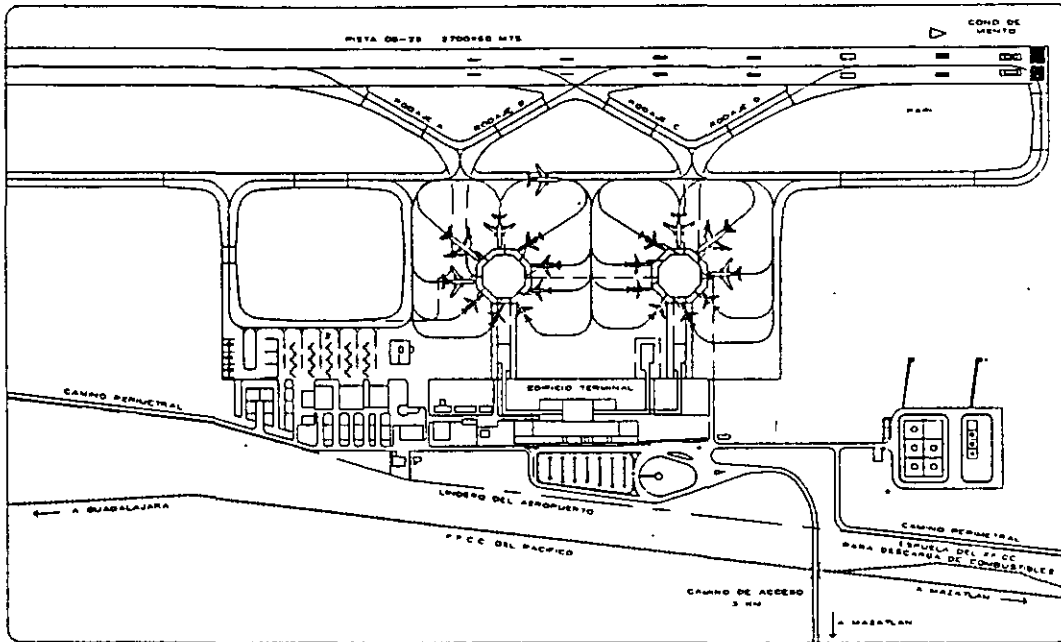
Cada módulo esta constituido por el edificio central y pasillo a plataforma, con longitud adecuada para estacionar de 6 a 8 aeronaves medianas, es capaz de procesar de 2 a 3 millones de pasajeros anuales.



TERMINAL TIPO SATELITE

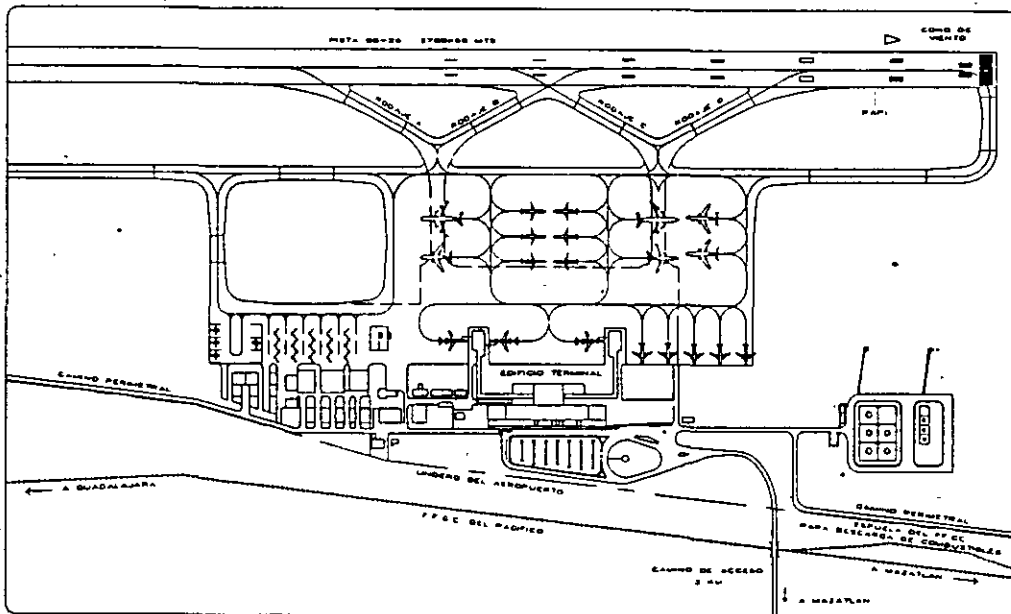
El edificio central tiene construcciones independientes, intercomunicadas por medio de un tunel o pasillo. El estacionamiento de aeronaves se realiza alrededor de estas construcciones independientes. Este tipo de terminal se utiliza para atender cualquier magnitud de demanda, y en caso de satélites circulares, cada módulo esta constituido por un edificio central y un satélite para alojar de 8 a 10 aeronaves medianas. Es capaz de atender anualmente entre 3 y 4 millones de pasajeros.

112



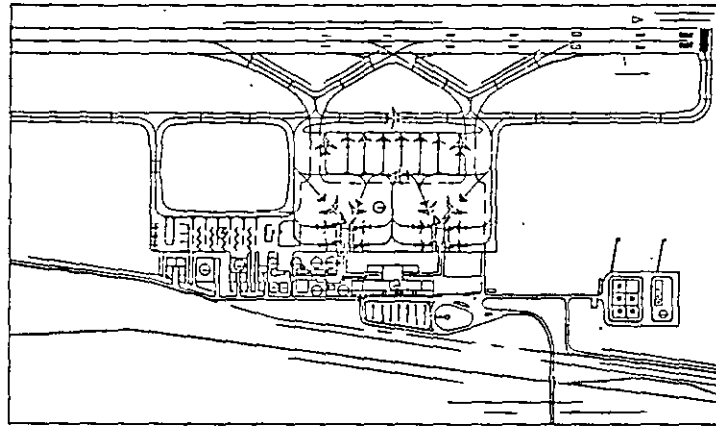
EDIFICIO TIPO VEHICULAR

El edificio frente al cual se estacionan vehículos terrestres que realizan el traslado de los pasajeros del edificio a la aeronave o viceversa. Este tipo de terminal puede atender demandas que varían entre 5 y 8 millones de pasajeros anuales.

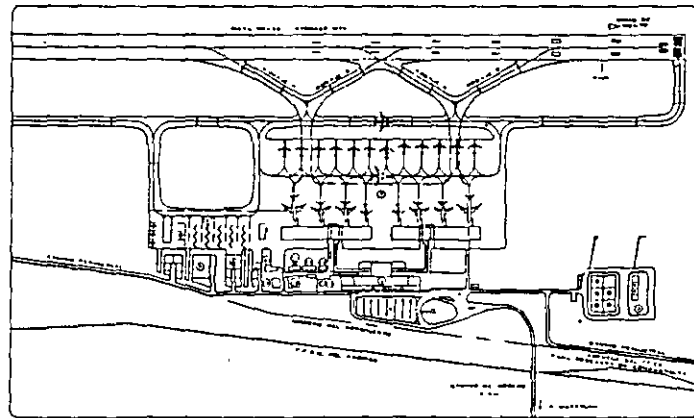


COMBINACIONES

Seguidamente se presentan varios esquemas combinados de edificios de la zona terminal.



MUELLE Y SATELITE



114

IMPACTO AMBIENTAL

El impacto ambiental es la modificación del ambiente ocasionado por la acción del hombre o la naturaleza. Por esto dentro del desarrollo del emplazamiento desde su construcción, hasta su operación, es necesario prever y poder identificar los diferentes impactos que serán generados tanto en el ámbito ecológico, así como el aspecto socio-económico.

IDENTIFICACION DE IMPACTOS AMBIENTALES

Para poder evaluar el o los diferentes impactos ambientales que surgirán en el entorno de las instalaciones, futuras o actuales del aeropuerto, para esto, es necesario realizar principalmente dos etapas, como se describirán seguidamente.

PRIMERA ETAPA

Esta etapa es la inicial, se utilizará la identificación de las actividades desde el principio de su proyecto que conllevarán a el impacto, así como los diferentes elementos del ambiente que potencialmente puedan ser afectados. Para la realización de este proceso se pueden aplicar diversas metodologías; una de ellas es el caso de la "MATRIZ REDUCIDA", y otra la modificada llamada "DE LEOPOLD" (1982), las cuales siguen los principios de las matrices "AD HOC", con la cual se obtiene una matriz única (esto es para cada emplazamiento) con grandes ventajas que proporciona el criterio "DE LEOPOLD".

SEGUNDA ETAPA

Esta etapa que es la final, es en donde se procede a la descripción de cada uno de los impactos detectados, de forma que sean reconocibles sus características. Este proceso se lleva a cabo manteniendo constante un elementos del ambiente en particular y variando la etapa del proyecto, obteniéndose el comportamiento del impacto respecto al tiempo.

EVALUACION DE LOS IMPACTOS

Es evidente que no todos los impactos presentan la misma importancia o significancia, en consecuencia se requerirá seleccionar aquellas acciones del proyecto que representan los aspectos más adversos o benéficos, para el entorno del aeropuerto.

MEDIDAS DE PREVENCIÓN Y MITIGACION DE LOS IMPACTOS IDENTIFICADOS

Para el caso de la etapa de selección del sitio, así como en el de la construcción de las instalaciones del aeropuerto, las actividades de despalle, desmonte, y la explotación de los bancos de materiales, efectuarán la flora y fauna nativa del lugar; para el primer caso se podrán perder las especies vegetales existentes,

INFRAESTRUCTURA

así como de la cubierta vegetal de dicha zona siendo en la mayoría de los casos irreversible esta situación, sin embargo, una vez concluidas todas las actividades de construcción aunque también se puede hacer en forma paulatina es necesario realizar la siembra de vegetación nativa del área para lograr una adaptación eficiente y rápida, para el segundo caso la fauna nativa del lugar por las características propias de dichas actividades ya que al perder su hábitat tiene que emigrar a otros lugares quedando sólo fauna del tipo oportunista la cual deberá ser controlada por las autoridades correspondientes.

Durante las etapas de preparación del sitio y construcción de las instalaciones del emplazamiento, la erosión provocada por las actividades de desmonte y despilme no podrán ser prevenidas o mitigadas. Sin embargo, una vez que se concluyan las obras de construcción es necesario realizar una planteación con la vegetación nativa de la zona, esto es con la finalidad de restituir en lo posible el ambiente original.

En lo referente a la calidad del suelo, este elemento no podrá ser recuperado, hasta que hayan concluido todas las etapas de construcción. Para mitigar en lo posible esta afectación, será necesario reafirmar la necesidad de plantar especies vegetales en las zonas que así sean posible, y sobre todo con aquellas cuya capacidad de adaptación sea rápida (especies nativas).

El agua superficial será beneficiada siempre y cuando existan drenes adecuados para ello, tal como las bocas de tormentas ubicadas estratégicamente, principalmente en las calles de rodaje, de acceso y plataformas; asimismo, si se cuenta con una planta de tratamientos de aguas residuales, su calidad será significativa.

La economía de la región se vé beneficiada por la puesta en marcha del proyecto, tanto por la construcción y la operación del nuevo emplazamiento, así como por el arribo continuo de visitantes provenientes de otros lugares, generando una derrama económica, con lo que su estilo y calidad de vida de los habitantes de la región se verá beneficiada.

Se considera que la mayoría de las actividades de las etapas de preparación del sitio, la construcción de calles de rodaje y acceso, urbanización de zona de hangares, etc. no se deben de esconder los niveles de ruido (no rebasar el valor de los 68 Db (A) de las 08:00 a las 20:00 hrs.).

Para evaluar el impacto ambiental por ruido producto por las aeronaves, existen diversas normas y métodos recomendados internacionalmente contenidos en el anexo 16 del Convenio Sobre Aviación Civil Internacional. Sin embargo, los métodos en general además se consideran la altura del lugar y la temperatura, consideran el número de despegues y aterrizajes en un día representativo, el tipo de aeronaves incluyendo el número, la clase, el peso y la potencia de los motores para el despegue, entre otros factores. Sin embargo, es importante destacar que las aeronaves efectúan o efectuarán operaciones de carreteo, por lo que se estima en dichas aeronaves, que en forma intermitente generarán niveles de ruido muy variables (20 y 30 NEF). Por eso es necesario considerar durante el proyecto la localización estratégica de cortinas vegetales en las diferentes zonas del recinto aeroportuario para amortiguar en lo posible, las ondas sonoras que rebasen los valores máximos recomendables para esta zona, las cuales serán evaluadas mediante los criterios del método NEF (aunque los niveles de ruido en la mayoría de los casos no exceden los 68 Db).

NORMAS

Los efectos nocivos del ruido por la operación de equipos turboreactores en una comunidad, es de sumo cuidado, por el impacto que se manifiesta en la salud humana. Para la medición del ruido generado en los aeropuertos y que afectan a zonas aledañas, se han desarrollado diversas técnicas, que permiten predecir su impacto en la comunidad.

Dos de los métodos más importantes son:

- 1.- Modelo integrado de ruido.
- 2.- Método de área equivalente (AEM).

Ambos evalúan al conjunto de exposiciones de ruido que se generan en un aeropuerto, a consecuencia del producto de diversas operaciones en un período de tiempo determinado.

El INM incluye los siguientes métodos de medición para pronósticar los efectos del ruido por la operación de aeronaves:

- Pronóstico de exposición al ruido (INEF)
- Nivel promedio de sonidos diurnos-nocturnos (LDN)
- Nivel equivalente de ruido cotidiano a la comunidad (CNEL)
- Nivel de presión integrado de sistema ponderado (IA)

TABLA NEF	
ZONA	USO DEL SUELO RECOMENDABLE
A AREAS CERCANAS AL NEF 30	RESIDENCIAL, COMERCIAL, TURISTICO, EDIFICIOS PUBLICOS, AREAS VERDES E INDUSTRIAL SIN RESTRICCIONES
B NEF 30-40	COMERCIAL, AREAS VERDES E INDUSTRIAL SIN RESTRICCIONES, RESIDENCIAL, TURISTICO Y EDIFICIOS PUBLICOS, REQUIEREN DISEÑO ESPECIAL PARA MITIGAR EL RUIDO NO SE PERMITEN ESCUELAS, HOSPITALES, TEATROS Y AUDITORIOS
C NEF MAYOR DE 40	SE PERMITE EL USO COMERCIAL E INDUSTRIAL SIEMPRE Y CUANDO LOS DISEÑOS ARQUITECTONICOS INCLUYAN MEDIDAS DE MITIGACION, AREAS VERDES SIN LIMITACIONES

EVALUACION

Para la implementación del plan de crecimiento planeado y planificado de un aeropuerto (PLAN MAESTRO o PROYECTO), es necesario pasar en forma explícita y formal, por diferentes fases y etapas establecidas, para su autorización.

Cada plan es diferente, ya sea por las características de los elementos que integran al emplazamiento en estudio, al sector al que pertenece, su complejidad, etc; así como por el marco institucional en que debe desarrollarse.

La evaluación de un proyecto aeroportuario es el proceso mediante el cual se definen sus características principales, y cuya base se toma la decisión de aceptar, modificar o rechazar su realización.

INFRAESTRUCTURA

Durante la ejecución del proyecto aeroportuario, será necesario que se vayan realizando evaluaciones en forma parcial. Esto es a consecuencia de que las partes que autorizan y proporcionan el funcionamiento para la obra, exigen conocer el nivel de utilidad o rentabilidad de la inversión.

ASPECTOS

La evaluación comprende cuatro aspectos principales de cualquier proyecto principalmente aeroportuario. Estos son:

- 1.- Técnicos.
- 2.- Instituciones.
- 3.- Financieros.
- 4.- Económicos.

TECNICOS

Este aspecto de evaluación asegura que los proyectos estén correctamente concebidos; su diseño técnico y las normas sean las apropiadas. Esta evaluación examina las opciones técnicas consideradas, las soluciones propuestas, y los resultados esperados.

Otra parte importante es el análisis de las estimaciones de costos y el posible impacto del proyecto durante su ejecución en el medio físico y humano, a fin de asegurar que cualquier efecto adverso quede controlado o se reduzca al mínimo.

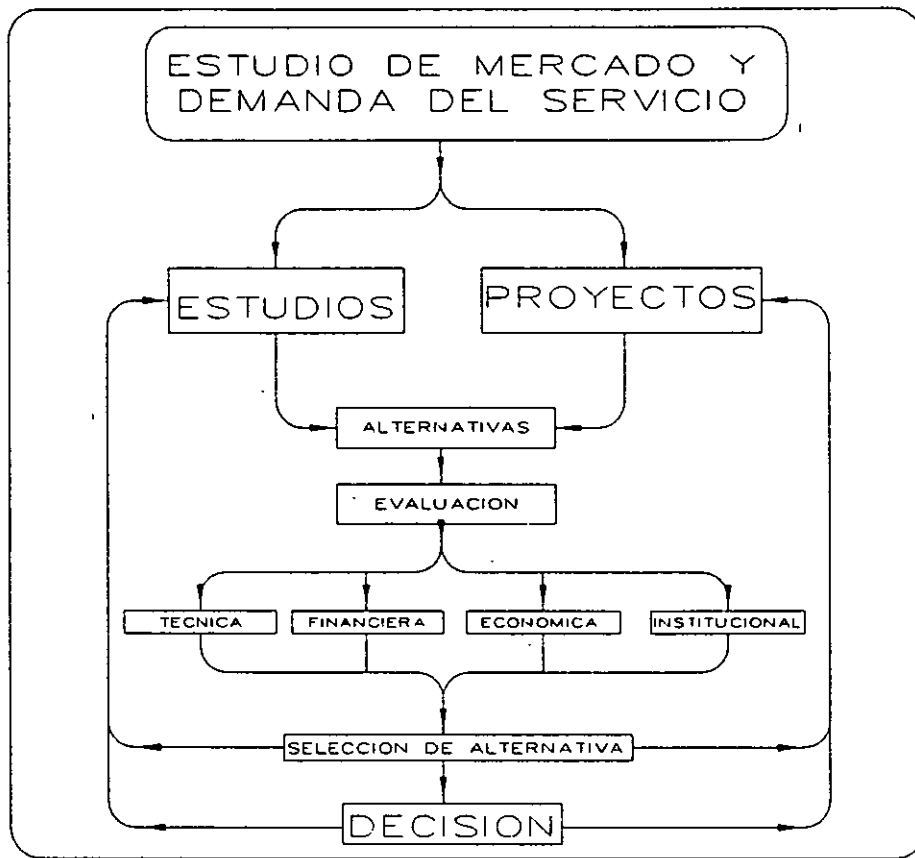
La transferencia de recursos financieros y la construcción de instalaciones físicas, por valiosas que sean, son menos importantes a la larga que la creación de una institución local sólida y viable. De todos los aspectos de un proyecto, el desarrollo institucional es el más difícil de tratar, esto es a consecuencia de depender una gran medida del medio cultural (planes de desarrollo municipal, estatal y nacional).

FINANCIEROS

La evaluación financiera es el estudio del comportamiento de un proyecto en lo referente a los ingresos y egresos de sus necesidades. El objetivo de esta valuación es analizar el flujo de ingresos y egresos (requisito base) para lograr una identificación con claridad de todos sus elementos participantes (toda fuente de ingresos, costo de inversión, costos de operación, costo y recuperación por desmantelamiento al final de la vida útil del proyecto), y seleccionar con anterioridad al inicio del proceso de evaluación, los parámetros de control, que se utilizarán de base para la aceptación o rechazo de un proyecto específico.

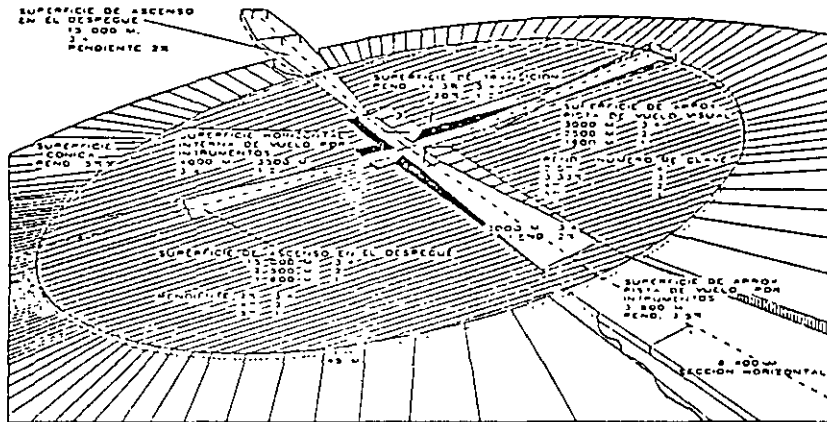
ECONOMICOS

La realización de cualquier proyecto aeroportuario tiene repercusiones tanto en la región en que se localiza, así como a nivel nacional, por abarcar en la medida de lo posible intereses significativos, debido a que los gastos que se realizan en la región por el proyecto, generan a su vez, ingresos para otras entidades económicas que también realizan gastos. Esta situación genera una demanda potencial no satisfecha, por crear la necesidad de elevar la producción, convirtiéndose en incentivos para otros proyectos de inversión.



ETAPAS DE ANALISIS DE UN PROYECTO AEROPORTUARIO

NOTA: LA FIGURA MUESTRA LAS SUPERFICIES LIMITADORAS DE OBSTACULOS EN UNA AERODROMO CON DOS PISTAS UNA PISTA DE VUELO POR INSTRUMENTOS Y UNA PISTA DE VUELO VISUAL AMBAS SON TAMBIEN PISTAS DE DESPEQUE.



SUPERFICIES LIMITADORAS DE OBSTACULOS

INFRAESTRUCTURA

El encadenamiento de repercusiones, viene a contribuir al crecimiento de la economía regional, ocasionando el crecimiento de la economía nacional (mejoramiento del nivel de vida de la población).

PLANIFICACION

La planificación aeroportuaria debe ser oportuna y cuidadosa para las ampliaciones de sus instalaciones, como lo indica el Plan Maestro, garantizar mejores y adecuados servicios con la finalidad de satisfacer una demanda esperada, prever reservas de terrenos para futuros crecimientos, restringir o en su caso evitar crecimientos urbanos en los alrededores del emplazamiento, cuidar que las áreas de aproximación y de despegue estén siempre libres de obstáculos, etc.

Para el establecimiento de la planificación de un emplazamiento, es necesario considerar los siguientes factores:

1.- El aeropuerto debe de contar con instalaciones que atiendan en forma segura y eficiente la demanda del tráfico aéreo; existir buenas comunicaciones terrestres; contar con un sistema interno para la atención del usuario, su equipaje y su transporte; contar con zonas para mantenimiento para las aeronaves; instalaciones para el control aéreo; seguridad contra siniestros; así como, la existencia de una administración tanto propia, como para las compañías aéreas y los concesionarios.

2.- La operación aeroportuaria tiene repercusiones directas tanto en el emplazamiento, como en su entorno, siendo de gran importancia el impacto generado por el ruido y la modificación que sufre el uso del suelo en las inmediaciones, al ubicarse industrias y apoyos externos en la región.

Los aeropuertos han evolucionado a grandes pasos, esto a consecuencia de la tecnología aeronáutica. Originalmente, en los inicios de la aviación las aeronaves eran de muy poco peso, su envergadura grande, y su capacidad contada, esto a consecuencia de que los aeropuertos eran simples pistas de terracería compactada, y los servicios prestados al pasajero se realizaban en una pequeña caseta.

Con el desarrollo tecnológico las aeronaves fueron más veloces, su capacidad y peso, aumento considerablemente. Esto orillo a que se adoptaran soluciones adecuadas para sus necesidades, como fue la construcción de pistas más largas y mayor número de calles de rodaje, planificación de los elementos del edificio terminal, desarrollo de áreas para la atención de pasajeros, equipaje, carga, correo, etc.

ELEMENTOS

Una instalación aeroportuaria puede estar constituida desde los elementales básicos, hasta las más complejas. Estos elementos están agrupados según su clasificación establecida, distribuidos en siete zonas. Estas zonas son las siguientes:

INFRAESTRUCTURA

1.- Zona de Operaciones

Esta zona esta destinada exclusivamente para la operación de aterrizaje, despegue y movimientos de carreteo de las aeronaves. Los elementos que lo integran son los siguientes:

Pista.- Unica pista paralela y convergentes.

Calles de rodaje.- Perpendiculares, paralelas y salidas de alta velocidad.

Ayudas visuales.- Sistema visual indicador de pendiente de Aproximación (VASIS), Luz indicadora de Alineamiento de Pistas (RAIL), luces indicadoras de extremo de pista (REIL), faro giratorio, cono de vientos, luces de aproximación, luces de borde de pista, calles de rodaje y plataformas.

Radio ayudas.- Control de tránsito aéreo (torre de control), radio faro omnidireccional (VOR), equipado de radio telemétrico (DME), Sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS), sistema de aterrizaje por microondas (MLS), tradar.

2.- Zona Terminal para Pasajeros de Aviación Comercial.

En esta zona se destina para la atención, servicio y procesos del pasajero de vuelo con itinerario fijo. En ocasiones también lo utilizan los vuelos fletados o charter. Esta zona consta de los siguientes elementos:

Plataforma de estacionamiento.

Edificio terminal.

Estacionamiento para automóviles.

3.- Zona Terminal para Pasajeros de Aviación General.

En esta zona se da atención, servicio y procesos al usuario particular y a compañías que efectúan vuelos de corto alcance. Sus elementos son los siguientes:

Plataforma de estacionamiento.
Zona de hangares.
Estacionamiento para automóviles.

4.- Zonas de Servicios de Apoyo a las Operaciones.

Esta zona esta integrada por los siguientes elementos:

Torre de control.
Edificio anexo oficinas.
Edificio anexo de máquinas.
Cuerpo de rescate y extinción de incendios (CREI).
Mantenimiento y control del aeropuerto.
Oficinas de apoyo a la operación.
Servicios a plataforma de estacionamiento.
Bodegas de las compañías aéreas.
Antenas de radio comunicación.
Mantenimiento del equipo de apoyo.
Almacenamiento de combustibles.

5.- Zona de Manejo de Carga

En este lugar se procesa y se da servicios a la carga que es enviada o recibida por vía tanto nacional, como internacional. Esta zona la integran los siguientes elementos:

Plataforma de estacionamiento.
Bodega (Aduana).

INFRAESTRUCTURA

Patio de maniobras.
Estacionamiento para automóviles.

6.- Zona de Mantenimiento para Aeronaves.

Este es el lugar donde las compañías aéreas dan mantenimiento a las aeronaves que operan. Sus elementos son los siguientes:

Plataforma para mantenimiento de aeronaves.
Hangares de las compañías aéreas.
Talleres de mantenimiento para las compañías aéreas.
Edificios para oficinas de mantenimiento.
Estacionamiento para automóviles.

7.- Zona Presidencial.

En esta zona se construye únicamente en aquel aeropuerto cuyo entorno se encuentran los poderes de la nación. Contando con los siguientes elementos:

Plataforma de estacionamiento.
Hangares oficiales.
Edificio de oficinas gubernamentales.
Salón oficial.
Estacionamiento para automóviles.

CAPITULO 2

EMPLAZAMIENTO

ESTUDIOS
PROYECTOS
INSTALACIONES EXTERIORES

Para poder llevar a cabo la construcción de un nuevo aeropuerto en una determinada región, es necesario realizar estudios preliminares tales como: meteorológicos, topográficos y aeronáuticos. Con estos estudios se podrá llevar a cabo la ingeniería básica la cual comprenderá la topografía de detalle, la hidrología y la geotécnica basicamente.

Con la ingeniería básica y un grupo interdisciplinado de diferentes especialidades técnicas se podrá realizar el proyecto ejecutivo completo para el nuevo emplazamiento, tomando en cuenta para eso las normas y métodos internacionales recomendados por la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), y las normas TERPS de la Federal de Aviation Administration (FAA).

Los estudios preliminares del aeropuerto a construir, son los que darán inicio a la determinación de la factibilidad técnica del nuevo emplazamiento; además de esta factibilidad se analiza la económica, estando en la posibilidad de definir la vialidad del proyecto.

ESTUDIOS

Para la selección del lugar en donde se localizará el nuevo emplazamiento en determinada región, es necesario efectuar una selección de varios lugares para de ahí recoger la mejor opción, para eso se realizan análisis cuantitativos y cualitativos, apoyados en estudios, primero del tipo meteorológicos, los cuales son de una gran ayuda si se considera que estos deben durar cinco años; segundo, estudios topográficos relacionados al levantamiento de accidentes naturales y todo aquello que se considere de gran utilidad para el proyecto del aeropuerto, como son: los edificios, vías de comunicación, arroyos, ríos, lagunas, etc.

EMPLAZAMIENTO

Y tercero, que es el estudio aeronáutico del lugar, donde es muy importante la previsión de la aeronave que operará, considerando las del tipo crítico, y las rutas aéreas que se cubrirán desde este sitio; con este análisis se determinarán los dimensionamientos de pista, calles de rodaje, plataformas, espacios aéreos y todo lo relacionado con la operación aeroportuaria, para ese lugar.

AERONAUTICO

La construcción de un nuevo aeropuerto exige gran cantidad de inversión económica, por ser su ejecución de gran envergadura. Esto exige que las instalaciones construidas no queden prematuramente obsoletas, ni que se derrochen recursos financieros, materiales y humanos. Para eso es necesario que el planeador y el planificador, prevean que todas las instalaciones del nuevo emplazamiento, su vida útil sea lo más dilatada posible.

Para lograr esta finalidad el nuevo emplazamiento deberá de contar con suficiente terreno para llevar a cabo las progresivas ampliaciones establecidas en su horizonte de planeación (Plan Maestro), al mismo ritmo que crezca la demanda de tráfico aéreo.

A fin de que la inversión económica rinda beneficios, es necesario, independientemente del terreno, cuidar por la seguridad de las operaciones aeronáuticas y evitar en todo lo posible, peligros y molestias a las poblaciones cercanas, todo esto sin que evite el crecimiento y la eficacia del nuevo aeropuerto.

EVALUACION Y SELECCION DEL EMPLAZAMIENTO

Con las previsiones de la demanda esperada o futura, el volumen y tipo de tráfico aéreo, así como el uso del aeropuerto, la selección del emplazamiento se divide en varias etapas: Estas comienzan con la determinación de la forma y dimensiones de área necesaria para el nuevo aeropuerto, el emplazamiento de las zonas que ofrece posibilidades de ampliación, y el exámen y evaluación de dichos emplazamientos.

ETAPAS

Las etapas principales de toda evaluación o selección de un nuevo emplazamiento, son las siguientes:

- 1°.- Determinación general de la extensión necesaria del terreno.
- 2°.- Situación de los emplazamientos.
- 3°.- Estudio preliminar de los probables emplazamientos.
- 4°.- Inspección del terreno.
- 5°.- Examen de los posibles emplazamientos.
- 6°.- Preparación de los planos esquemáticos y cálculo de gastos y egresos.
- 7°.- Evaluación y selección definitiva.
- 8°.- Informe y recomendaciones.

FACTORES

Antes de considerar los factores que intervendrán en el análisis cualitativo y cuantitativo de cada uno de los lugares propuestos para el nuevo aeropuerto, es necesario determinar en forma

EMPLAZAMIENTO

general, la extensión de terreno que probablemente se va a requerir. Para ello el planificador o proyectista considerará fundamentalmente el espacio necesario para la o las pistas, que por lo general constituyen la mayor parte del terreno exigido para un aeropuerto. A este fin, se deben de examinar los siguientes factores:

1° Longitud de las pistas.

2° Orientación de las pistas.

3° Número de pistas.

4° La combinación de la longitud, número y orientación de las pistas, trazará a manera general de la configuración de la zona aeronáutica, con efectos de cálculo para la magnitud del terreno necesario.

Una vez determinadas las dimensiones y tipo del aeropuerto, es necesario analizar estos datos, para posteriormente trazar en planos y mapas los posibles emplazamientos del aeropuerto a construir. La finalidad de este estudio es eliminar los emplazamientos inapropiados.

Realizada la evaluación general del terreno necesario, con base a un trazado provisional, el cual puede satisfacer las exigencias de un Plan Maestro para el nuevo aeropuerto, se podrá iniciar la recopilación de antecedentes de los diferentes sitios.

Los factores acerca de los cuales deberá recopilarse información son los siguientes:

ACTIVIDAD AERONAUTICA.- Consultar a las líneas aéreas, comerciales y privadas, asociaciones, y a todas aquellas personas que necesitan relacionadas con el nuevo aeropuerto.

DESARROLLO DE LA ZONA CIRCUNDANTE.- Proporcionar información con respecto a la utilización actual y futura de los terrenos, por parte de las entidades federativas del lugar.

CONDICIONES ATMOSFERICAS.- Obtener datos del lugar referentes a la presencia de niebla, clima, humo, etc. Los cuales pueden reducir la visibilidad y en consecuencia la capacidad del nuevo aeropuerto.

ACCESIBILIDAD AL TRANSPORTE TERRESTRE.- Observar y analizar las carreteras, vías férreas y rutas de transporte público del lugar.

DISPONIBILIDAD DE TERRENOS ADYACENTES.- Analizar y estudiar la disposición de terrenos adicionales a los necesitados, para futuras ampliaciones.

TOPOGRAFIA.- Observar y analizar los factores importantes que repercutirán en el costo de la construcción, tales como las excavaciones, rellenos, condiciones de drenaje, deficiencias del terreno, bancos de materiales, etc.

MEDIO AMBIENTE.- Observar y analizar el entorno del lugar en lo referente a las zonas naturales que están reservadas a la flora y fauna, y refugios migratorios, así como escuelas, hospitales, zonas habitacionales, etc., las escuelas podrían ser afectadas por el ruido generado por el nuevo aeropuerto.

EXISTENCIA DE OTROS AEROPUERTOS.- Observar y analizar las rutas aéreas para los aeropuertos que se encuentran relativamente cerca de el lugar en estudio.

EMPLAZAMIENTO

DISPONIBILIDAD DE SERVICIOS DE UTILIDAD PUBLICA.- Analizar las redes principales de suministro de energía eléctrica, agua, alcantarillado, gas, servicios telefónicos, combustibles, etc.

METEOROLOGICO

El estudio meteorológico para un aeropuerto que va proyectar tiene como finalidad poder prever la variación de los diferentes fenómenos atmosféricos que se presentan en el sitio de estudio.

ESTACIONES METEOROLOGICAS.- Las estaciones meteorológicas son casetas que en su interior están instalados instrumentos y aparatos para la interpretación de los fenómenos atmosféricos del lugar en estudio. Las estaciones deben de estar instaladas lo más cerca del lugar en el sitio más elevado del área, teniendo un acceso fácil.

Los instrumentos y aparatos, son los siguientes:

ANEMOCINEMOGRAFO.- Es el que registra las direcciones y velocidades respectivas de los vientos.

HIGROTHERMOGRAFICO.- Este registra las temperaturas y humedades relativas.

PLUVIOGRAFIA.- Es el que registra los volúmenes de precipitación.

PROYECTO DE TECHO.- Es el que ayuda a estimar las alturas respectivas de nubes.

ANALISIS

La información meteorológica utilizada para las operaciones aeronáuticas se referencian básicamente en los pronósticos de ruta y del aeropuerto. Donde, el primero describe las variaciones de los parámetros metereológicos a lo largo del trayecto que recorrerá la aeronave durante su vuelo comercial; el segundo consiste en informar de las diversas características de nubes, precipitaciones, condiciones de congelamiento y turbulencias, vientos y fenómenos atmosféricos, que pudieran presentarse durante la ruta aérea.

Esta información que es plasmada en el mapa del tiempo significativo, es entregado a la tripulación de la aeronave que realizará el vuelo comercial, previamente establecido por su empresa aérea.

NUBES

La medición de altura de las nubes se realiza por medio de estimaciones basadas comparativamente con alturas fijas y conocidas, como es el caso de globos, y aeronaves, principalmente. A continuación se presenta la clasificación de familias de las nubes:

NUBES ALTAS.-

Son las que presentan una altura media de su base de 6,000 mts. (20,000 pies), formandose por:

EMPLAZAMIENTO

Cirrus (Ci).- Que son nubes dispersas de apariencia delicada y fibrosa, sin sombras, por lo general de color blanco con apariencia sedosa.

Cirrocúmulus (Cc).- Capa o mancha cirriforme constituida de pequeños copos blancos o masas globulares muy pequeñas. Aparecen en grupos o hileras de ondulaciones parecidas a las que se forman en la arena de las playas.

Cirrostratus (Cs).- Son nubes de delgado velo blanquecino que no empeño el contorno del sol y de la luna, pero generan formaciones de halos. Cuando están sumamente dilatadas, el cielo presenta un aspecto lechoso o en ocasiones se presentan separadas dentro de la misma nube en forma desordenada.

NUBES MEDIAS.-

Estas nubes presentan una altura media de su cúspide 6,00 mts. (20,000 pies) y altura media de su base de 2,000 mts. (6,500 pies), formándose de:

Altocúmulos (Ac).- Es una capa o mancha formada por masas globulares planas, ya que los elementos se encuentran distribuidos regularmente en forma pequeña y delgada. Estos Elementos se distribuyen en grupos, hileras u ondas, tan juntas que en ocasiones los bordes se unen.

Altostratus (AS).- Nube de velo estriado o fibroso de color gris azulado. Esta nube tiene parecido a las del tipo cirrostratus grueso pero sin halo. El sol y la luna se pueden observar a través de ella con un resplandor parecido cuando se pasa por un vidrio esmerilado.

NUBES BAJAS.-

La altura media de su cúspide es de 2,00 mts. (6,500 pies) con altura media de su base, cerca de la superficie. A esta familia pertenecen las siguientes nubes.

Estratocúmulus (Sc).- Capa o mancha constituída de láminas, masas globulares o rollos, constituídas de elementos agrupados en hileras, hondas o alineados en una o dos direcciones.

Status (St).- Baja capa de nubes con aspecto de niebla sin que toque el suelo.

Nimbostratus (Ns).- Es una capa baja de nubes que contiene lluvia amorfa de color gris oscuro y casi uniforme con apariencia de estar iluminada desde su interior. Cuando produce lluvia, lo hace en forma continua.

NUBES DE DESARROLLO VERTICAL.-

Estas son nubes de altura media de su cúspide a la altura media de los cirrus (altura media de su base, 500 mts. (1,600 pies). Esta familia esta formada por:

Cúmulus (Cu).- Son nubes densas desarrolladas en forma vertical, donde en su parte superior tiene la forma de cúpula mostrando protuberancias redondas, y en su base esta es horizontal.

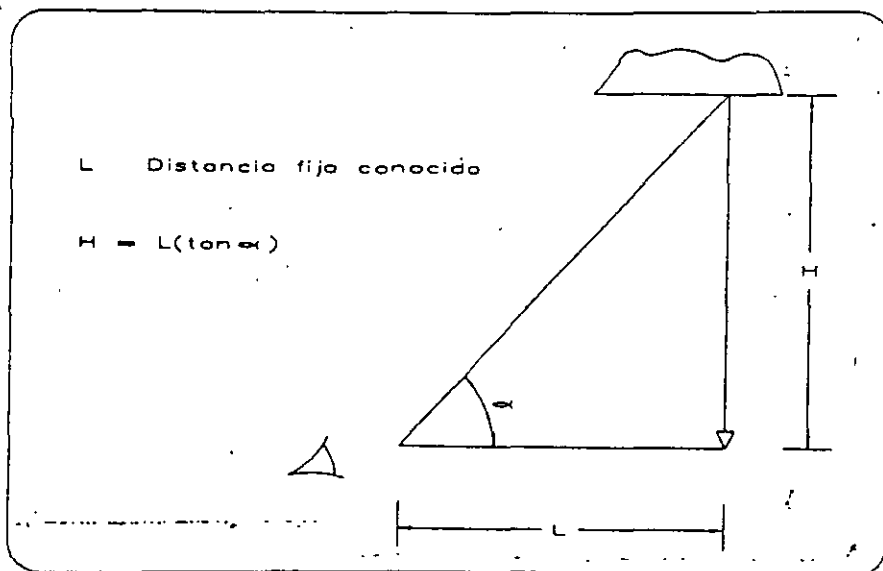
Cumulonimbus (Cb).- Son inmensamente masas de nubes desarrolladas en forma vertical, donde sus cimas tienen forma de montaña o torre, presentando en sus partes superiores una apariencia fibrosa, por lo general en forma de yunque.

EMPLAZAMIENTO

Estas nubes son muy oscuras con base horizontal y saliente considerable.

MEDICION DE TECHOS CON PROYECTOR

Un elemento para medir la base de las nubes es el proyector de techos. Este consiste en un proyector que proyecta un haz de luz hacia la base de las nubes, y con un clinómetro se puede medir el ángulo que existe entre el horizonte y la altura de la nube.



VISIBILIDAD HORIZONTAL

La visibilidad horizontal es la máxima distancia a la que se puede distinguir un objeto de características bien definidas, sin recurrir a aparatos de medición como los ópticos. La distancia se mide en millas náuticas, a través de la identificación de objetos fijos que rodean la estación meteorológica, tales como árboles robustos, cerros aislados, torres eléctricas, etc.

Cuando se informe de la visibilidad estimada en el reporte de techos y visibilidades, se deberán de incluir los fenómenos que en el momento de la observación bien pudieran obstruir la visión. Estos fenómenos son los siguientes:

NIEBLA (F).- Es una nube en contacto con el suelo. Su diferencia con la bruma es el color gris y humedad que es ligera o densa.

NIEBLA BAJA (GF).- Es cuando la nube no llega a cubrir la mitad del cielo, o cuando no alcanza la base de otras nubes.

NIEBLA HELADA (IF).- Es cuando la nube presenta temperatura muy baja y sin viento, en ocasiones se observan pequeños cristales de hielo.

TOLVANERA (BD).- Son grandes cantidades de polvo levantadas por el viento.

VENTISCA (BS).- Es nieve levantada por el viento a más de 2 mts. de altura.

TEMPESTAD DE ARENA (BN).- Arena levantada por el viento y acarreada en forma de nubarrones.

BRUMA (H).- Son partículas de sales en suspensión en el aire.

LLUVIA (R).- Es la precipitación de agua líquida cuyos elementos individuales tienen un diámetro de 0.5 mm. o mayor.

EMPLAZAMIENTO

HUMO (K).- Son partículas finas de cenizas en suspensión en el aire.

POLVO (D).- Son partículas de materiales orgánicos como la tierra, arena. etc.

LLOVIZNA (L).- En precipitación de agua líquida cuyos elementos individuales tienen un diámetro de 0.5 mm.

CONDICIONES METEOROLOGICAS

Los estudios meteorológicos que se realizarán en los lugares que están en estudio para la nueva instalación aeroportuaria, tienen como objetivo fundamental, el poder determinar la aviación de los fenómenos atmosféricos; coincida la magnitud de estos, se proporcionarán datos que vendrán a auxiliar eficazmente a las operaciones del nuevo emplazamiento, cuando este en operación, para lo cual esta información meteorológica se utilizará como apoyo específico para las futuras operaciones.

La zona del próximo emplazamiento debe de reunir las siguientes condiciones meteorológicas, las que se clasifican en tres partes, como son:

1° Condiciones climatológicas generales de la zona.

2° Consideraciones generales de las rutas aéreas que efectuarán al aeropuerto.

3° Condiciones especiales del lugar elegido para el nuevo emplazamiento.

Donde:

La primera indica las condiciones de utilización de todos los lugares situados dentro de la zona, refiriéndose a la climatología de la misma. De esta manera se obtienen datos de intensidad y frecuencia de dirección de vientos, por medio de diagramas mensuales y anuales, llamados rosas de vientos; los recorridos totales, es decir, el producto de la velocidad por el tiempo, temperaturas, presiones y humedad, lluvias y nieve, densidades con sus horas más frecuentes; número de días en que las nubes son de altura menor a los 200 mts. (650 pies), y las probabilidades de formación de tormentas en determinados meses.

La segunda en ocasiones un pequeño desplazamiento del proyecto dentro de la misma región, puede conducir a mejorar las condiciones futuras del próximo emplazamiento, como es el caso de las frecuentes brumas y por lo tanto de la mala visibilidad, que pudieran ser ocasionadas por la proximidad de núcleos fabriles y zonas montañosas. Esto también sucede en las proximidades de ríos, a consecuencia de la formación de nieblas debidas a la fuerte evaporación que existe en esos lugares.

Y la tercera, que por causas del relieve del suelo se pueden modificar las capas de aire más bajas, variando en parte la meteorología común a toda la zona; produciendo por este motivo corrientes ascendentes y descendentes, así como variaciones en las direcciones del viento, que habrán de tener en cuenta, por poder poner en peligro las operaciones de aterrizaje y despegue de las aeronaves, así como de las operaciones de aterrizaje y despegue de las aeronaves, así como de las maniobras a baja altura; y también determinarán cambios de dirección de las pistas previamente construidas.

A continuación se presentan en forma descriptiva y gráfica de los efectos naturales del aire en los diferentes relieves del suelo:

EMPLAZAMIENTO

Influencia de una cadena montañosa con fuertes escapes sobre el viento. Esta cadena origina hasta un 25% de torbellinos, los que hacen peligrosas zonas de este tipo.

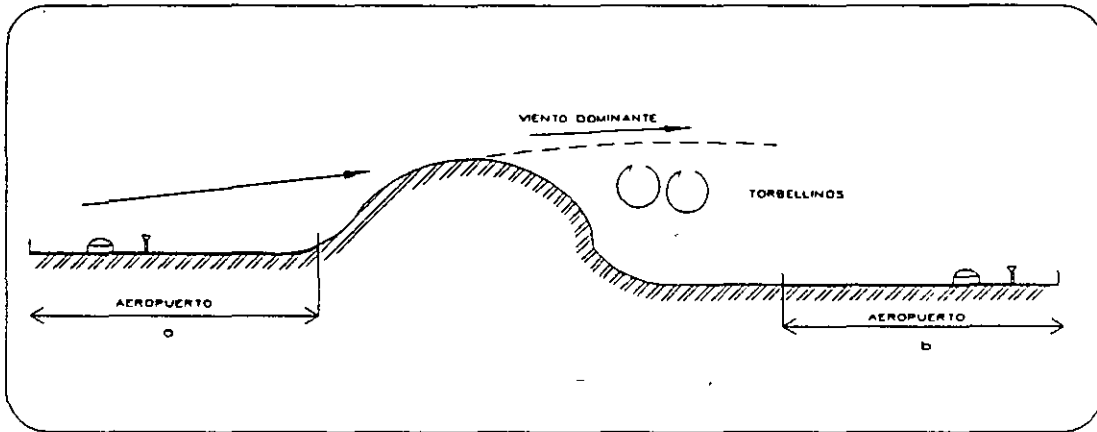
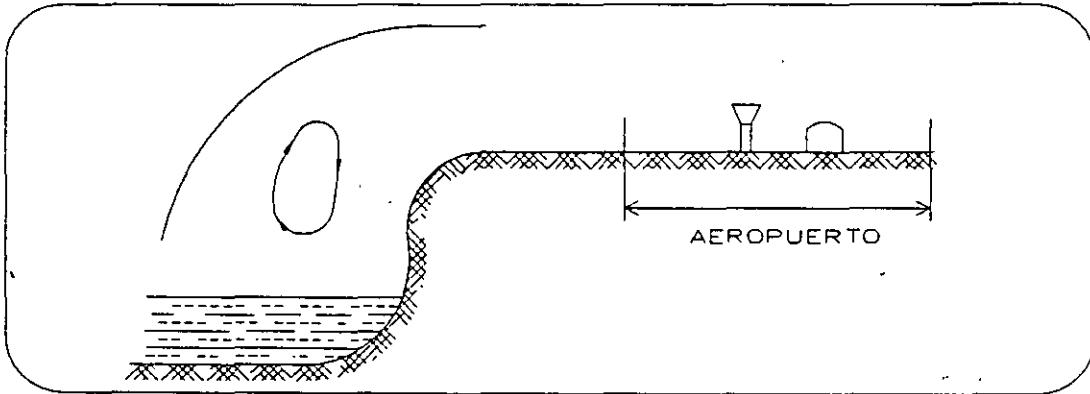
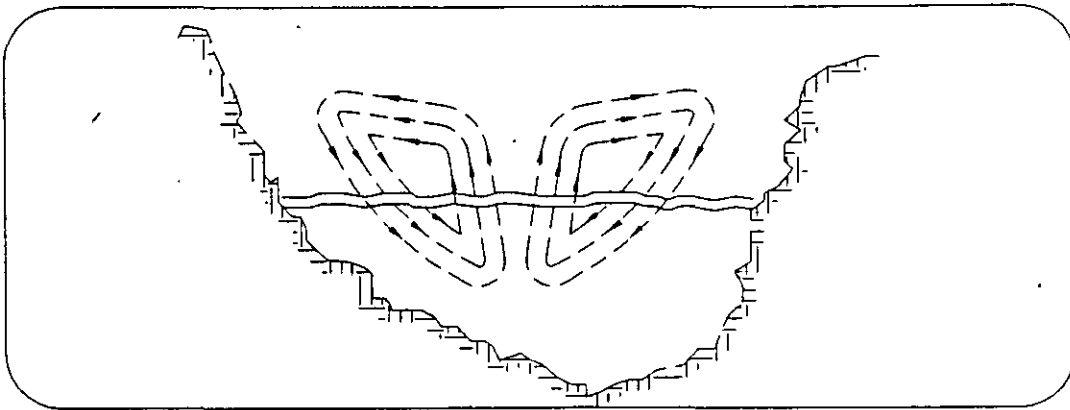


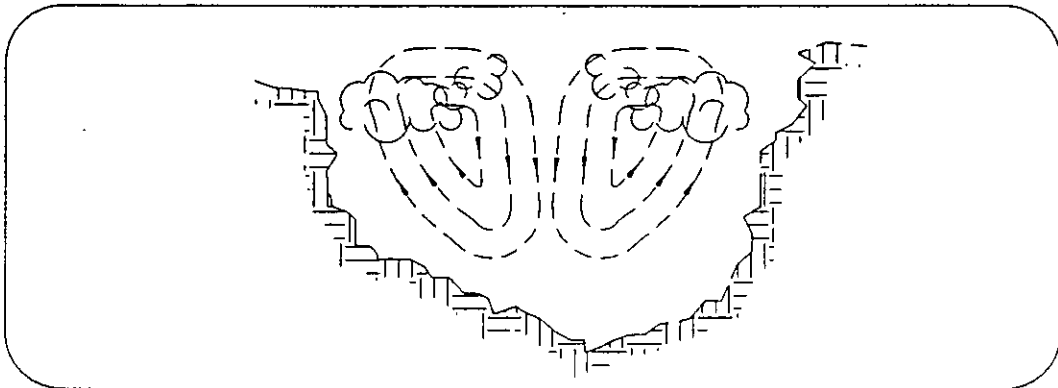
FIG. SUPERIOR EFECTOS QUE PRODUCEN POR VARIACIONES DEL RELIEVE DEL SUELO
FIG. INFERIOR INFLUENCIA DE UNA CADENA MONTAÑOSA SOBRE EL VIENTO

En los valles se establecen corrientes que de día remontan las laderas por el efecto del calentamiento de las mismas, ocurriendo lo contrario por la noche. Si estos tienen establecimientos fuertes, se producen aumentos de velocidad, corrientes verticales y torbellinos tanto horizontales como verticales si por el contrario, existen ensanchamientos, pueden producir por efecto térmico, corrientes muy intensas. Si el viento sopla en dirección normal a la del valle, se pueden producir fuertes turbulencias como se indica en las siguientes figuras:



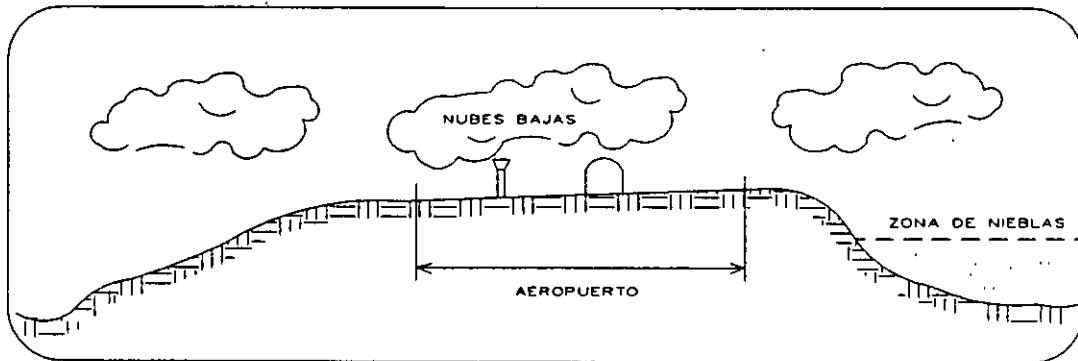
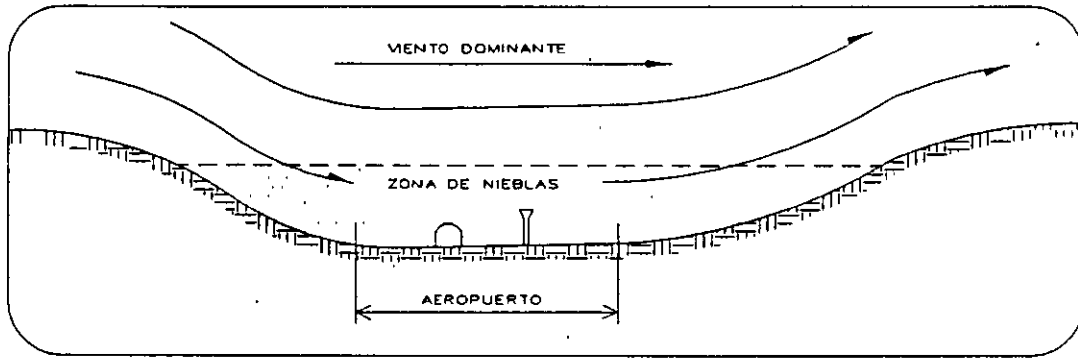
INFLUENCIA DE LOS VALLES SOBRE LAS CORRIENTES DE AIRE EN LA NOCHE

EMPLAZAMIENTO



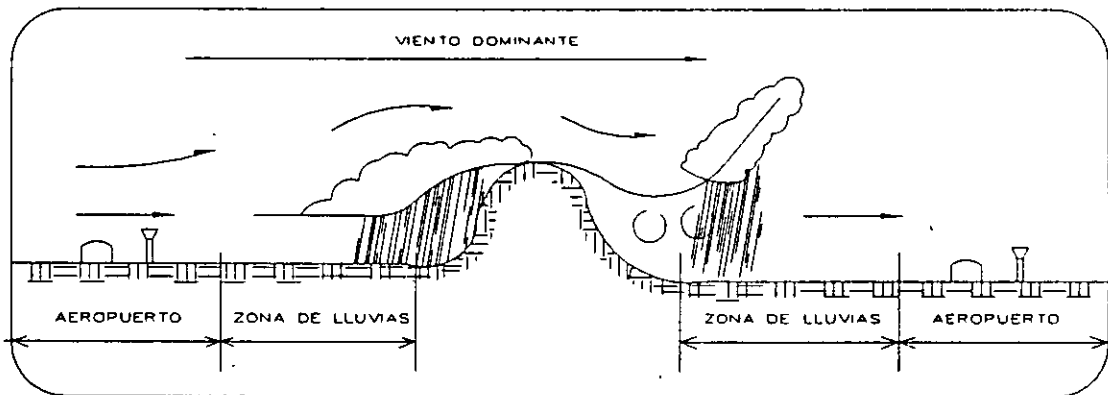
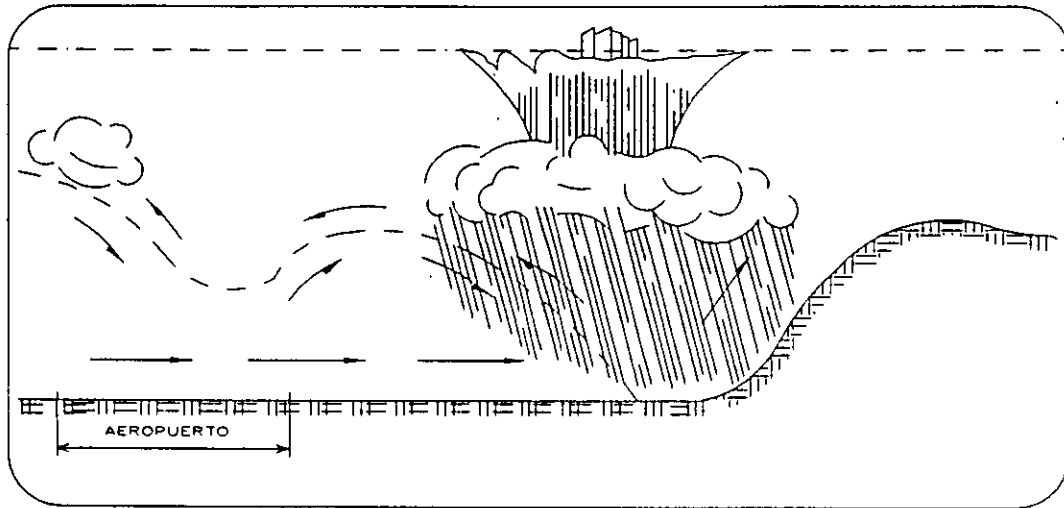
INFLUENCIA DE LOS VALLES SOBRE LAS CORRIENTES DE AIRE EN EL DÍA

El relieve favorece la formación de nubes en aquellos sitios donde existen grandes turbulencias, formándose nieblas en los valles estrechos, donde las corrientes de aire dan lugar a ráfagas ascendentes y descendentes como se muestra en la siguiente figura: así como en las mesetas próximas a los valles se presenta el peligro por las aeronaves, por las nubes bajas que existen con mucha frecuencia.



Las cadenas montañosas fijan las nubes a borlonto aún con vientos fuertes, por resultar favorecidas por las corrientes ascendentes de aire, ocurriendo lo contrario a sotavento. Cuando estas cadenas fraccionan un frente frío o caliente, se producen con mayores lluvias a ballovento. En las proximidades de las costas y durante el día y la noche en el mar.

EMPLAZAMIENTO



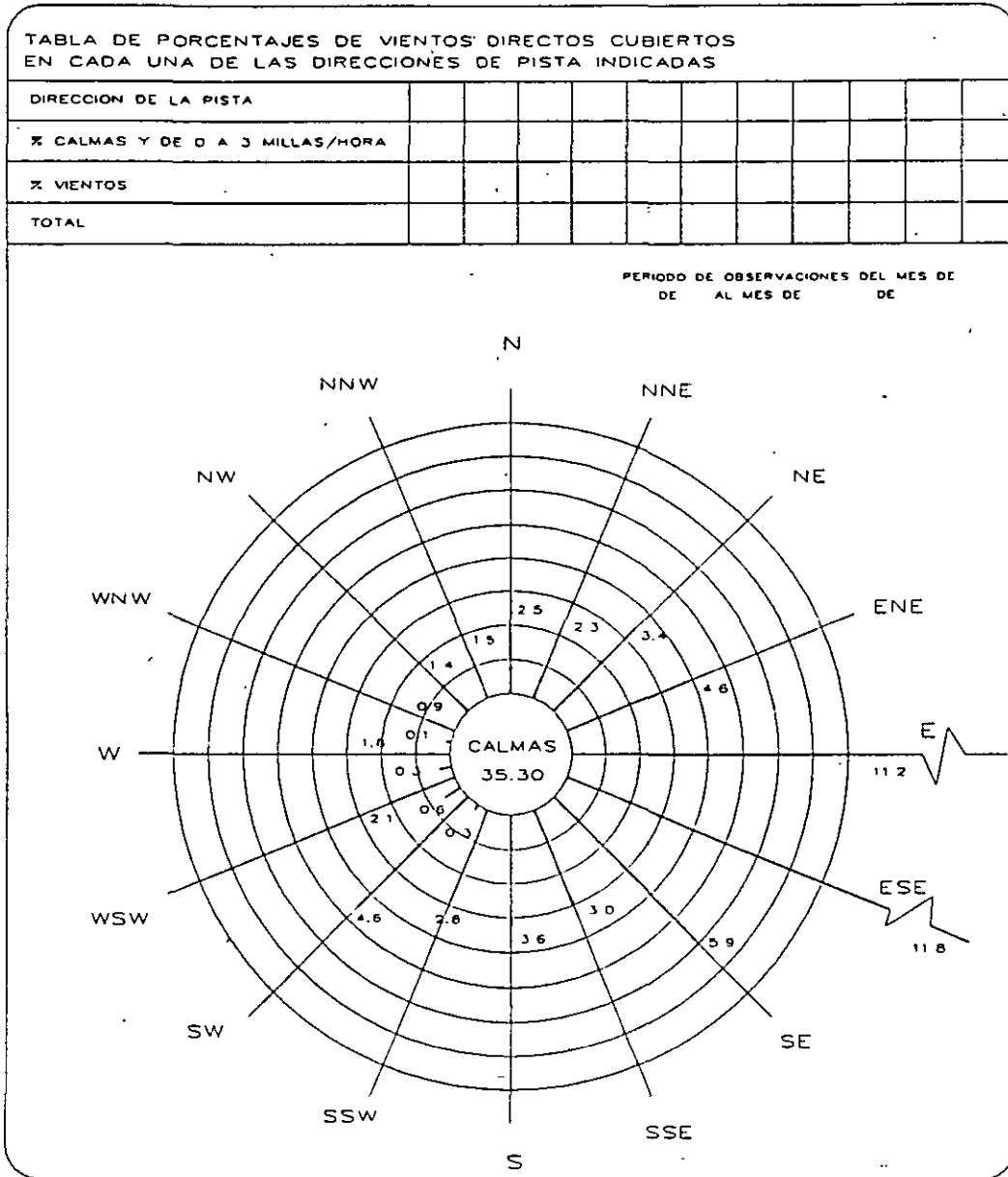
Mucho antes de que el aeropuerto sea una realidad, cuando apenas se tiene considerado el desarrollo de la terminal aérea y se ha llegado a determinar el sitio exacto para su construcción, deben de llevarse a cabo estudios que permitan conocer su entorno físico, con anticipación necesaria, se cuente con suficientes elementos que permitirán obtener el desarrollo máximo del proyecto y sus obras.

Los tres elementos básicos del tiempo atmosférico son: el sol, el viento y el agua; El primero suministra la energía que impulsa la masa atmosférica, produciendo como consecuencia los vientos y el oleaje en el mar, evaporando el agua y originando lluvias.

ROSA DE VIENTOS

Debido a las obvias ventajas que tiene el aterrizaje y despegue de las aeronaves en contra del viento, las pistas deben ser orientadas en el sentido de dos vientos dominantes. Las aeronaves no pueden operar con seguridad en una pista, cuando el viento de una componente grande, normal a su trayectoria. El estudio de las frecuencias e intensidades de vientos se efectúa por medio del diagrama de vientos, que consta de una rosa de 4,8 16 direcciones, en cuyos radios se toman longitudes proporcionales al número de horas en que sopla el viento en la dirección del radio, tomando esta de fuera al centro de la rosa. El reporte de estos diagramas puede ser semanal, mensual y anual, siendo estos últimos los que se utilizan para la orientación de las operaciones de acceso directo.

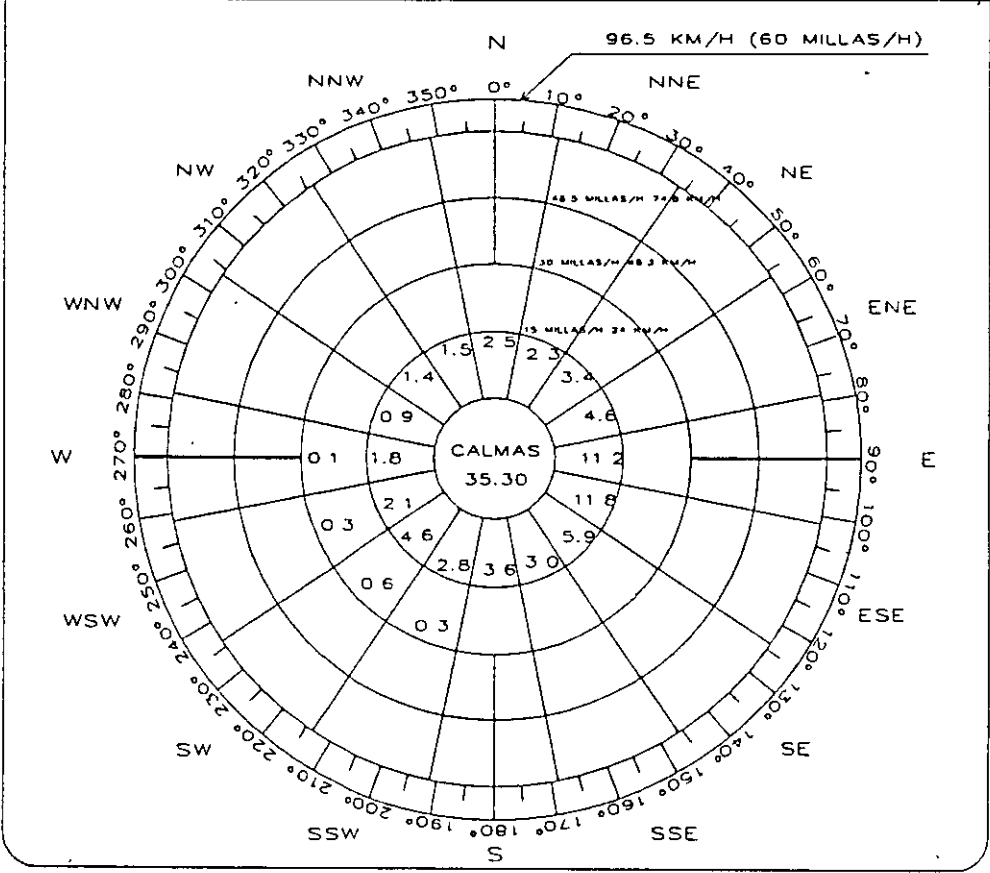
EMPLAZAMIENTO



ROSA DE VIENTOS DIRECTOS

CAPITULO 2

TABLA DE PORCENTAJES DE VIENTOS MAYORES DE 15 O MILLAS/HORA									
DIRECCION DE LA PISTA									
% CALMAS Y DE 0 A 3 MILLAS/HORA									
% VIENTOS DE 3.1 A 15 MILLAS/HORA									
% VIENTOS DE 15.1 A 30 MILLAS/HORA									
% VIENTOS MAYORES DE 30 MILLAS/H									
% TOTAL CUBIERTO									



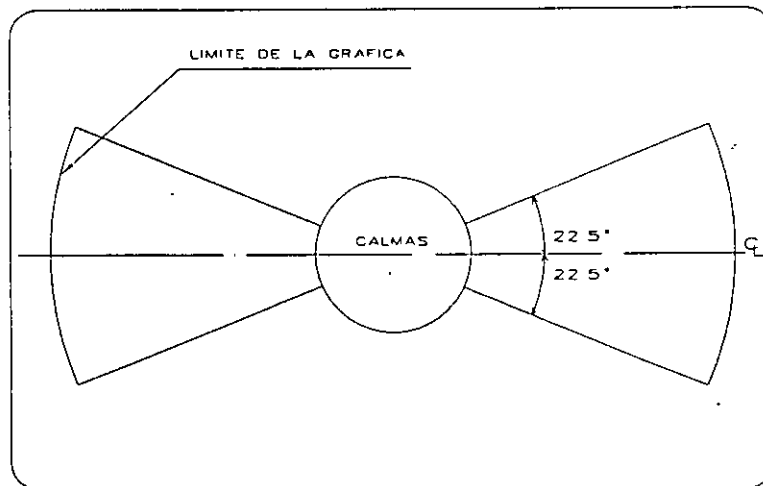
ROSA DE VIENTOS PARA VIENTOS CRUZADOS

151

EMPLAZAMIENTO

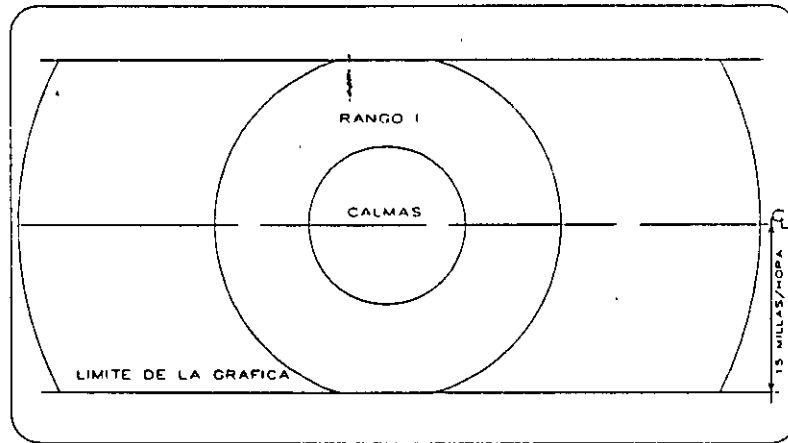
PLANTILLAS

Para el análisis de las rosas de vientos se elabora una plantilla correspondiente para cada caso. Para los vientos cruzados se utiliza la plantilla en forma de moño, cuya abertura es de 45° . Este ángulo se basa en especificaciones de la Federal Aviation Agency (FAA) para aeronaves, y es el ángulo máximo que el viento puede formar con la trayectoria de vuelo (viento directo).



PLANTILLA PARA VIENTOS DIRECTOS

Para la tabla de vientos cruzados, se elabora una pantalla rectangular de ancho equivalente a 30 millas/h medida a la misma escala de la rosa de vientos cruzados y de longitud igual al diámetro de la misma rosa.



PLANTILLA PARA VIENTOS CRUZADOS

TOPOGRAFICO

Una vez que se ha determinado la necesidad de construir una obra civil, su uso o fracaso depende en gran parte de las economías de construcción y operación, las cuales están plasmadas en el proyecto original correspondiente. Cuanto mayor sea el proyecto, tanto más dependerá la adaptación del mismo a las formas del terreno y de la protección de su ejecución. Como consecuencia, los levantamientos que determinen adecuadamente los detalles topográficos y los trabajos de replanteo que controlen con precisión las construcciones deseadas, son elementos esenciales para el éxito de una construcción.

EMPLAZAMIENTO

PLANIFICACION

Sin un conocimiento adecuado de la topografía y del material que deberá ser empleado, no se podrá plantear con éxito una operación topográfica. Una vez que se ha autorizado el proyecto y se conocen los resultados deseados del estudio topográfico, se debe de seguir el siguiente orden:

1°.- Elección de las exactitudes que se desean

2°.- Estudio del control existente

3°.- Reconocimiento de la triangulación, itinerario y nivelación, incluyendo la selección de las estaciones y probables puntos de referencia

4°.- Elección de instrumentos y métodos

5°.- Elección del cálculo y esquema de procedimiento

LEVANTAMIENTO TOPOGRAFICO

La elección de la exactitud del control básico depende de la finalidad del estudio. En general, debe utilizarse para un control básico horizontal y vertical.

POLIGONALES

Las poligonales son los elementos de levantamiento topográfico cuya magnitud es la distancia de un punto de origen a un punto final. Estas se clasifican en cerradas y abiertas.

Para los levantamientos topográficos de importancia es necesario referir las direcciones de los lados al norte astronómico, que para el caso de un nuevo aeropuerto se debe de ligar la poligonal al eje de la pista en diseño. Con lo cual se puede determinar directamente al azimut astronómico o en su caso particular, el rumbo astronómico calculado.

La medición de un ángulo horizontal se puede llevar a cabo en dos sentidos, a la derecha o a la izquierda del punto visado. Estas mediciones se pueden realizar de cuatro maneras diferentes:

- 1°. Por radiaciones
- 2°. Por intersecciones
- 3°. Por medida de ángulos
- 4°. Por deflexiones.

CIERRE LINEAL

La orientación más conveniente para los ejes del polígono es la de los puntos cardinales, ya que los ejes NORTE-SUR y ESTE-OESTE son los rumbos astronómicos.

La condición para que un polígono se cierre linealmente, es que la suma algebraica de sus lados sobre dos ejes rectangulares sea cero, independientemente en cada eje.

Por ejemplo:

suma de proyecciones N - suma de proyecciones S = 0
suma de proyecciones E - suma de proyecciones W = 0
se tiene que para cada lado del polígono:

EMPLAZAMIENTO

Proyección sobre el eje Y (N - S) = Longitud del lado X coseno del rumbo astronómico calculado.

Proyección sobre el eje X (E - W) = Longitud del lado X seno de rumbo astronómico calculado.

Proyección sobre el eje X (E - W) = Longitud del lado X seno de rumbo astronómico calculado.

Los rumbos que se están utilizando deben ser calculados en base al rumbo astronómico calculado de acuerdo a las deflexiones compensadas.

Las proyecciones hacia el norte (N) y hacia el este (E) serán positivas, y las proyecciones, como, por ejemplo; un lado del rumbo SW, se proyectará al sur y al oeste.

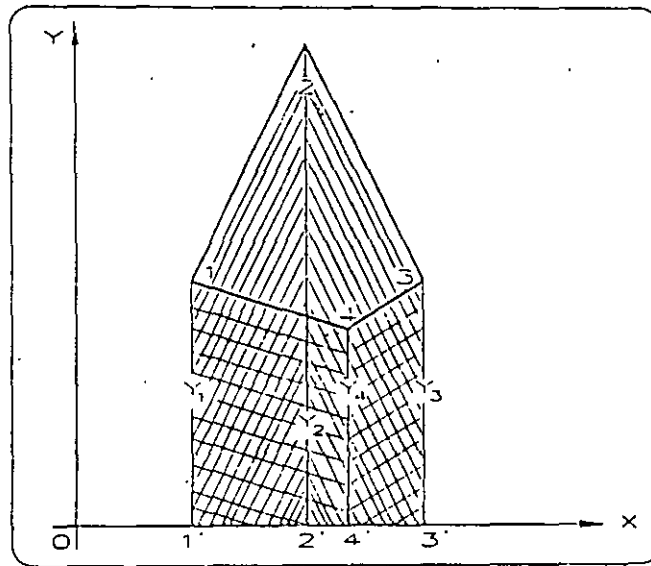
COMPENSACION DEL POLIGONO

La compensación que sufre cualquier polígono en su medición se puede realizar por varios procedimientos, de los cuales los más empleados son la regla de la brújula y la regla del tránsito. Donde; La regla de la brújula tiene numerosos usos en topografía, su ventaja fundamental es la determinar orientaciones que son totalmente independientes de cualquier medida; así como un nivel determina la horizontal en cada estación, la brújula determina el norte magnético.

Y la regla de tránsito se basa en que los errores de lectura en el levantamiento son accidentales y las medidas de ángulos son más precisas que las medidas de longitud.

CALCULO DEL AREA DE LA POLIGONAL

El cálculo del área del trazo de cualquier poligonal se lleva a cabo por medio del método de las coordenadas de los vérticales del polígono. Su fórmula se obtiene formando trapecios con cada lado, cuyas bases serán las coordenadas de los vertices y sus alturas las diferencias de las abcisas de cada uno.



FORMACION DE LOS TRAPECIOS DE LOS LADOS DEL POLIGONO Y EL EJE X PARA OBTENCION DEL AREA

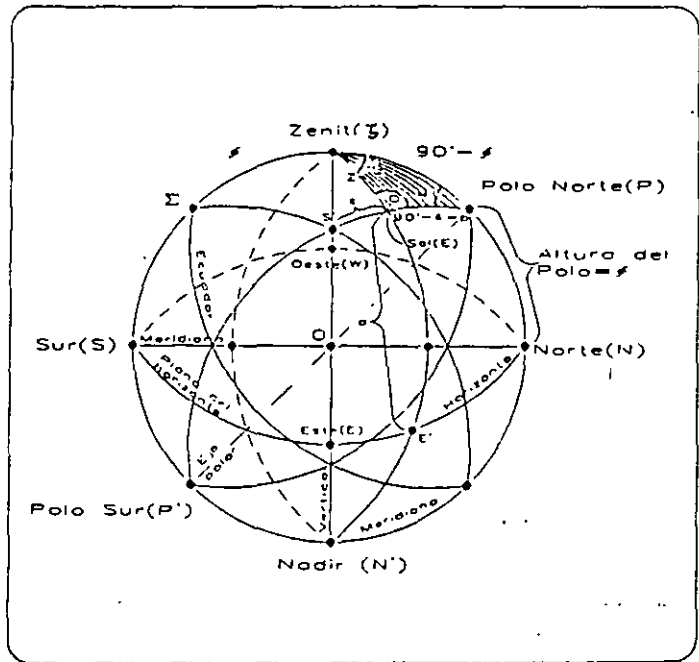
SISTEMAS COORDENADOS

Cada partícula de material de la tierra es atraída hacia otras partículas por la fuerza de la gravitación; sobre la superficie terrestre la dirección de la resultante de todas estas fuerzas es aproximadamente hacia el centro de la masa de la tierra.

EMPLAZAMIENTO

BOVEDA CELESTE

En cualquier lugar de la tierra en que se encuentre alguien, estará rodeado de un espacio que se extiende por igual en todas las direcciones y que no tiene límite. Este espacio es la esfera o bóveda celeste, como se muestra en la siguiente figura, donde:



ESFERA CELESTE

La primera línea es la "línea vertical", la cual esta contenida entre el zenit y nadir hacia abajo.

La segunda línea es el "eje polar", cuya intersección con la superficie de la tierra materializa los polos norte (P) y sur (P').

158

La tercera línea es la meridiana que es la intersección de los planos del meridiano y del horizonte.

PLANOS

A continuación se define por orden de importancia los planos que relacionan las líneas de la bóveda celeste:

PLANOS VERTICALES.- Son aquellos que contienen una línea vertical. Por cada lugar de la tierra pueden pasar varios planos verticales.

PLANO MERIDIANO.- Es el plano vertical que contiene la línea de los polos y la línea del zenit-nadir. Por cada lugar de la línea, sólo pasa un plano meridiano y los planos o círculos horarios, son los que contienen a la línea de dos polos.

PLANO DEL HORIZONTE.- Es el divide la esfera en dos partes iguales y es perpendicular a la línea vertical del lugar. El primer plano vertical es el que forma un ángulo de 90° con el plano del meridiano.

PLANO DEL ECUADOR.- Es el que divide la esfera celeste en dos partes iguales y es perpendicular al eje polar.

CIRCULOS HORARIOS.- Son los que contienen al eje polar.

MEDIANA

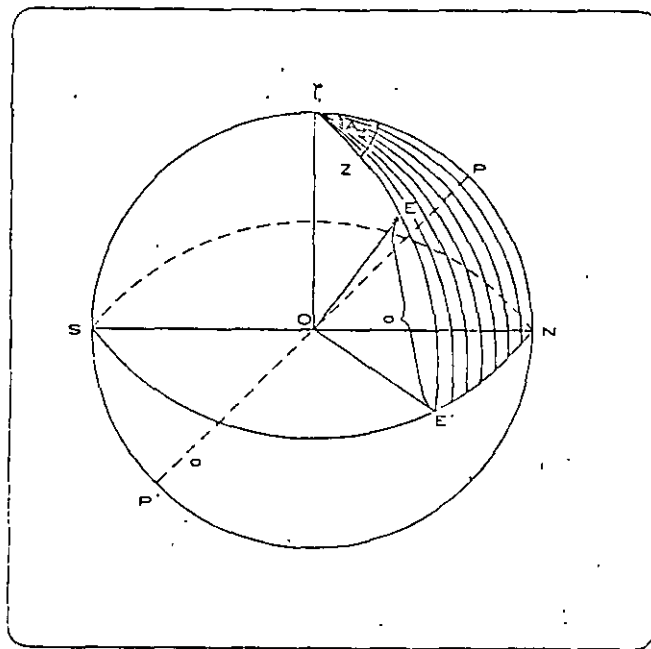
La mediana es la intersección de esta línea con los puntos cardinales norte y sur (N y S) de la esfera celeste. Y la intersección del primer plano vertical con el plano horizontal corta la esfera en los puntos este y oeste (E y W).

EMPLAZAMIENTO

El punto sigma (σ) se ubica en la intersección del meridiano origen con el ecuador y sirve como punto de partida para medir el ángulo horario (AH).

COORDENADAS CELESTES

Para fijar la posición de un astro como es el sol dentro de la esfera celeste, la astronomía de posición recurre a alguno de los tres sistemas de coordenadas existentes, que son:

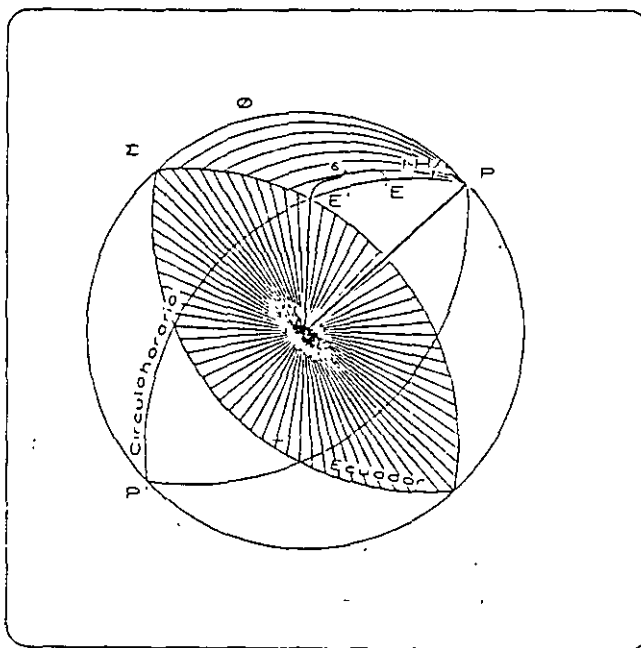


PRIMER SISTEMA COORDINADO (PLANO HORIZONTAL Y LA MERIDIANA)

1°.- El punto origen de todos los sistemas es el centro de la esfera celeste (centro de la tierra).

2°.- Cada sistema tiene un plano fundamental y un radio vector.

3°.- En cada sistema una de las coordenadas se mide a partir de una dirección fija del plano fundamental hacia 360°, y la otra coordenada se mide a uno y otro lado del plano fundamental entre 0° y 90°.

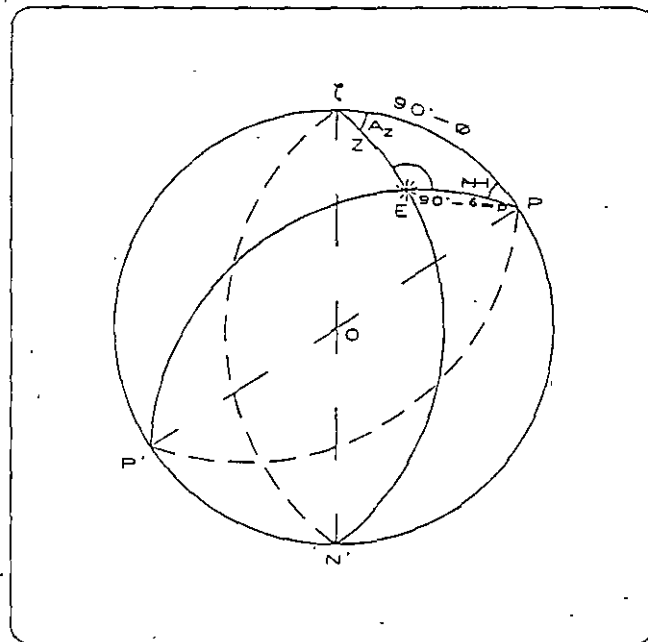


SEGUNDO SISTEMA (ECUADOR Y CIRCULO HORARIO)

EMPLAZAMIENTO

CORRECCIONES A LAS COORDENADAS

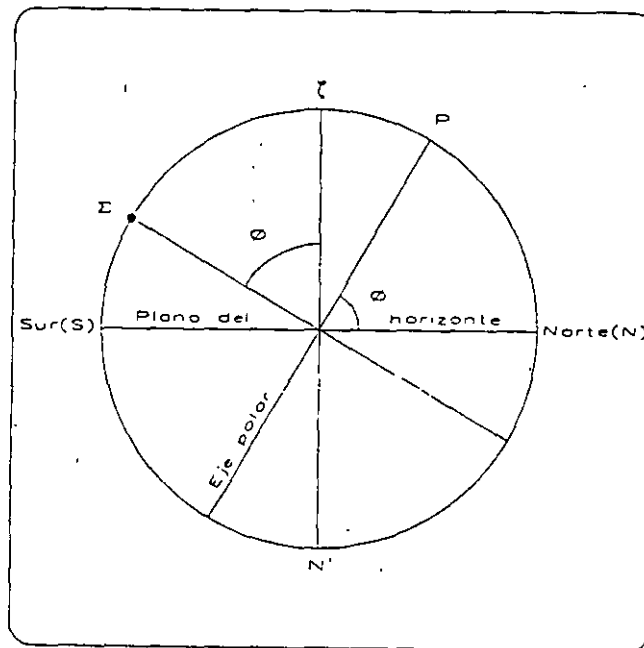
Las observaciones que se efectúan a los astros con los instrumentos apropiados resultan siempre alteradas por los errores debidos a la imperfección de ellos mismos, su uso, la forma de utilizarlos, el medio en que están instalados, así como el punto visado del astro cuando se tiene un diámetro sensiblemente grande, como es el caso del sol y la luna.



ELEMENTOS RELACIONADOS CON LA UBICACION DE UN ASTRO CUALQUIERAM (SOL)

LATITUD

La latitud astronómica o latitud geográfica es el ángulo que forma la vertical del lugar con el plano del ecuador. Este ángulo es igual al que forman la línea de los polos o el eje polar con el plano del horizonte. Si se considera la tierra como un plano, considerándola como el centro de la bóveda celeste, se observará que la latitud geográfica puede considerarse como la declinación del zenit.



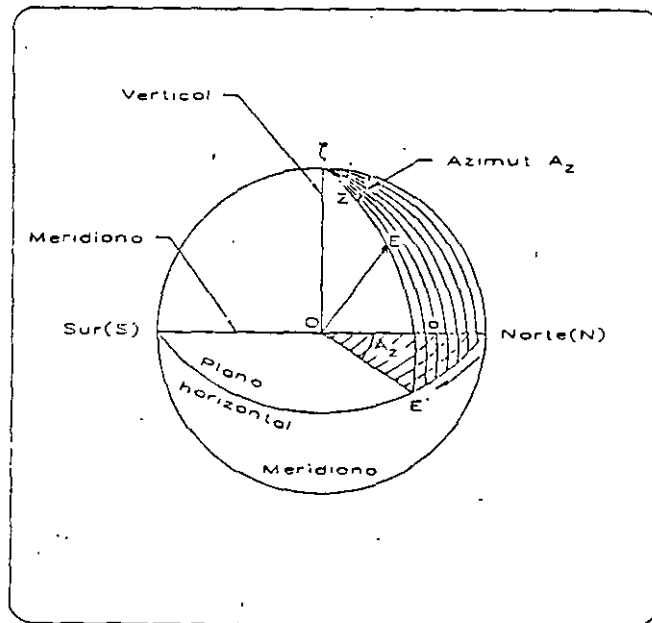
LATITUD

EMPLAZAMIENTO

AZIMUT

La determinación del azimut de una línea es una de las operaciones más importantes en geodesia y topografía. Es necesaria para el cálculo de posiciones geográficas en las que se basa para la elaboración de un mapa, así como para obtener las coordenadas ortogonales de un levantamiento topográfico.

Para la navegación aérea y también marítima, la determinación del azimut o rumbo que debe seguir la nave es una operación de rutina.



ELEMENTOS QUE DETERMINAN EL AZIMUT DE UN ASTRO

El azimut de una dirección es el ángulo diedro formado por el plano meridiano que pasa por el lugar y el plano vertical que contiene la dirección dada. También es el ángulo plano formado por la meridiana y la línea considerada, midiéndose de 0 a 360°, a partir del norte, en el sentido de las manecillas del reloj.

La determinación del azimut comprende las operaciones siguientes:

1°.- Medición del ángulo horizontal entre la línea considerada y la visual de un astro.

2°.- Cálculo astronómico del azimut del astro (sol).

El azimut deseado es igual del ángulo horizontal medio al astro.

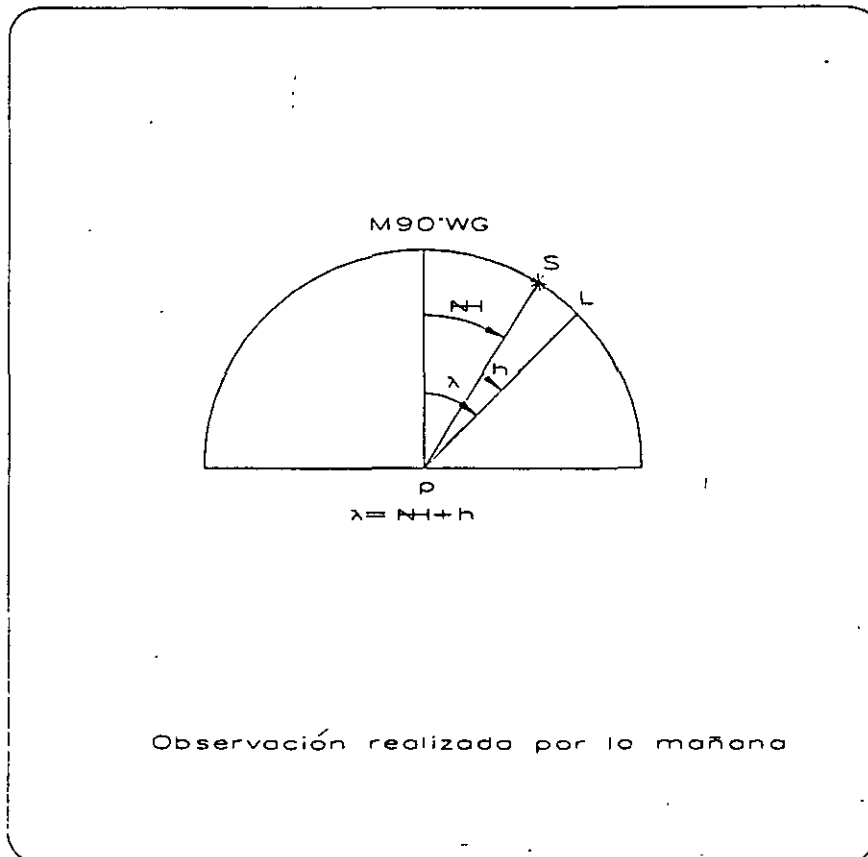
LONGITUD

En astronomía práctica, el ángulo diedro que es formado por dos meridianos terrestres y medidos en grados, es la diferencia de longitudes de los lugares por los cuales pasan los meridianos considerados de la circunferencia.

Uno de los meridianos es el que pasa por el observatorio de Greenwich y el otro por un lugar determinado L de la superficie de la tierra, el ángulo formado entre ambos es la longitud geográfica de L o simplemente su longitud.

Debido a la rotación de la tierra, que se efectúa con movimiento uniforme y cuya duración es de 24 horas, la distancia angular de un meridiano a otro, puede calcularse en tiempo y expresar la longitud en horas, minutos y segundos.

EMPLAZAMIENTO



VISUALIZACION DE LOS ELEMENTOS QUE INTEGRAN LA LONGITUD VISTOS DESDE EL POLO P

PROYECTOS

AERONAUTICOS

Una vez seleccionado el lugar donde se va a construir el nuevo emplazamiento, se procede a llevar a cabo el diseño y proyecto de la zona aeronáutica, conforme a normas y recomendaciones tanto nacionales, como internacionales (OACI).

Antes de efectuar las localizaciones de los posibles lugares para la construcción del nuevo aeropuerto, se debe de especificar si se va a utilizar en todas las condiciones metereológicas de vuelo visual, y si se ha previsto su empleo durante el día y la noche, o unicamente durante el día.

PISTA

La cantidad de pistas que deben de proyectarse para el nuevo aeropuerto, deben ser suficientes para poder atender las necesidades del tránsito aéreo predecido; así como el número de aeronaves, y su combinación o mezcla, principalmente en las horas pico y críticas.

Para esto la pista principal deberá estar orientada en la dirección del viento predominante, con un coeficiente de utilización mínimo del 95% de las aeronaves que emplearán esta zona aeronáutica. En el caso de que sean dos o más pistas, estas deberán orientarse de modo que las zonas de aproximación y de despegue se encuentren libres de obstáculos, con preferencia para que las aeronaves no vuelen directamente sobre zonas pobladas.

EMPLAZAMIENTO

Cuando se elija una pista del tipo por instrumentos, se deberá de prestar atención a las áreas sobre las cuales volarán las aeronaves cuando sigan procedimientos de aproximación por instrumentos y de aproximación frustrada, a fin de asegurarse que la presencia de obstáculos situados en el lugar no restrinja la operación.

COEFICIENTE DE UTILIZACION

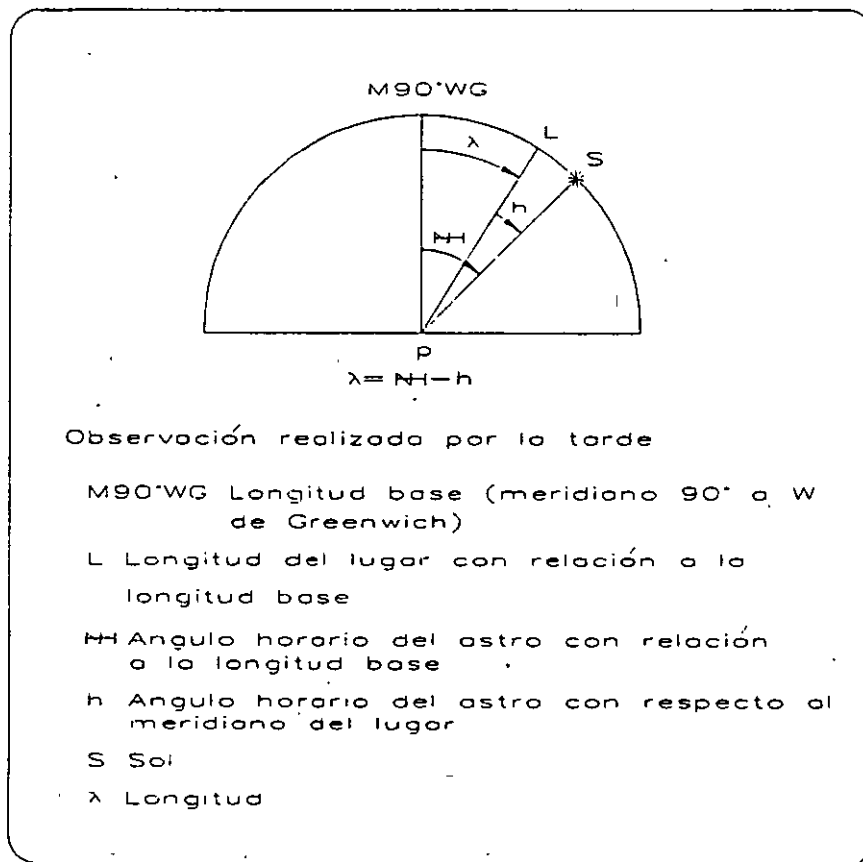
El coeficiente de utilización del 95% (ANEXO 14, OACI) se aplica para cualquier condición metereológica. Pero es recomendable examinar la velocidad y dirección del viento para diversas condiciones de visibilidad. Al aplicarse este coeficiente se supondrá en condiciones normales, impide el aterrizaje o despegue de una aeronave una componente transversal de viento que exceda de:

37 km/h (20 nudos).- Cuando se trata de aeronaves cuya longitud de campo de referencia es de 1,500 mts. o más. Excepto cuando se presenten con alguna frecuencia condiciones de eficacia de frenado deficiente en la pista, debido a que el coeficiente de fricción longitudinal es insuficiente, y en cuyo caso deberá suponerse una componente transversal de viento que no exceda de 24 km/h (13 nudos).

24 km/h (13 nudos).- Es para el caso de aeronaves cuya longitud de campo de referencia es de 1,200 mts. mayor, pero menor a 1,500.

19 km/h (10 nudos).- Es para aeronaves cuya longitud de campo de referencia sean menor de 1200 mts.

El cálculo del coeficiente de utilización debe estar basado en estadísticas confiables de datos de la distribución de los vientos de lugar en estudio, por un período no menor de cinco años. Estas observaciones deberán hacerse por lo menos ocho veces al día, en intervalos establecidos.



VISUALIZACION DE LOS ELEMENTOS QUE INTEGRAN LA LONGITUD VISTOS DESDE EL POLO P

EMPLAZAMIENTO

CONDICIONES DE VISIBILIDAD

Por lo general las características del viento en condiciones de escasa visibilidad difieren bastante unas de otras. Por esto, se debe realizar un estudio sobre las condiciones del viento con escasa visibilidad y o baja base de nubes en el lugar.

ESTUDIOS TECNICOS

Deberán de tomarse en cuenta las características topográficas del lugar y de sus inmediaciones, considerando: el cumplimiento de las disposiciones relativas de las superficies limitadoras de obstáculos; la utilización de los terrenos actuales y para el futuro; la longitud de pista a construir con sus crecimientos posteriores; costos de construcción, posibilidad de ayudas visuales y no visuales, de aproximación; la orientación y el trazado de la pista principal deberá de elegirse de tal manera que en la medida de lo posible se protejan por el ruido de las aeronaves las zonas especialmente habitadas, como zonas residenciales, hospitales, escuelas, etc.

LONGITUD

Los factores que influyen para el cálculo de la longitud de pista son los siguientes:

- 1°.- Características físicas y operaciones de las aeronaves a la que prestará el servicio del nuevo aeropuerto.
- 2°.- Condiciones meteorológicas, principalmente de viento y temperatura del lugar.

3°.- Características de la pista tales como pendiente y estado de la superficie.

4°.- Factores relacionados con el emplazamiento, como es la elevación del lugar, presión barométrica, y las limitaciones topográficas.

Cuanto mayor sea la velocidad del viento de frente que sopla en la pista, más corta será la longitud de pista que correrá una aeronave ya sea al despegue o al aterrizaje. A la inversa, un viento de cola aumenta la longitud de la pista requerida para el aterrizaje o despegue.

Cuando más elevada sea la temperatura del lugar, mayor longitud habrá de tener la pista requerida: Esto es consecuencia de que las temperaturas elevadas se traducen en densidades menores del aire, siendo este un factor que reduce el empuje producido por los motores de las aeronaves, así como su sustentación.

DISTANCIAS

Cuando el aeropuerto a construir vaya a disponer de pistas paralelas para uso simultáneo cuando existan condiciones meteorológicas de vuelo visual, la distancia mínima entre sus respectivos ejes es de:

1°.- 210 mts. cuando el número de clave para el nuevo aeropuerto sea 3 o 4.

2°.- 150 mts. cuando el número de clave del aeropuerto vaya a ser 2.

EMPLAZAMIENTO

3°.- 120 mts. cuando el número de clave del aeropuerto a construir sea 1.

Puede ser necesaria una separación mayor que la anotada en el párrafo anterior, pero de uso simultáneo en condiciones meteorológicas del vuelo por instrumentos.

En el caso de aproximaciones simultáneas de precisión por instrumentos, la separación mínima entre los ejes de las pistas paralelas será de 1,311 mts. Para las operaciones realizadas en esas condiciones, se requerirán determinadas ayudas electrónicas para la navegación aérea, como es el equipo de monitoreo, el control de tránsito aéreo y los procedimientos de aproximación especiales.

LONGITUD EFECTIVA DE LAS PISTAS

Al determinar la longitud de pista con que constará el emplazamiento, será necesario considerar los requisitos de despegue y de aterrizaje, así como la necesidad de efectuar operaciones en ambos sentidos de la pista. Entre las condiciones del tipo local se considerarán la elevación y la temperatura del lugar, pendiente de la pista, humedad y características de la superficie de la propia pista. Cuando no se conozcan los datos técnicos (performance) de las aeronaves que operarán en el nuevo aeropuerto, se determinará la longitud de la pista principal por medio del coeficiente de aplicación descrito en párrafos anteriores.

Cuando una pista este asociada con una zona libre de obstáculos, se podrá considerar satisfactoria la longitud. La decisión de proporcionar una zona de parada, o una zona libre de obstáculos, prolongará su longitud de diseño.

DISTANCIAS DECLARADAS

El complemento del cálculo de pista es el diseño de las zonas de parada y de zonas libres de obstáculos para las aeronaves ya sea en su operación de aproximación y de despegue, y la introducción de umbrales desplazados, todo esto dentro del concepto de "distancias declaradas". Seguidamente se indican los elementos principales que la integran:

RECORRIDO DE DESPEGUE DISPONIBLE (TORA)

Es la longitud que se ha declarado disponible y adecuada para recorrido en tierra de una aeronave que va a despegar.

DISTANCIA DE DESPEGUE DISPONIBLE (TODA)

Es la longitud del recorrido de despegue disponible, más la longitud de la zona libre de obstáculos (si existiera).

DISTANCIA DE ACELERACION PARADA DISPONIBLE (ASDA)

Es la longitud de zona de parada (si existiera).

DISTANCIA DE ATERRIZAJE DISPONIBLE (LDA)

Es la longitud de la pista que se ha declarado disponible y adecuada para el recorrido en tierra de una aeronave que aterrice.

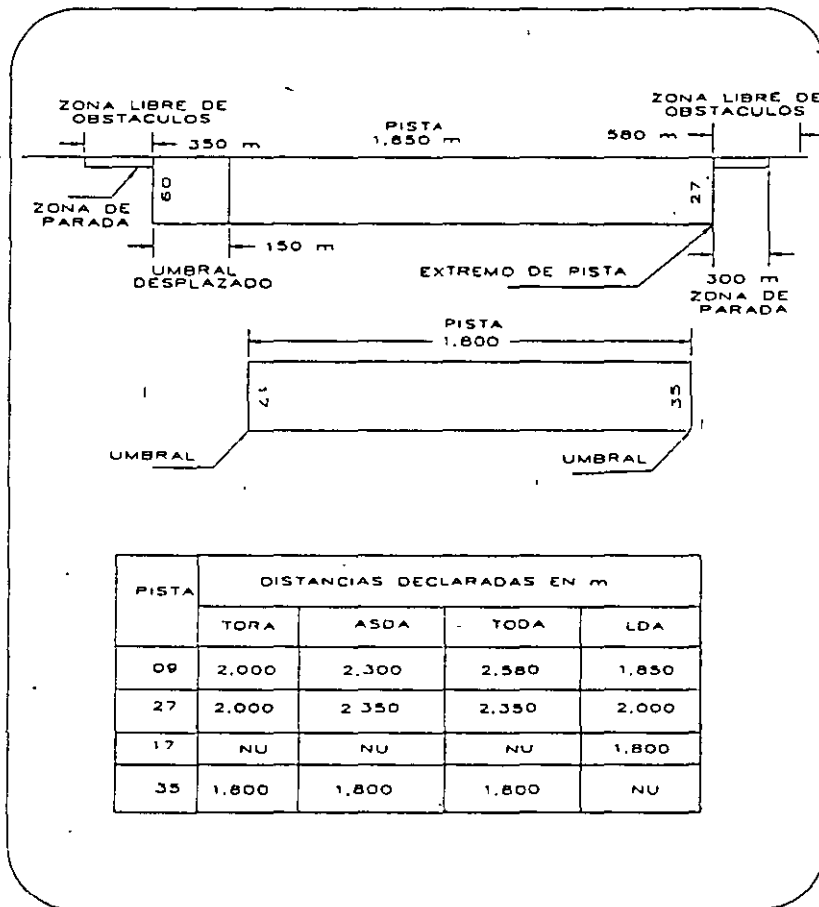
EMPLAZAMIENTO

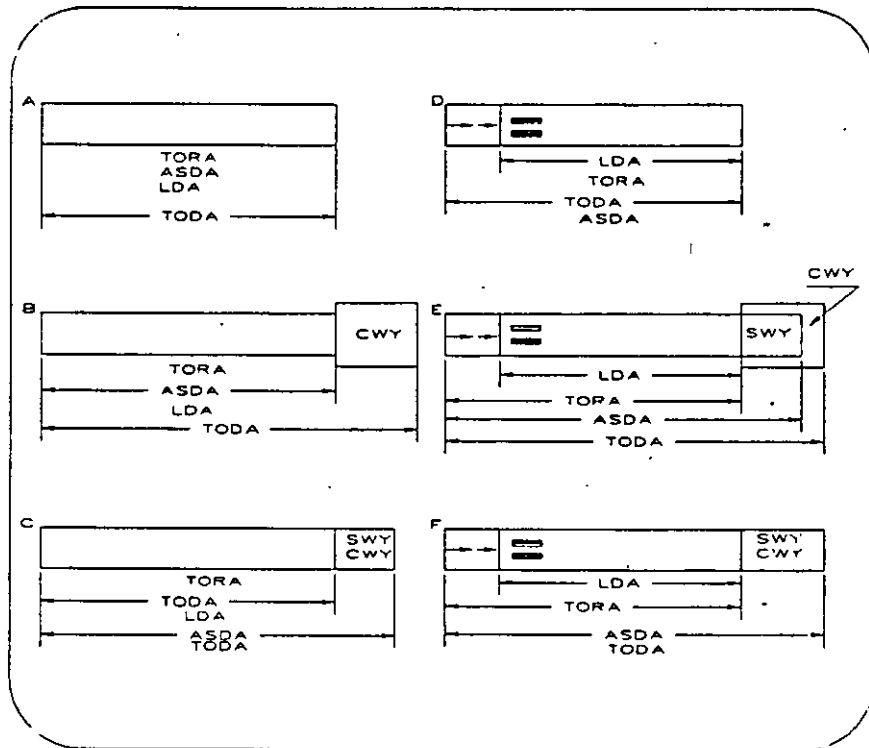
Existen además dos casos adicionales para determinar la distancia de despegue para las zonas de parada y zonas libres de obstáculos:

CASO NORMAL.- Con todos los motores funcionando.

CASO CRITICO.- Con fallas de motor.

A continuación se presenta en forma gráfica las distancias declaradas y su aplicación:





DISTANCIAS DECLARADAS

EMPLAZAMIENTO

Donde:

La distancia de despegue (TOD) debe ser el 115% de la distancia que la aeronave necesita para alcanzar una altura de 10.7 mts. (35 pies), considerando que la zona libre de obstáculos puede formar parte de la distancia.

La zona libre de obstáculos (CWY) deberá tener como máximo una longitud igual a la mitad de la diferencia del 115% de la distancia de despegue necesaria para alcanzar una altura de 10.7 mts. (35 pies), y la distancia al punto de despegue (LOF). El resto de la distancia de despegue se identificará como recorrido de despegue (TOR).

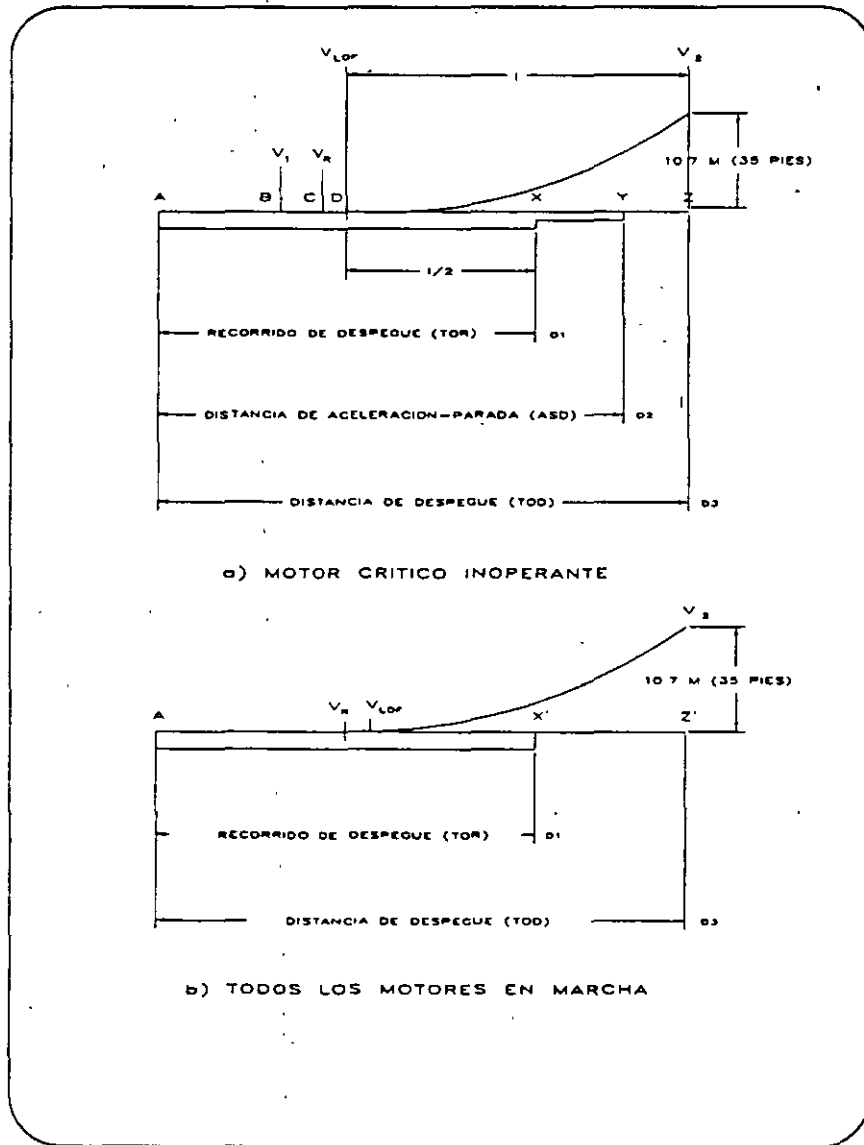
Para el caso de falla de motor, la distancia de despegue (TOD) será igual a la distancia necesaria para alcanzar una altura de 10.7 mts. (35 pies), sin ningún porcentaje de aumento; donde la zona libre de obstáculos deberá ser igual a la mitad de la diferencia entre la distancia necesaria para alcanzar una altura de 10.7 mts. (35 pies) y la distancia al punto de despegue (LDF). Para este caso se requerirá una distancia adicional para que la aeronave se detenga; esta distancia se define como distancia de aceleración-parada (ASD). Sin embargo, es relativa la falla de un motor del tipo turboreactores, para esto se permite una zona de parada (SWY) como parte de la ASD:

NOTA: Para mayor información, recurrir al anexo 14 y 15 de la OACI.

OPERACION

Las limitantes de utilización de la performance de la aeronave, requieren que se disponga de una longitud de pista lo suficientemente larga, como para asegurar que después de iniciar

el despegue, pueda detenerse con seguridad, o conducirlo sin ningún peligro.



EMPLAZAMIENTO

Donde: **V (1)** es la velocidad en que la aeronave presenta la falla de motor y el piloto decide proseguir el vuelo o no. Si la falla ocurre después, el piloto no deberá detenerse sino proseguir el despegue. A esta velocidad se le conoce como velocidad de decisión.

V (2) es la velocidad mínima o velocidad segura de despegue, a la que se permite ascender a la aeronave, después de alcanzar la altura de 10.7 mts. (35 pies) con el objeto de mantener por lo menos la pendiente ascendente mínima requerida sobre la superficie de despegue durante el ascenso con un motor inactivo.

V (R) es la velocidad de rotación de la aeronave cuando el piloto levanta el tren de aterrizaje de la proa.

(VLOF) es la velocidad aérea calibrada en la aeronave entra en sustentación en el aire. También se le conoce como velocidad en el punto de despegue.

TRAYECTORIA DE DESPEGUE

La trayectoria de despegue de la aeronave es cuando esta alcanza una altura de 10.7 mts. (35 pies) sobre el nivel de la pista, continuando su ascenso hasta que tiene una altura de 457 mts. (1,500 pies) sobre la misma superficie.

Esta última trayectoria de vuelo se divide en cuatro segmentos, donde el penúltimo y el último se consideran en ocasiones de transición.

El primer segmento se inicia cuando la aeronave se encuentra a una altura de 10.7 mts. (35 pies) sobre el nivel de la pista, hasta que se retrae el tren de aterrizaje.

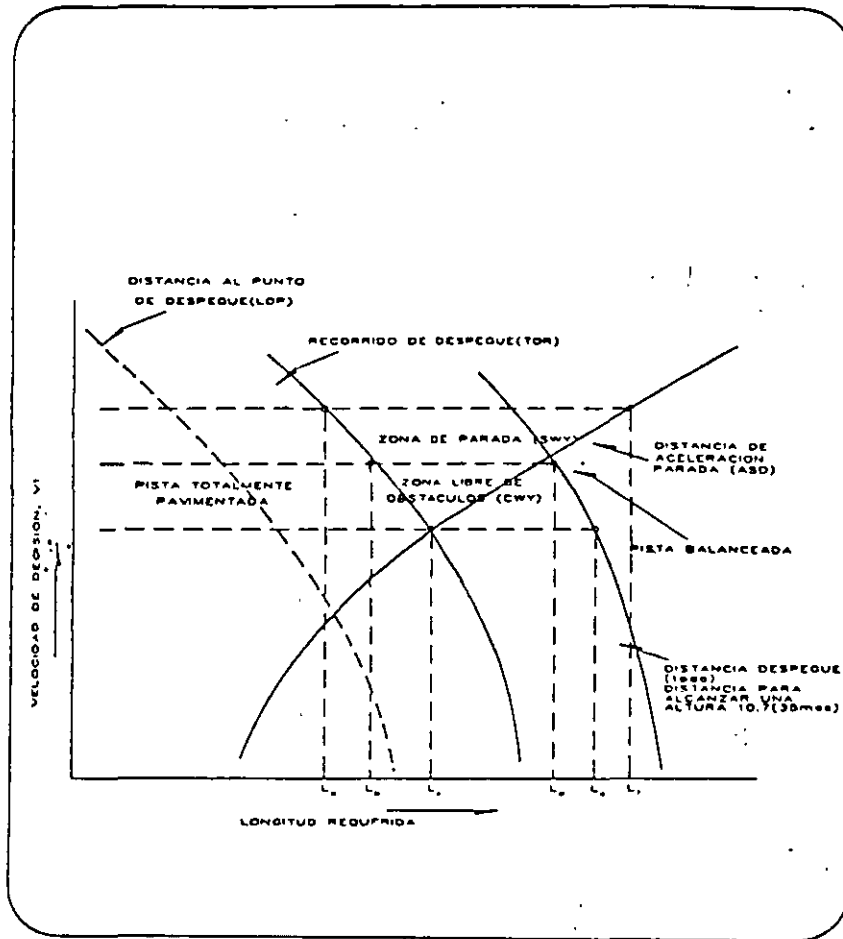
El segundo segmento se inicia a partir del punto donde se retrae el tren de aterrizaje y termina cuando la aeronave alcanza una altura de 122 mts. (400 pies).

El tercer segmento comienza cuando se tiene una altura de 112 mts. (400 pies) y termina cuando se retraen las aletas de la alas de la aeronave que va en ascenso.

El cuarto o segmento final termina cuando la aeronave alcanza una altura de 457 mts. (1500 pies).

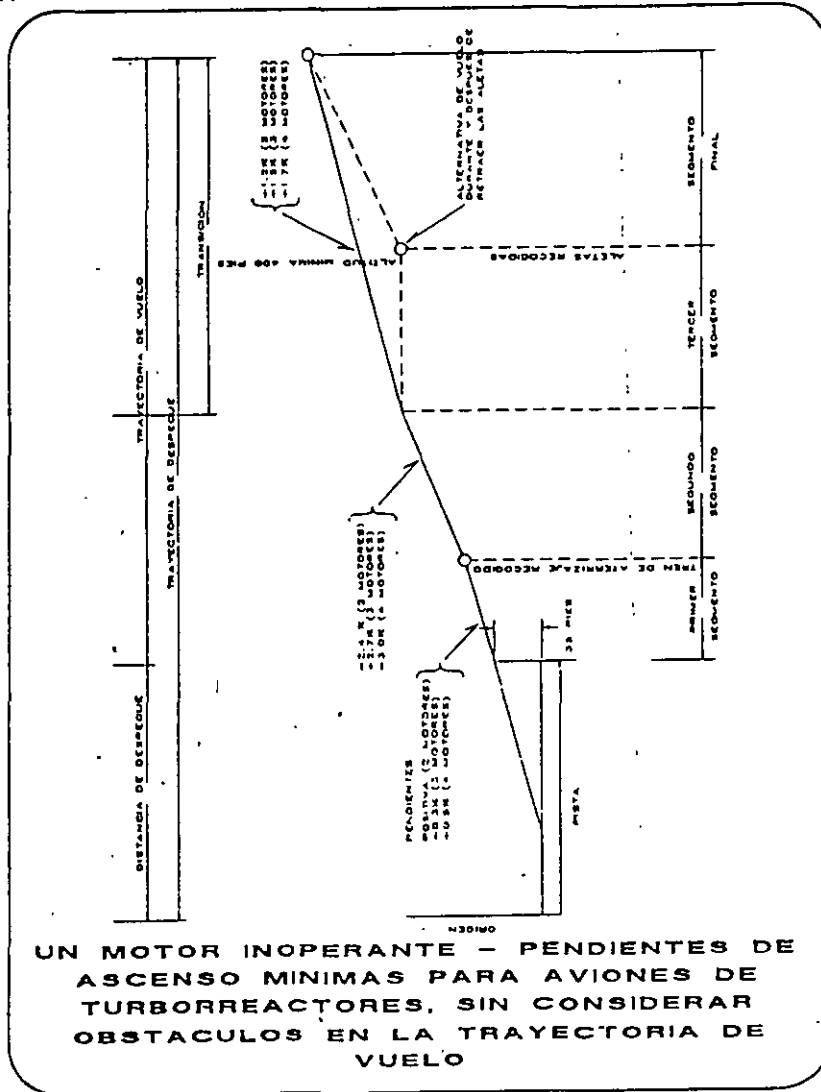
Cuando se encuentren obstáculos en la trayectoria de despegue, las pendientes mínimas de ascenso no se podrán aplicar.

EMPLAZAMIENTO



PISTA NECESARIA PARA DESPEGUES DE AERONAVES TURBORREACTORAS CON FALLA DE UN MOTOR

180

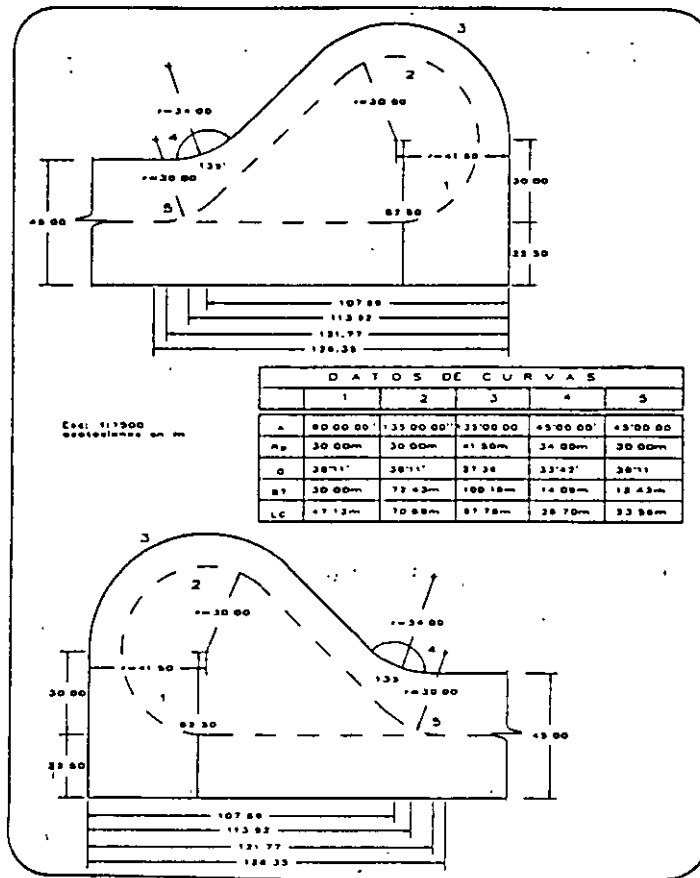


UN MOTOR INOPERANTE - PENDIENTES DE ASCENSO MINIMAS PARA AVIONES DE TURBORREACTORES, SIN CONSIDERAR OBSTACULOS EN LA TRAYECTORIA DE VUELO

EMPLAZAMIENTO

GOTAS

Las gotas son ampliaciones en las cabeceras de la pista, diseñadas y proyectadas para que el viaje de las aeronaves sean más rápido y eficiente.



GOTAS DE RETORNO PARA PISTA DE ANCHO DE 45 MTS.

182

CALLES DE RODAJE

La proyección de las calles de rodaje es la de proporcionar un equilibrio entre las operaciones aeronáuticas y la pista, plataformas, estacionamiento y de servicio. El sistema de calles de rodaje deberá de diseñarse de tal manera que la capacidad de acomodo del volumen de tráfico que requerirá el nuevo aeropuerto sea lo más óptimo posible.

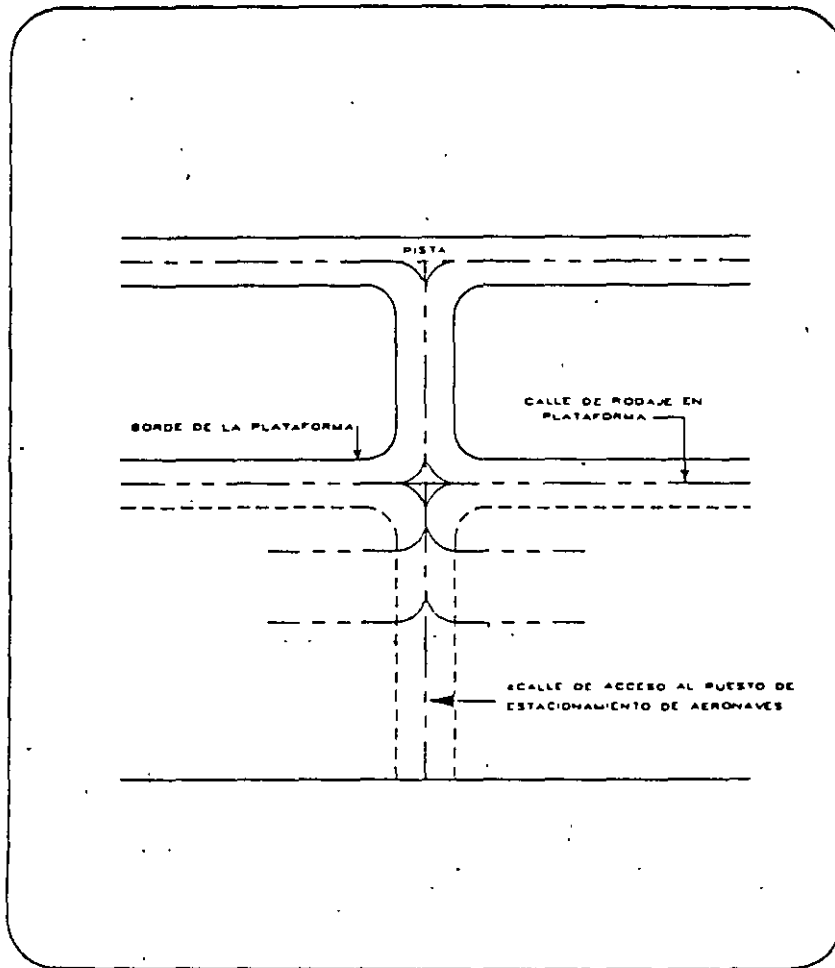
Estas calles también se les conoce como de salida, puede formar ángulo agudo o recto con la pista. Para el primer caso la aeronave tiene que desacelerarse hasta una velocidad relativamente baja, antes de que pueda efectuar el viraje de salida y para el segundo caso, las aeronaves salen de la pista a alta velocidad, reduciéndose así el tiempo de ocupación de la pista, aumentando su capacidad a la vez.

Las calles de rodaje que comunican a la pista con las plataformas se clasifican en dos tipo:

1°.- La calle de rodaje en la plataforma proporciona un medio directo para el rodaje a través de la plataforma, con la finalidad de tener acceso al puesto de estacionamiento para las aeronaves.

2°.- La calle de acceso al puesto de estacionamiento para aeronaves, es la parte de la plataforma utilizada como calle de rodaje con acceso solamente a los puestos de estacionamiento.

EMPLAZAMIENTO



DISPOSICION DE LAS CALLES DE RODAJE

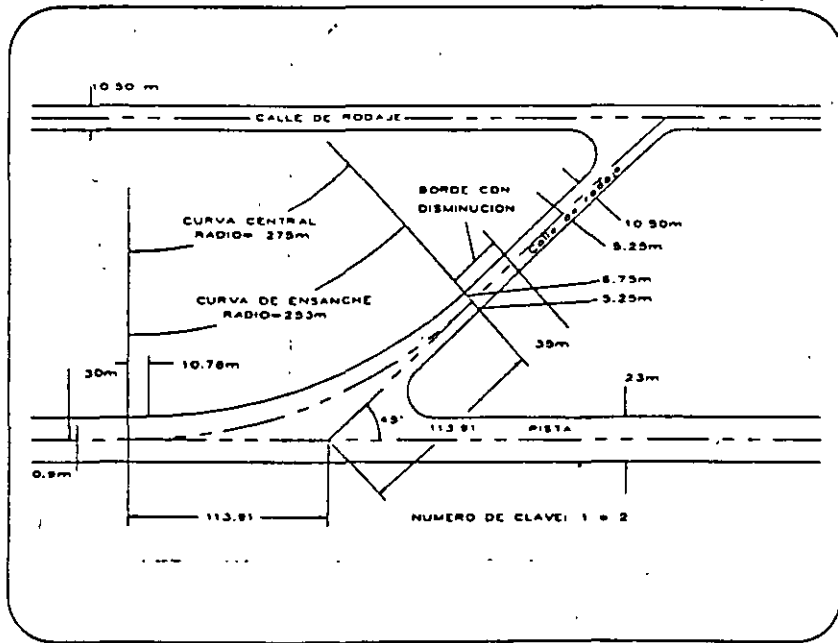
175

175

184

DIMENSIONAMIENTO

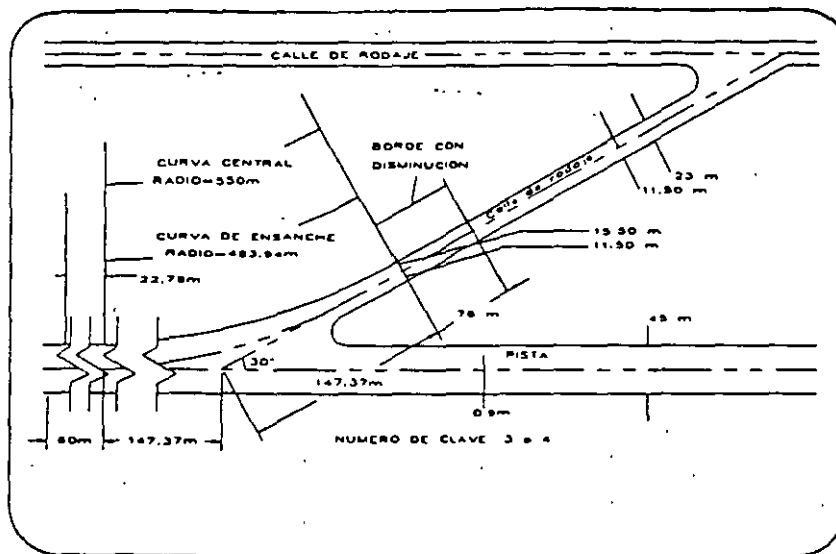
Para poder dimensionar las calles de rodaje, sus acotamientos y las franjas de seguridad respectivas, se puede utilizar la clave de referencia del aeropuerto. Su proyección con respecto a la pista es por medio de ángulos de 25 a 45°, los cuales permiten a las aeronaves que aterrizan virar a grandes velocidades hacia la zona de plataformas.



CALLES DE SALIDA RAPIDA

185

EMPLAZAMIENTO



CALLES DE SALIDA RAPIDA

PLATAFORMA DE OPERACIONES

La plataforma de operaciones es un área destinada a dar cabida a las aeronaves, donde desarrollan las actividades de embarque, desembarque de pasajeros, carga, correo, abastecimiento de combustible, estacionamiento y mantenimiento.

La plataforma se clasifica de acuerdo al servicio que prestará, tal como:

PLATAFORMA DE TERMINAL O DE OPERACIONES.- Es un área designada para las maniobras y estacionamiento de las aeronaves del tipo comercial, situada junto a la terminal de pasajeros.

PLATAFORMA DE AVIACION GENERAL O DE AVIONETAS.- Es un área destinada para aeronaves del tipo personal y de negocios. Existen otros tipos, tales como:

PLATAFORMA DE CARGA

PLATAFORMA DE PERNOCTA

PLATAFORMA DE MANTENIMIENTO

PLATAFORMAS PARA EL ESTACIONAMIENTO DE AERONAVES QUE TIENEN SU BASE EN EL AEROPUERTO

DISEÑO

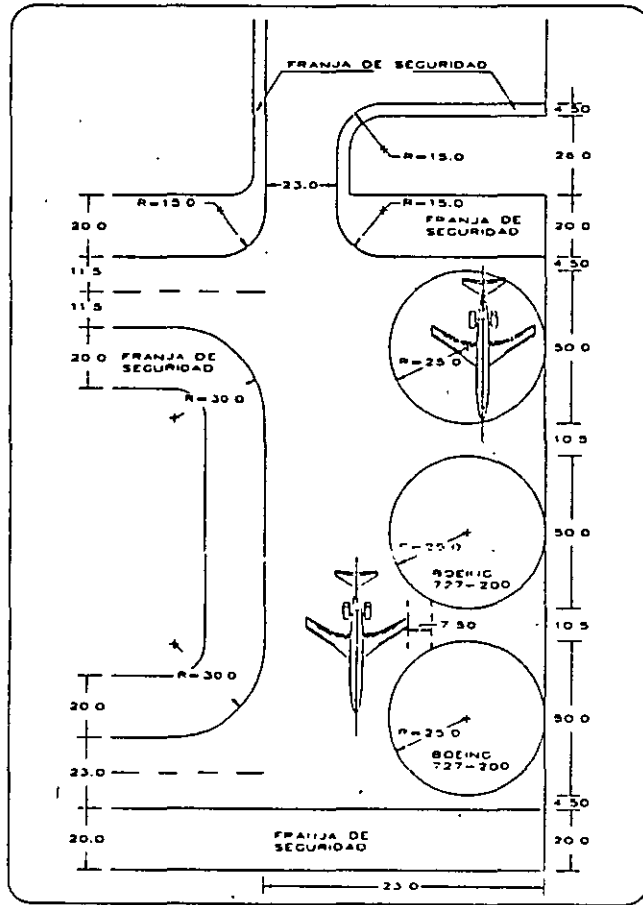
El diseño de la plataforma debe cumplir con los requisitos de seguridad en lo referente a las maniobras de las aeronaves, manteniendo los márgenes de separación establecidos y las pendientes necesarias para impedir la propagación de algún incendio al efectuarse el establecimiento o reabastecimiento para aeronaves. Con objeto de evitar cualquier posible incidente, las pendientes en las plataformas deben ser entre el 0.5 y el 1.0%.

EMPLAZAMIENTO

Durante el diseño y proyecto de la plataforma se deberá tener en cuenta el chorro de gases que generarán las turbinas de las aeronaves que se consideran efectuar sus actividades en el nuevo aeropuerto; así como los efectos del calor y de las velocidades de aire sobre las instalaciones adyacentes.

La superficie total de una plataforma, además de comprender la superficie de estacionamiento de las aeronaves, incluye también la superficie necesaria para las calles de rodaje para la plataforma, las calles de acceso al puesto de estacionamiento y las vías de servicio para proporcionar los servicios auxiliares que se precisen.

Dentro de la planeación y la planificación de la plataforma se deberá de tomar en cuenta la zona de maniobras y de estacionamiento del equipo terrestre. Se deberá de inducir que una aeronave estacionada, al iniciar su movimiento por su propio impulso se deberá desplazar, aproximadamente 3.00 mts. en línea recta, para posteriormente efectuar su viraje, y así evitar fricción entre los neumáticos de la aeronave y el pavimento de la plataforma.



PLATAFORMA DE OPERACIONES

EMPLAZAMIENTO

PISTAS SECUNDARIAS

La longitud de este tipo de pista se determinará de manera similar que la principal, excepto que necesita ser apropiada únicamente para aeronaves que requieran usarla, con la finalidad de obtener un coeficiente de utilización de cuando menos el 95%.

FRANJAS DE SEGURIDAD

Las franjas de seguridad son superficies definidas dentro de las que se ubican las pistas y calles de rodaje, con la finalidad de reducir el riesgo de daños a las aeronaves que bien podrían salirse de la pista. Estas franjas también se deben encontrar en las orillas de las plataformas, para el establecimiento de los acotamientos y de las luces para el servicio nocturno, o en condiciones de mala visibilidad.

Las dimensiones de las franjas de seguridad para las pistas, dependen del tipo de operaciones aeronáuticas que se realizarán, ya sea en forma visual, por instrumentos y de precisión.

LINDEROS DE EMPLAZAMIENTO

Los linderos se utilizan para determinar la superficie del aeropuerto, no sólo al inicio de sus operaciones, sino hasta el desarrollo máximo que tendrá dentro de lo establecido en su Plan Maestro. La reserva territorial aunque no se vaya a usar inmediatamente deberá estar incluida en el área total.

CAMINO PERIMETRAL

El camino perimetral es la verdad interior del aeropuerto, la cual se utiliza basicamente para la vigilancia y la intercomunicación entre la zona aeronáutica y los edificios terminales, estacionamientos, hangares, CREI, torre de control, etc, así como para el paso de los vehículos de mantenimiento.

Por lo general el eje del camino principal se localiza en forma paralela al lindero del emplazamiento a una distancia mínima de 15.00 mts. Las dimensiones dependen del tipo, peso y velocidad de los vehículos que la van a circular.

CAMINO DE ACCESO

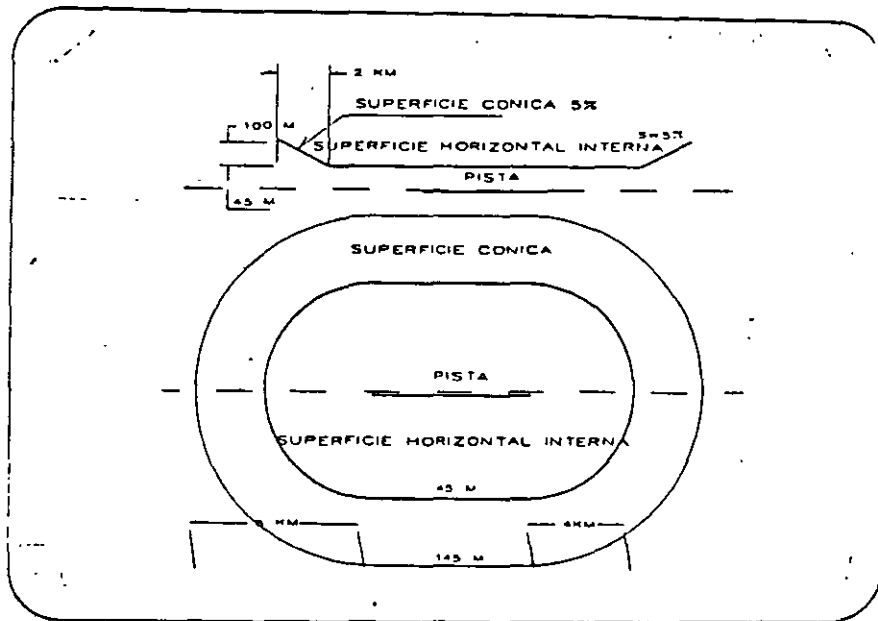
El camino de acceso es la vía de comunicación exterior al aeropuerto, su dimensionamiento dependerá de la cantidad y tipo de vehículos que se pronostiquen en los períodos de máxima actividad del aeropuerto.

SUPERFICIES LIMITADORAS DE OBSTACULOS

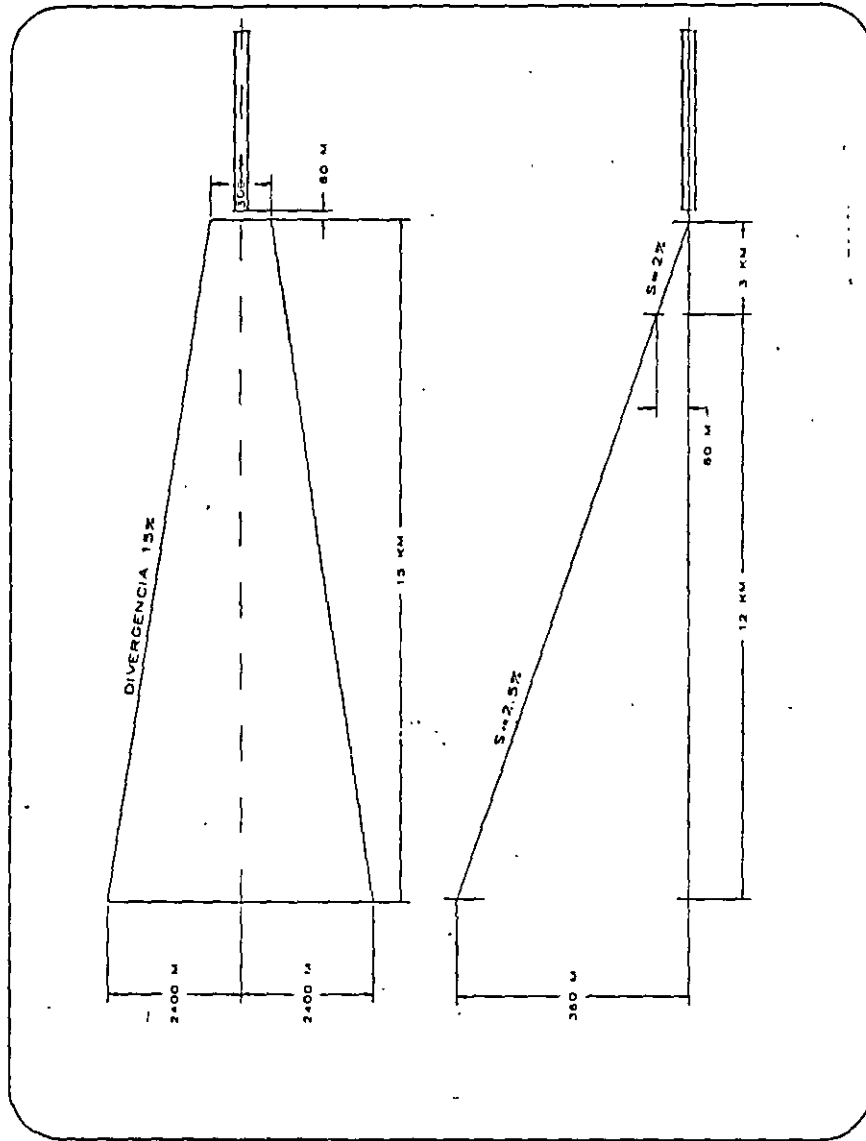
Para que puedan realizarse las operaciones aeronáuticas del nuevo aeropuerto con seguridad y confiabilidad, en el proyecto se deberá de establecer una serie de superficies limitadoras de obtáculos cuyos límites horizontales y verticales determinarán hasta donde se podrán proyectar los objetos.

EMPLAZAMIENTO

La forma y dimensión para las superficies limitadoras de obstáculos en el entorno del nuevo emplazamiento, deberá ser del tipo de operación que se irá a efectuar como es el caso de visual, por instrumentos de precisión o no precisión; y del número de clave de referencia del nuevo aeropuerto.



PROTECCION DE OBSTACULOS (NORMAS DE OACI)



APROXIMACION POR INSTRUMENTOS (NORMAS OACI)

EMPLAZAMIENTO

PROCEDIMIENTOS OPERACIONALES

El control del aspecto aéreo para cualquier aeropuerto depende de dos tipos básicos de reglas de vuelo:

1°.- Visual (VFR).

2°.- Por instrumentos (IFR).

La primera se aplica cuando las condiciones meteorológicas permiten que la separación entre aeronaves se realice por medios visuales; Y la segunda, cuando la separación entre aeronaves es responsabilidad de un centro de control de tráfico aéreo.

Cuando no existe cobertura de radar y las aeronaves no encuentran con el equipo radiotelemétrico (DME), las separaciones mínimas entre aeronaves se expresan en función del tiempo, de acuerdo con la velocidad que lleven.

RADIOAYUDAS PARA LA NEVEGACION

Las radioayudas se clasifican en dos grandes grupos:

EXTERNAS.- Cuando se localizan en tierra.

INTERNAS.- Cuando están instaladas en la propia aeronave.

RADIOAYUDAS EXTERNAS

Las radioayudas externas las constituyen los siguientes equipos:

RADIO FARO NO DIRECCIONAL (NDB) (NONDIRECTIONAL BEACON).- Es un equipo de baja frecuencia (LF) o frecuencia media (MF) y un sistema de antenas.

RADIOFARO OMNIDIRECCIONAL DE MUY ALTA FRECUENCIA (VOR, VERY HIGH FREQUENCY OMNIDIRECTIONAL RANGE).

Son estaciones que emiten señales de radio (VHF) a través de 360°.

EQUIPO RADIOTELEMETRICO (DME, DISTANCE MEASURING EQUIPMENT)

Es un equipo que se instala en las estaciones del VOR, el cual indica al piloto de la aeronave la distancia a la que se encuentra.

RADIOAYUDA TACAN (TACTICAL AIR NAVIGATION)

Es un equipo que transmite en banda de altura alta frecuencia en una sola unidad la información relativa a rumbo y distancia.

RADAR (RADIO DETECTION AND RANGE)

Su función principal es la de proporcionar a los controladores de vuelo, por medio de una pantalla, la posición, distancia y rumbo de las aeronaves, para realizar el control del tránsito aéreo conveniente. El radar se clasifica en dos categorías:

- 1°.- Radar primario.
- 2°.- Radar secundario.

EMPLAZAMIENTO

Además existen otros tipos tales como:

Radar meteorológico y radar para navegación aérea sobre el agua.

RADIOAYUDAS EN EL AREA TERMINAL

Cuando los aterrizajes de la aeronave se vayan a efectuar bajo condiciones meteorológicas adversas, provocando que la visibilidad sea pobre o nula, será necesario implementar sistemas que permitan efectuar operaciones aéreas dentro de ciertos límites de seguridad. Para esto se cuenta con los siguientes equipos:

SISTEMAS DE APROXIMACION POR INSTRUMENTOS (ILS), INSTRUMENT LADING SYSTEM

Este sistema consiste en dos radiotransmisores, uno que el localizador (localizer) indica a los pilotos si se encuentran a la derecha o a la izquierda del alineamiento correcto con respecto al eje de la pista, y el segundo (glide slope) su trayectoria de planeo.

Las antenas y el equipo transmisor del localizador se situarán en la prolongación del eje de la pista, a su izquierda en la parte opuesta a donde se va a efectuar la aproximación. La distancia a la que se encontrarán las antenas del final de la pista será de aproximadamente de 1,000 pies. El equipo emisor se situará normalmente a la izquierda de la pista a una distancia de aproximadamente 300 pies.

Como complemento de este sistema, se instalan radiobalizas, cuya función primordial es la de informar al piloto de la aeronave la distancia a que se encuentra con respecto al punto de contacto.

Para una aproximación de precisión en el punto donde el piloto de la aeronave debe de tener referencia visual con la pista, la información que él recabe se expresará en términos de mínimos, los cuales se basarán en la visibilidad horizontal que exista cuando la nave alcanza la altura de decisión. Los mínimos variarán de acuerdo con las radioayudas para la navegación, ayudas visuales, tipo de aeronave, velocidad, etc. Tomando como referencia los datos anteriores, las aproximaciones ILS se dividen en las siguientes categorías:

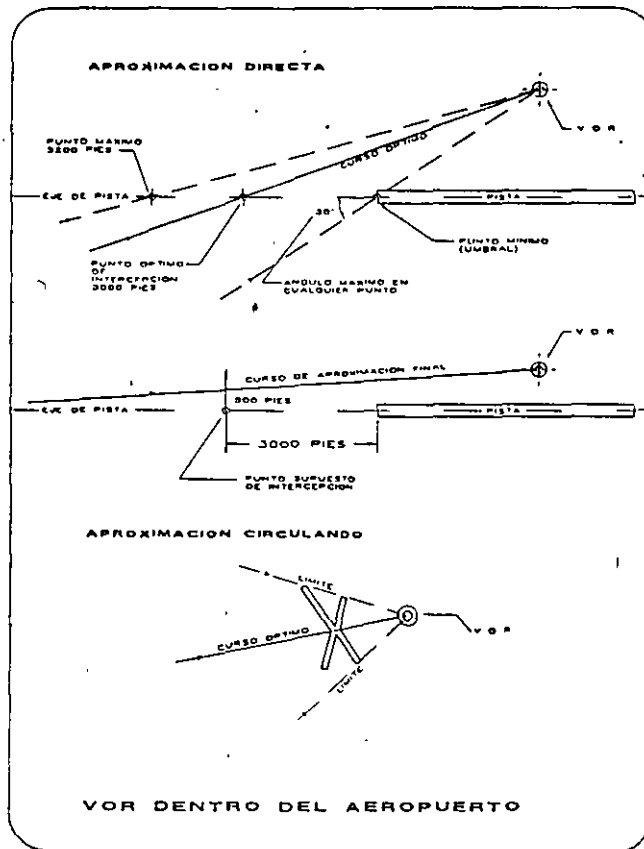
CATEGORIA I .- Es la aproximación ILS básica que representa aterrizar con visibilidad mínima de 805 mts. (media milla terrestre), equivalente un alcance visual en la pista de 2,400 pies y a una altura de decisión de 200 pies.

CATEGORIA II .- Para esta categoría se requieren equipos complementarios en tierra y en la aeronave. Este sistema se le deberá de instalar una baliza interior. Para esta aproximación la visibilidad mínima debe de ser 402 mts. (0.25 milla terrestre) que es equivalente a un alcance visual de 1,600 pies y una altura de decisión de 150 pies. Para este sistema se le debe de instalar una baliza interior.

CATEGORIA III .- En esta categoría es posible reducir más los mínimos de las aproximaciones. Para eso se deberá contar con personal altamente clasificado tanto en la tierra como para los vuelos. La visibilidad mínima es de 700 pies, una altura de decisión de cero metros.

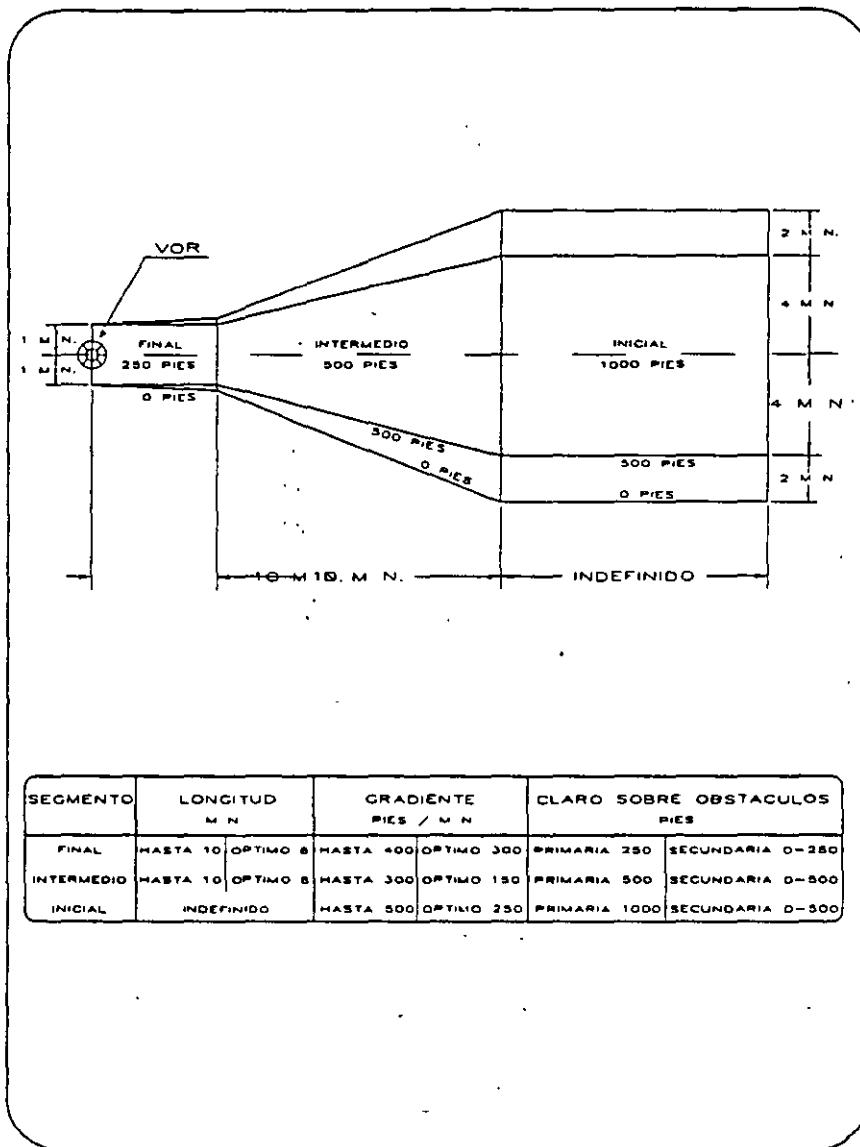
EMPLAZAMIENTO

SISTEMA DE ATERRIZAJE POR MICROONDAS (MLS, MICROWAVW LANDING SYSTEM).- Este sistema proporciona una gran cobertura tanto horizontal, vertical, mayor que la del ILS, lo que permite tener varias trayectorias de planeo con ángulos de aproximación mayores de 3°.



TRAYECTORIA DE APROXIMACION FINAL (OPCIONES)

198

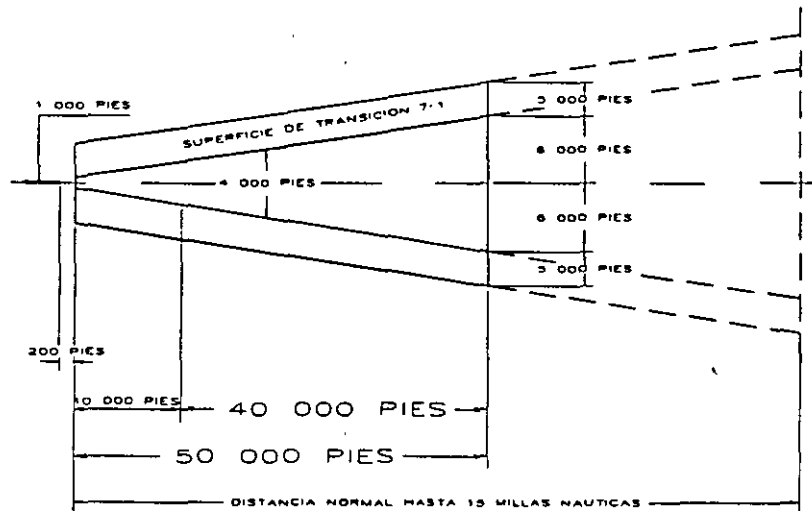


SEGMENTO	LONGITUD M N		GRADIENTE PIES / M N		CLARO SOBRE OBSTACULOS PIES	
FINAL	HASTA 10	OPTIMO 8	HASTA 400	OPTIMO 300	PRIMARIA 250	SECUNDARIA 0-250
INTERMEDIO	HASTA 10	OPTIMO 8	HASTA 300	OPTIMO 150	PRIMARIA 500	SECUNDARIA 0-500
INICIAL	INDEFINIDO		HASTA 500	OPTIMO 250	PRIMARIA 1000	SECUNDARIA 0-500

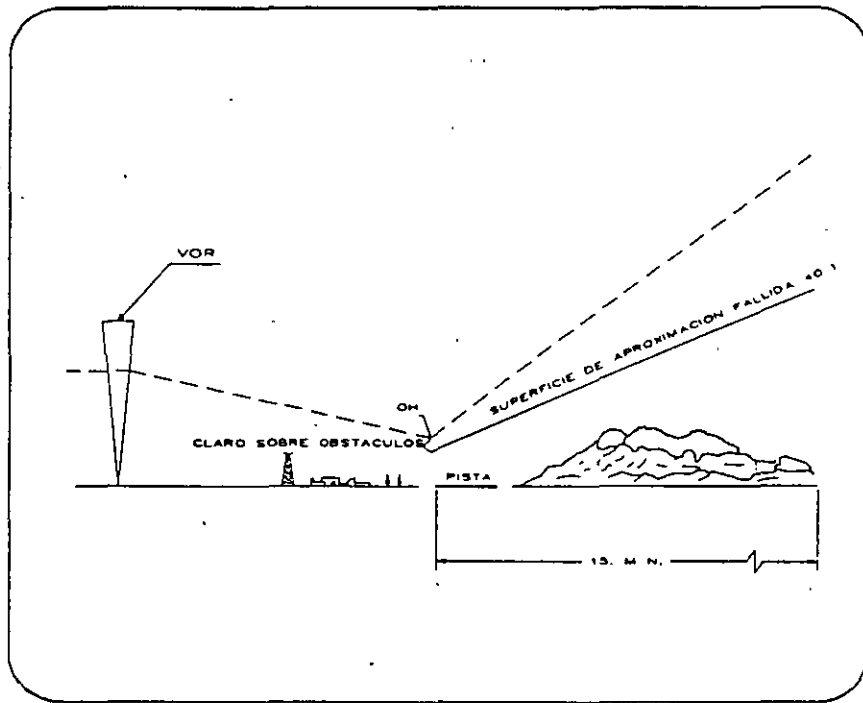
PROCEDIMIENTO VOR/DME

EMPLAZAMIENTO

ANGULO DEL GS vs PENDIENTE DE SUPERFICIE PROTECTORA		
GRADOS DEL GS	SECCION INTERNA	SECCION EXTERIOR
2	96.5 : 1	68.5 : 1
2 1/4	66 : 1	48.5 : 1
2 1/2	50 : 1	40 : 1
2 3/4	40.5 : 1	34 : 1
3	34 : 1	29.5 : 1

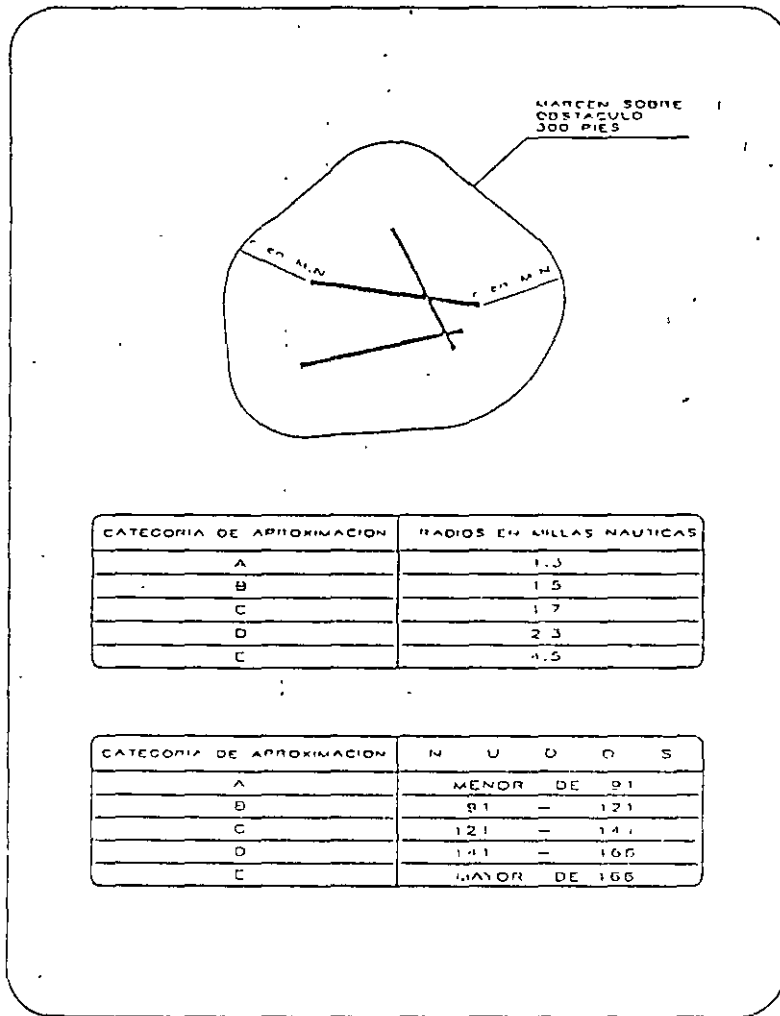


AREA DE APROXIMACION FINAL ILS

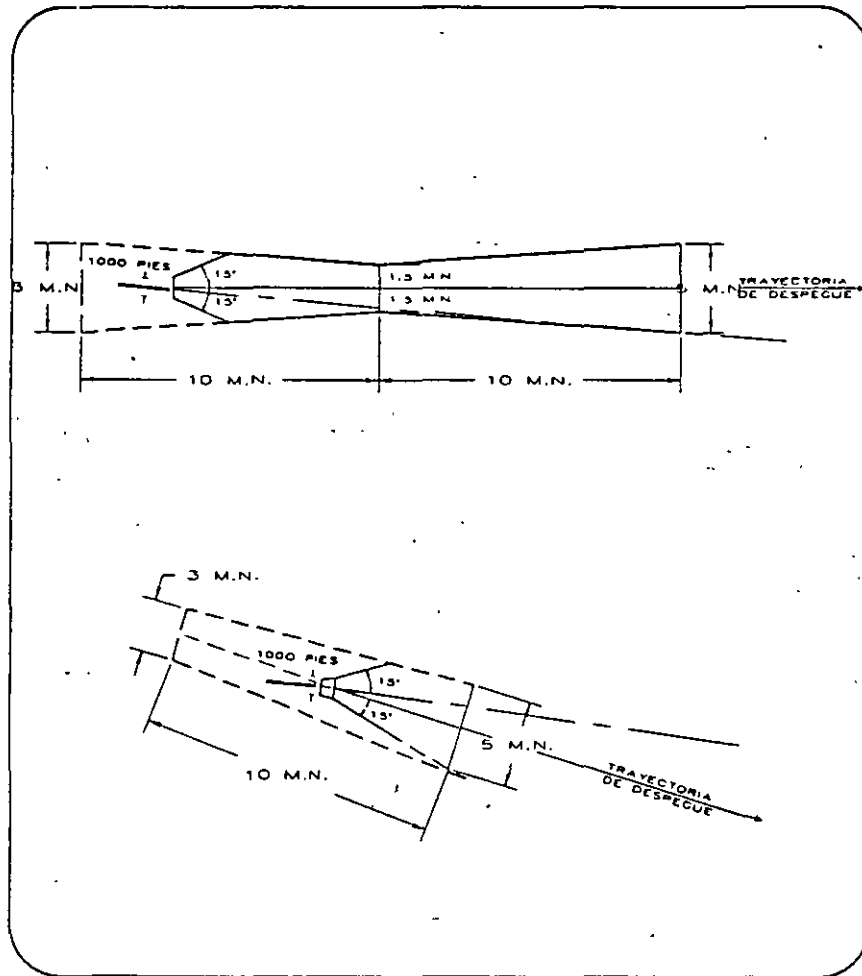


APROXIMACION FALLIDA RECTA

EMPLAZAMIENTO

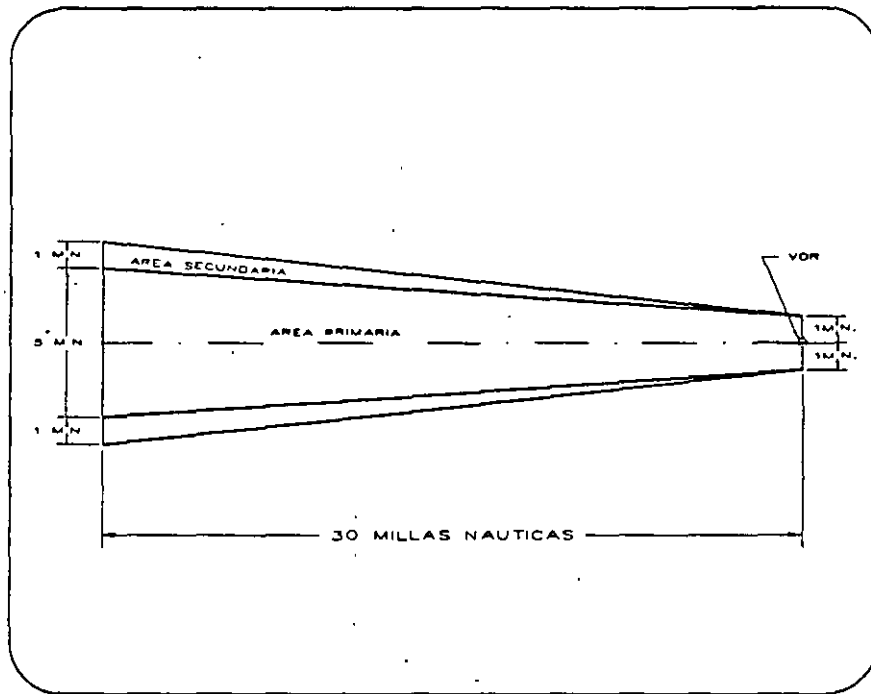


APROXIMACION CIRCULANDO

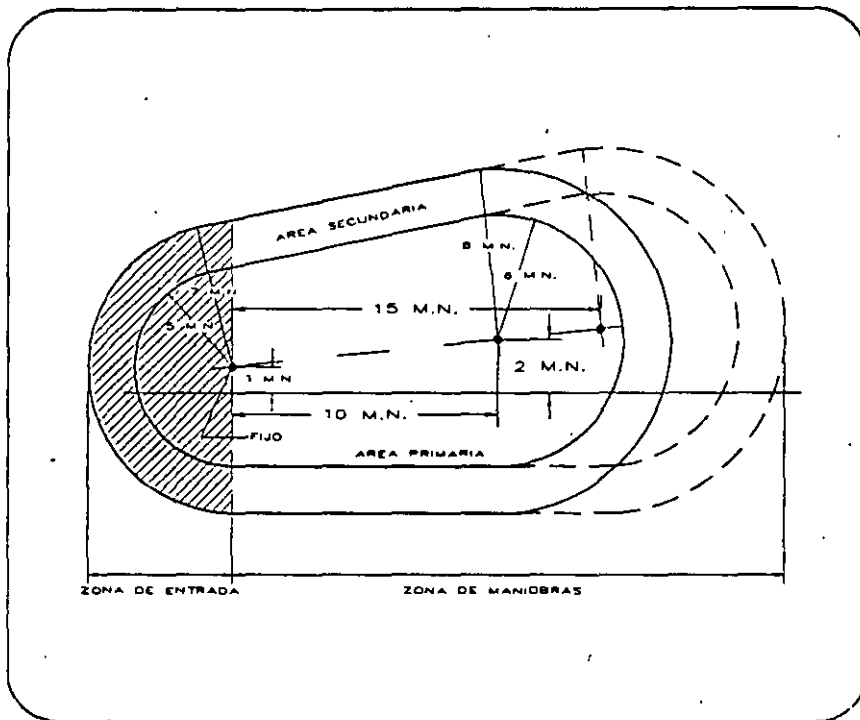


DESPEGUES RECTOS POR INSTRUMENTOS

EMPLAZAMIENTO

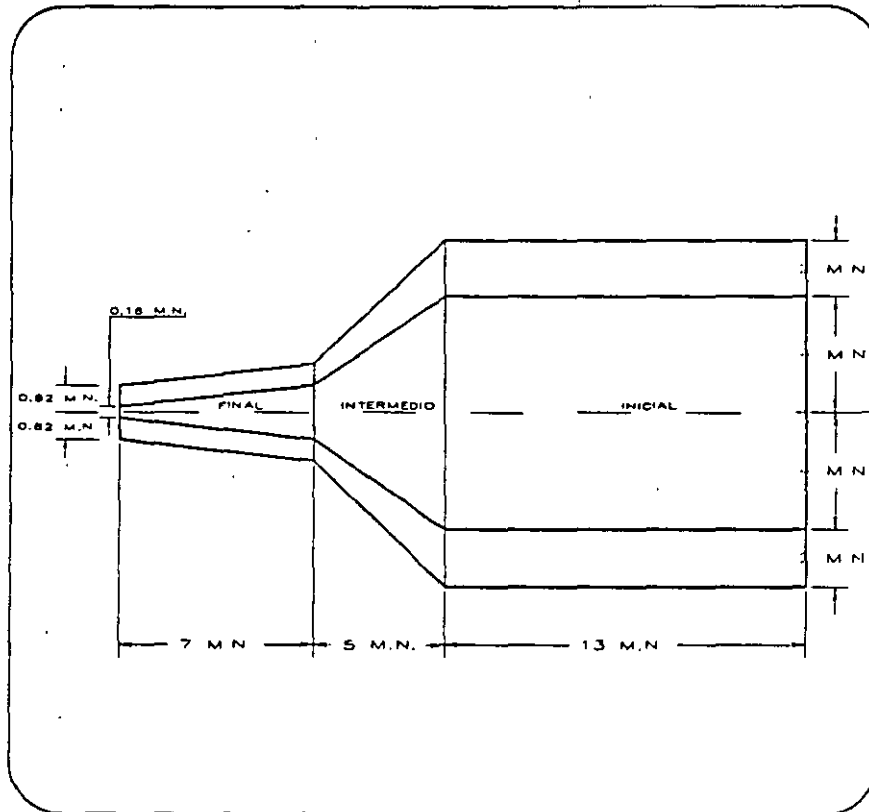


APROXIMACION FINAL VOR CON MARCADOR FINAL

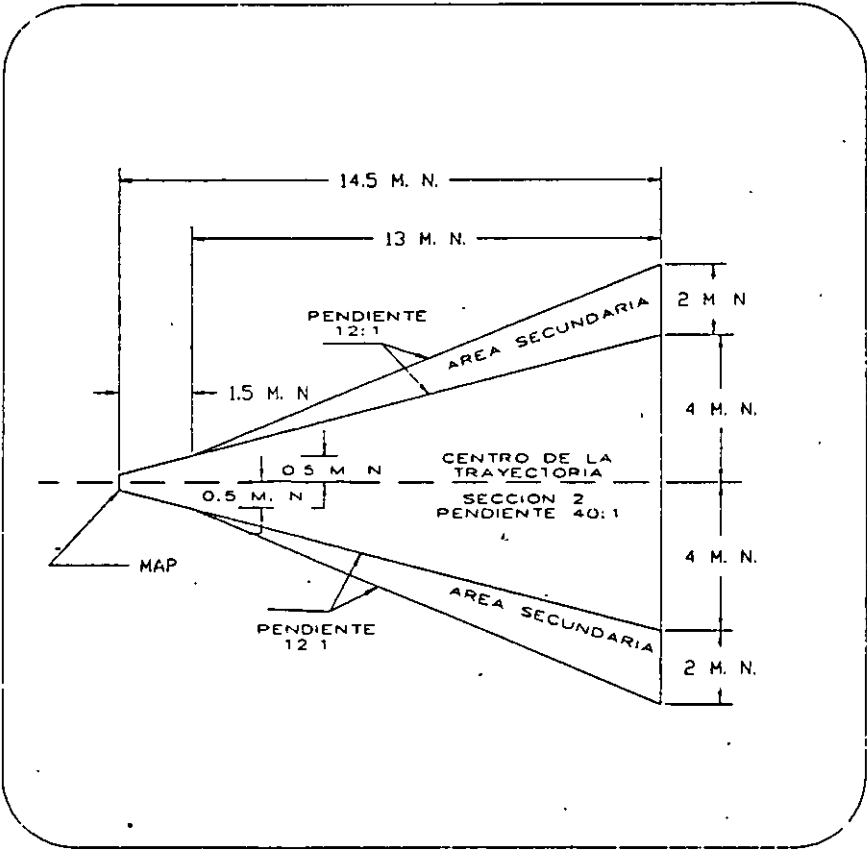


VIAJE DE PROCEDIMIENTO

EMPLAZAMIENTO



ATERRIZAJE POR INSTRUMENTOS ILS



AREA DE APROXIMACION FALLIDA RECTA ILS

EMPLAZAMIENTO

SEÑALAMIENTO HORIZONTAL Y VERTICAL NO LUMINOSO PARA PISTAS, RODAJES Y PLATAFORMAS.

Para poder desplazarse la aeronave en la pista, calles de rodaje y plataforma, el piloto deberá de seguir un señalamiento horizontal y vertical, luminoso, diseñado y proyectado de tal manera que esta operación sea segura y eficiente.

SEÑALAMIENTO HORIZONTAL

El señalamiento del tipo horizontal se utiliza en la pista, calles de rodaje y plataformas, debiendo estar constituidos por los colores blanco y amarillo, más no es así en el señalamiento del borde de plataforma que es de color rojo.

A continuación se indican los diferentes tipos de señalamiento horizontal:

- 1°.- Señal designadora de pista**
- 2°.- Señal de eje de pista**
- 3°.- Señal de umbral**
- 4°.- Señal de distancia fija**
- 5°.- Señal de zona de toma de contacto**
- 6°.- Señal de faja lateral de pista**

CAPITULO 2

- 7°.- Señal de eje de calle de rodaje**
- 8°.- Señal de punto de espera en calle de rodaje**
- 9°.- Señal de intersección de calles de rodaje**
- 10°.- Señal del punto de verificación del VQR en el aeropuerto**
- 11°.- Señales de plataforma como son las líneas de entrada, viraje y salida**
- 12°.- señal de borde de plataforma**

EMPLAZAMIENTO

SEÑALAMIENTO VERTICAL

El señalamiento vertical que se utiliza para un aeropuerto es por medio de letreros, los cuales proporcionan al piloto de la aeronave diferentes tipos de información. Estos letreros se clasifican de la siguiente forma:

1°.- Letreros obligatorios

2°.- Letreros informativos

Donde el primero, el letrero comunica una instrucción que debe de acatar el piloto. Y el segundo es para cuando se ordena alguna maniobra o cierta información.

Para todo letrero de la información su inscripción deberá ser de color amarillo sobre todo negro, o viceversa. Cuando los letreros de información se vayan a utilizar de noche, estos deberán estar iluminados en forma interna o externa; o en su caso estarán revestidos de material reflejante.

Los letreros de SITUACION se emplean para indicar ciertos puntos determinados del aeropuerto, tales como:

1°.- Los extremos de las pistas

2°.- Las intersecciones de las calles de rodaje con la pista

3°.- Las intersecciones entre calles de rodaje

Los letreros de PUNTO DE DESTINO se utilizan para indicar la dirección que deberá de seguir la aeronave, para llegar a determinado lugar. Estos letreros incluyen la dirección hacia:

1°.- Pistas

2°.- Plataformas

3°.- Calles de rodaje

4°.- Terminales

GEOMETRICO

El proyecto geométrico de las rasantes que integran la zona aeronáutica del aeropuerto, consiste en determinar el alineamiento vertical del eje de la pista, calles de rodaje, plataformas de operación, y caminos de acceso, principalmente, en base a normas establecidas para pendientes longitudinales.

Las pendientes o perfiles longitudinales de terreno natural que corresponde a los ejes de pista, calle de rodaje y caminos, se establecerán según cálculos previamente realizados. El establecimiento de las rasantes definitivas, comenzarán primero por la pista principal, teniendo en cuenta que los movimientos de tierras deberán ser lo mínimo posible, considerando a la vez que los volúmenes de despalme y terraplenes se deberán de llevar a cabo en forma económica.

EMPLAZAMIENTO

DESMONTE

El desmonte es la actividad de derribar árboles, quitar arbustos, demoler edificaciones, etc., en una determinada área. Por esta razón cuando se va a construir un nuevo aeropuerto o se va a edificar determinando elemento dentro de un emplazamiento existente, se deberá de preparar el terreno.

DESPALME

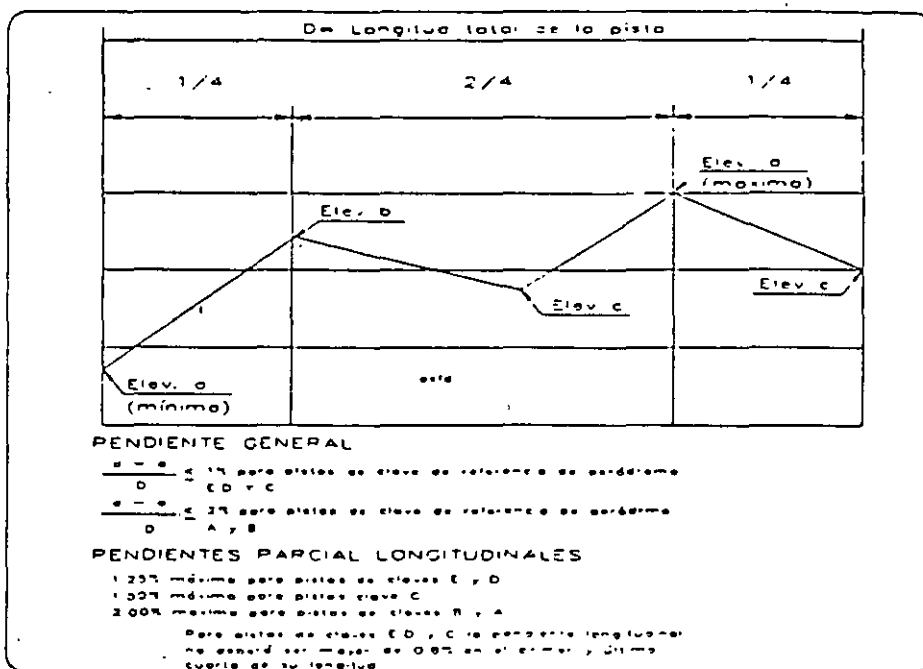
Posteriormente del desmonte del terreno la segunda labor para la construcción de las nuevas instalaciones, se lleva a cabo la actividad de despalme, que es la recomendación de la capa vegetal de la superficie que por lo general contiene raíces, humus y además materiales vegetales. Este material no puede ser aprovechado como relleno para terraplenes, por carecer de estabilidad, pero si se podrá emplear sobre la superficie de las franjas de seguridad, taludes de caminos, extendiéndola en capas para hacer crecer césped y además plantas estabilizadoras.

RASANTES

Para hacer económica la obra de construcción de las rasantes que integran al nuevo aeropuerto, estas se deberán de diseñar y proyectar en base a la configuración del terreno natural en su sentido longitudinal y transversal; tomando en cuenta las pendientes que facilitarán, el drenaje del agua pluvial y la minimización del volumen de terracerías.

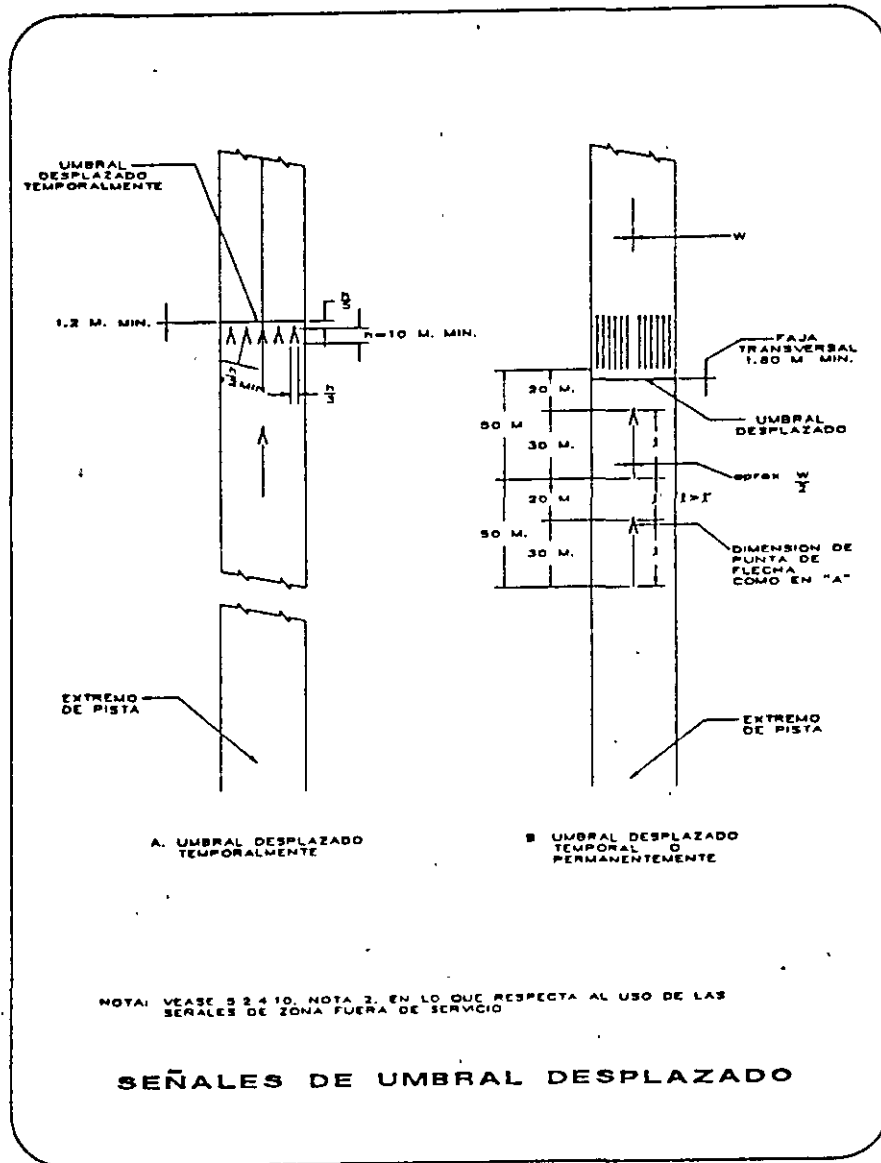
Una pista podrá tener una rasante ideal, cuando su pendiente longitudinal sea cero, pero por razones económicas esto no puede llevarse a cabo.

A continuación se presentan en forma gráfica las pendientes longitudinales de pista.



PENDIENTES DE LAS PISTAS

EMPLAZAMIENTO



CALLES DE RODAJE

PENDIENTES LONGITUDINALES

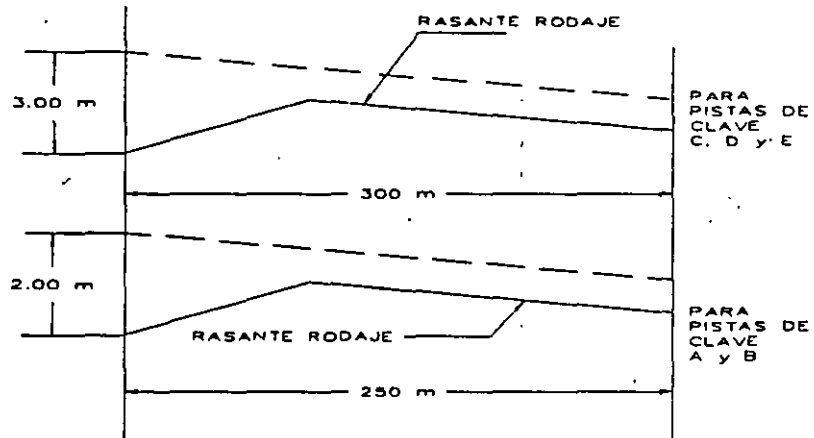
1.5% PARA PISTAS DE CLAVE E y D
 3.0% PARA PISTAS DE CLAVE A, B, y C

CAMBIOS DE PENDIENTE

1.0% POR CADA 30 m (RADIO MINIMO DE 3,000 M)
 PARA PISTAS DE CLAVE C, D y E

1.0% POR CADA 25 M (RADIO MINIMO DE 2,500 M)
 PARA PISTAS DE CLAVE A y B

DISTANCIA VISIBLE



PENDIENTES TRANSVERSALES

1.5% PARA PISTAS DE CLAVE C, D y E
 2.0% PARA PISTAS DE CLAVE A y B

EMPLAZAMIENTO

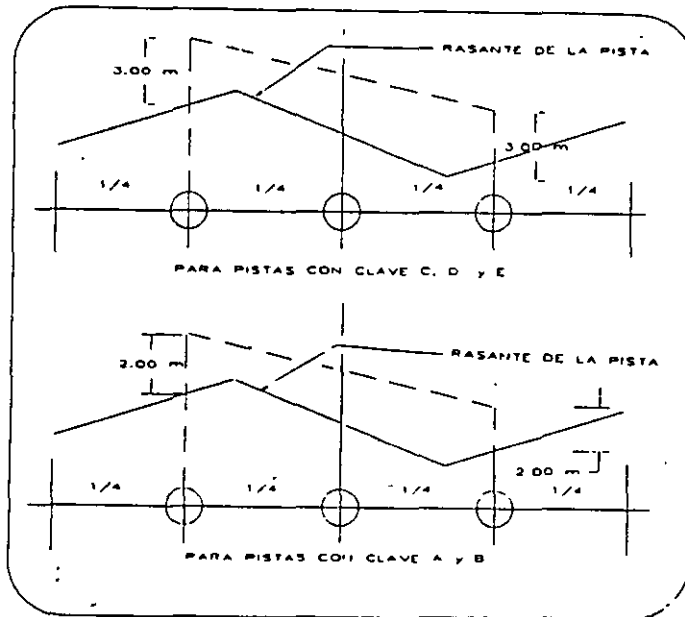
Las pendientes que debe de existir para las plataformas no deberá de exceder del 0.5% en cualquiera de sus sentidos. Esto es con la finalidad de poder abastecer los tanques de combustible de las aeronaves al 100% de su capacidad.

En lo referente a las franjas de seguridad sus pendientes longitudinales variarán de acuerdo a la clasificación de la pista, como se indica a continuación:

CLAVE DE PISTA A o B .- 2%

CLAVE DE PISTA C .- 1.75%

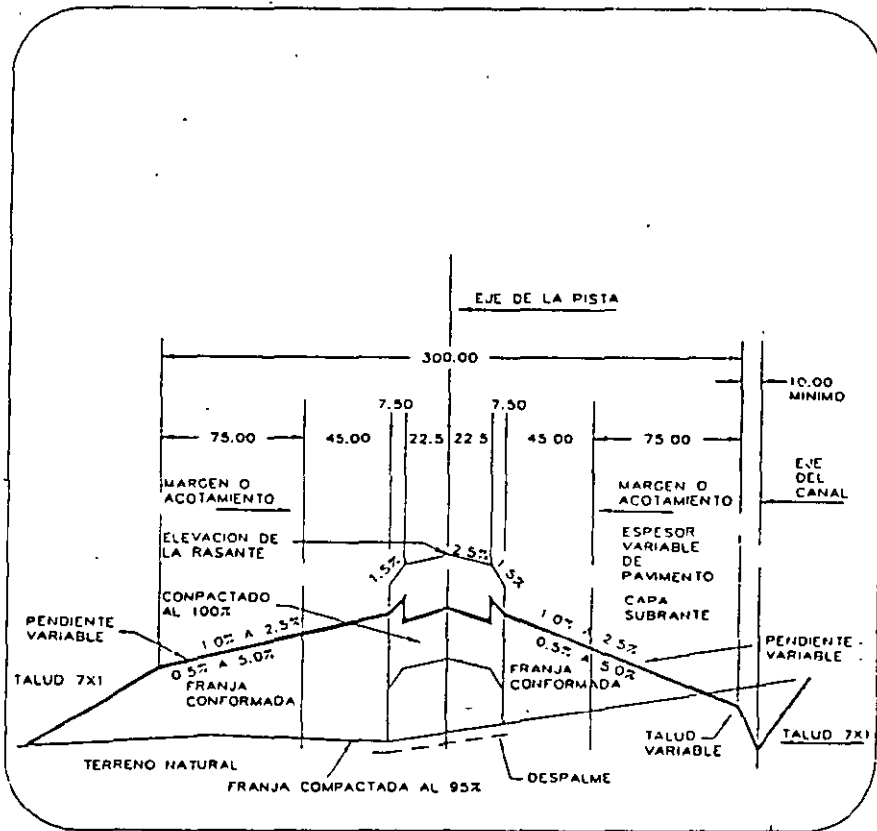
CLAVE DE PISTA D .- 1.5%



DISTANCIA VISIBLE EN PISTA

TRANSICIONES

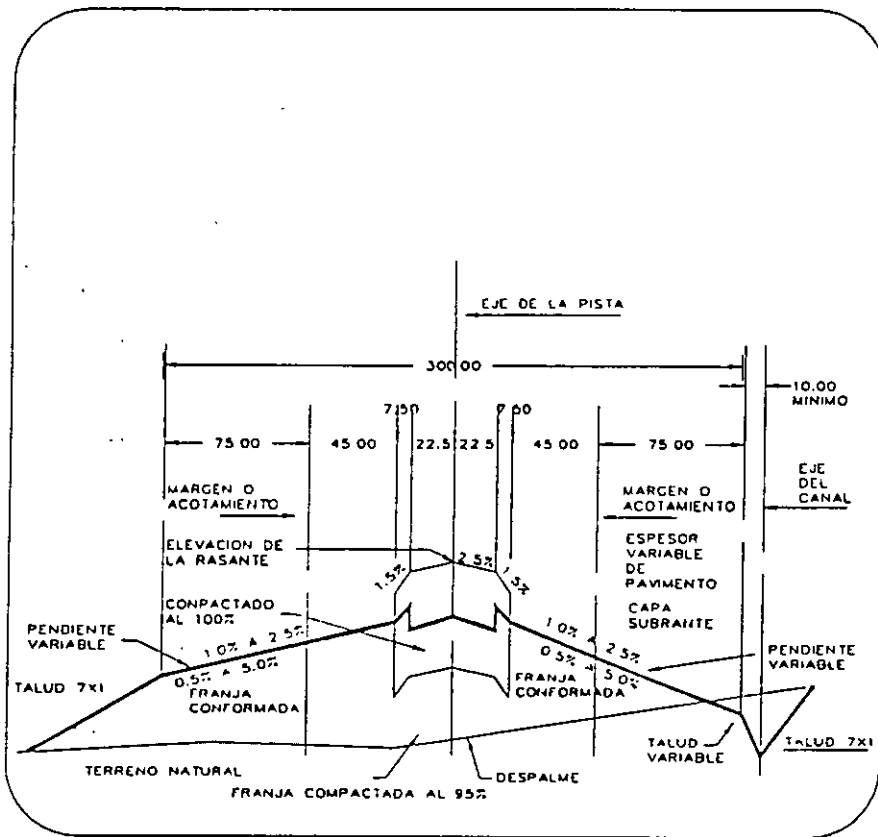
La transición de una superficie es de el camino de pendiente en forma gradual del lugar donde se lleva a cabo el cruce o reunión de pistas con calles de rodaje, etc., esto es con el fin de evitar depresiones o topes que hagan peligroso el movimiento de las aeronaves, y que bien podrían ocasionar molestias a los pasajeros.



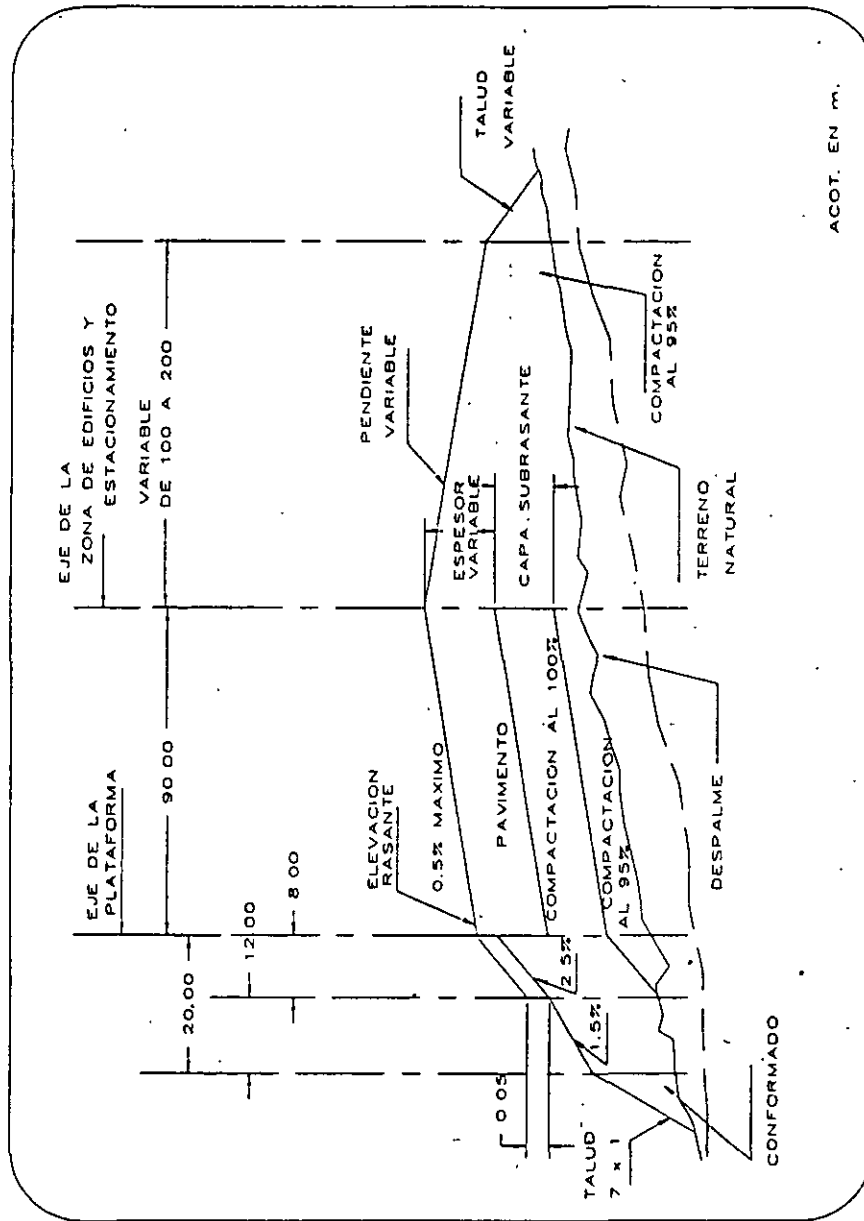
SECCION TRANSVERSAL DE LA PISTA 150.00 MTS DE ANCHO PARA OPERACION VISUAL

EMPLAZAMIENTO

En época de lluvia es muy importante desalojar las aguas pluviales de las pistas, calles de rodaje, plataformas, etc. Por eso el diseño de bombeo debe ser eficiente y eficaz para poder desalojar rápidamente el agua de las zonas pavimentadas y franjas de seguridad. Esto con el fin de evitar que el agua no genere lagunas, las que formarán grietas desde la carpeta asfáltica hasta la base.



SECCION TRANSVERSAL DE LA PLATAFORMA DE OPERACIONES DE 90.00 MTS.



SECCION TRANSVERSAL DE LA PLATAFORMA DE 90.00 MTS.

EMPLAZAMIENTO

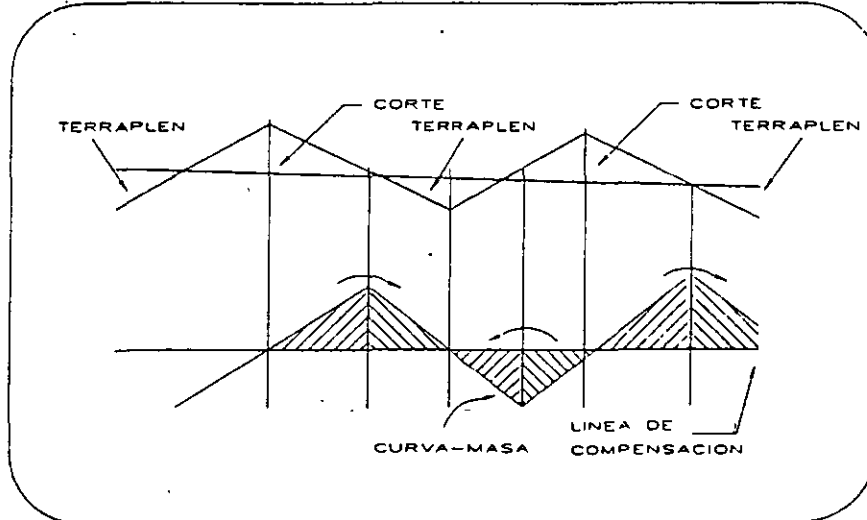
PERFIL LONGITUDINAL

El perfil longitudinal en la fase final del proyecto geométrico del nuevo aeropuerto a construir, por ser la elaboración de planos respectivos indicando con cantidades de obra y de movimientos de materiales.

CURVA - MASA

La curva - masa es la línea que une las ordenadas representadas por las resultantes de las sumas algebraicas sucesivas de los volúmenes de terracerías, tomando en cuenta que los cortes son positivos, los terraplenes negativos, y las abscisas como las distancias en unidades de estaciones de 20 mts.

La curva - masa se utiliza para distribuir económicamente los volúmenes de terracería.



CURVA-MASA

SISTEMA DE DRENAJE

El objetivo de diseñar y proyectar un sistema de drenaje para un nuevo emplazamiento, consiste en desalojar en forma rápida y eficaz el agua pluvial de las zonas por donde circulan las aeronaves, y también el de evitar encharcamientos y daños a las capas asfálticas.

Las aguas a desalojar pueden provenir de las lluvias, del agua que asciende del subsuelo (efecto capilar), o por el aumento del nivel de la capa freática.

El agua de lluvia que cae principalmente sobre las superficies pavimentadas del interior del aeropuerto, debe ser recogida y eliminada inmediatamente sin inundar o destruir zonas adyacentes. Para esto es necesario que exista una red de drenaje en todo el aeropuerto. Esta red o sistema de drenaje evitará los encharcamientos y posibles inundaciones, evitando poner en peligro las operaciones aeronáuticas del emplazamiento.

Existen tres tipos de red o sistema de drenaje, los cuales se pueden integrar en uno solo, dependiendo de las necesidades que vaya a tener la nueva instalación, así como las características del suelo y topografía de los alrededores.

Esto son los siguientes:

1°.- Drenaje superficial

2°.- Drenaje subterráneo

3°.- Drenaje de circulación

EMPLAZAMIENTO

PISTA

En el drenaje con que contará la pista comúnmente se utilizarán zanjas o canales de intercepción paralelos en ambos extremos, pero fuera de las franjas de seguridad y con sus ejes localizados a una distancia mayor o igual a 150 mts. del eje de la pista con clave 1 o 2 (ancho de pista entre 18 y 30 mts.).

Las zanjas deberán de conducir a los caudales pluviales hasta fuera del área del aeropuerto, considerando las pendientes longitudinales del terreno natural, y en casos las intersecciones de calles de rendimiento o las propias pistas, donde será necesario el uso de algún tipo de alcantarilla.

La sección transversal de la zanja o canal de desalojo de aguas pluviales puede ser triangular con una pendiente transversal de franja de seguridad no mayor al 5%. Estas zanjas deberán de conectarse a un emisor el cual descargará hacia el exterior del emplazamiento, no interfiriendo con los escurrimientos del cause natural del agua.

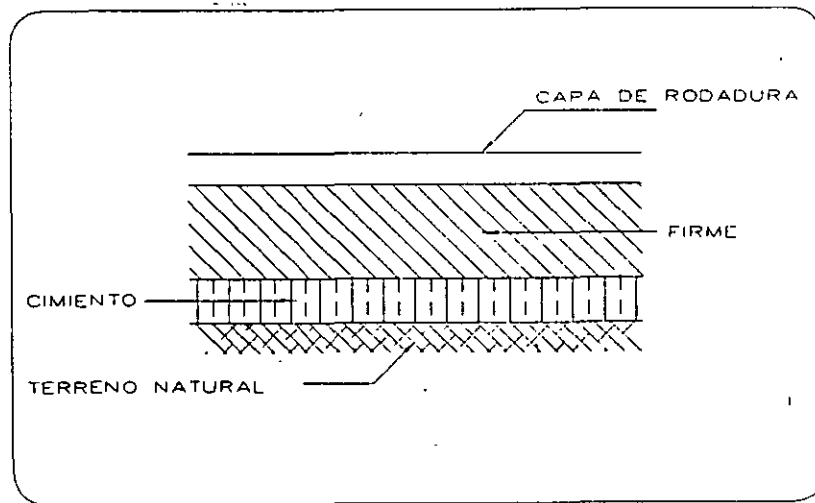
Cuando el aeropuerto vaya a ser construido en una zona baja y este expuesto a inundaciones provenientes del exterior, hará necesidad de proyectar bordes perimetrales para su protección.

PAVIMENTOS

Uno de los objetivos principales de la zona aeronáutica es el proporcionar seguridad, comodidad y economía, tanto al pasajero como a la aeronave que estará efectuando rodaje en la pista, calles de rodaje, plataforma, etc. para esto la infraestructura aeroportuaria deberá de diseñar y proyectar estructuras estables, permanentes y durables.

Dichas estructuras deberán estar integradas por el terreno de cimentación, las terracerías y el pavimento.

El pavimento es la superestructura de las superficies de rodamiento, la cual esta constituída por un sistema de capas múltiples, cuya función primordial es la de permitir la operación de las aeronaves a la velocidad de aterrizaje, circulación y despegue. Esta superestructura se deberá de apoyar sobre una capa fundamental denominada capa subrasante, la que a su vez se desplanta sobre las camas de los cortes o sobre terraplenes (terracerías).



PAVIMENTO

EMPLAZAMIENTO

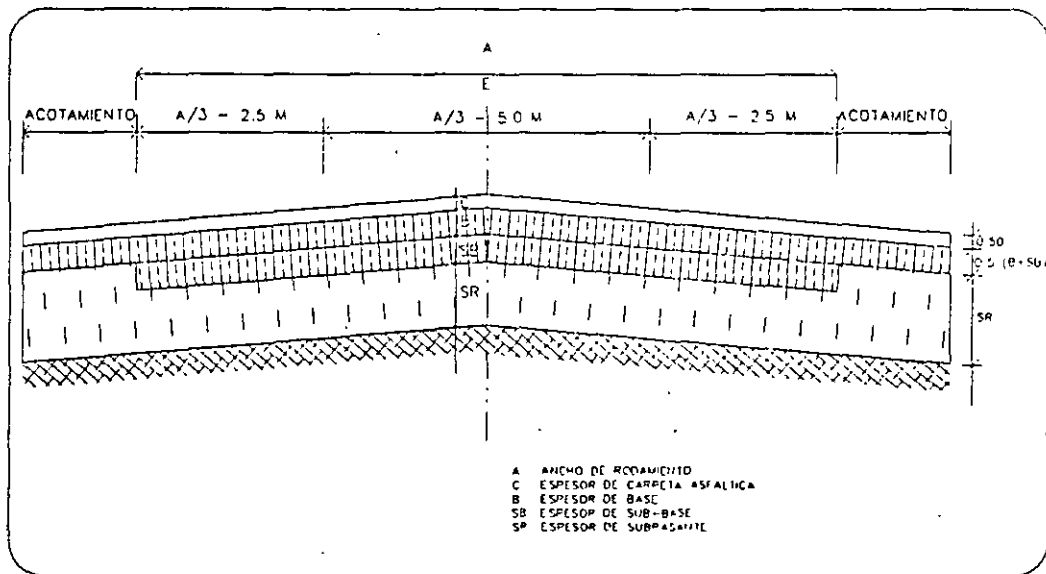
El pavimento y en forma específica su capa superficial o carpeta asfáltica, su estructura se clasifica de acuerdo a sus necesidades en dos tipos:

1°.- Pavimento asfáltico

2°.- Pavimento de concreto

ASFALTICO

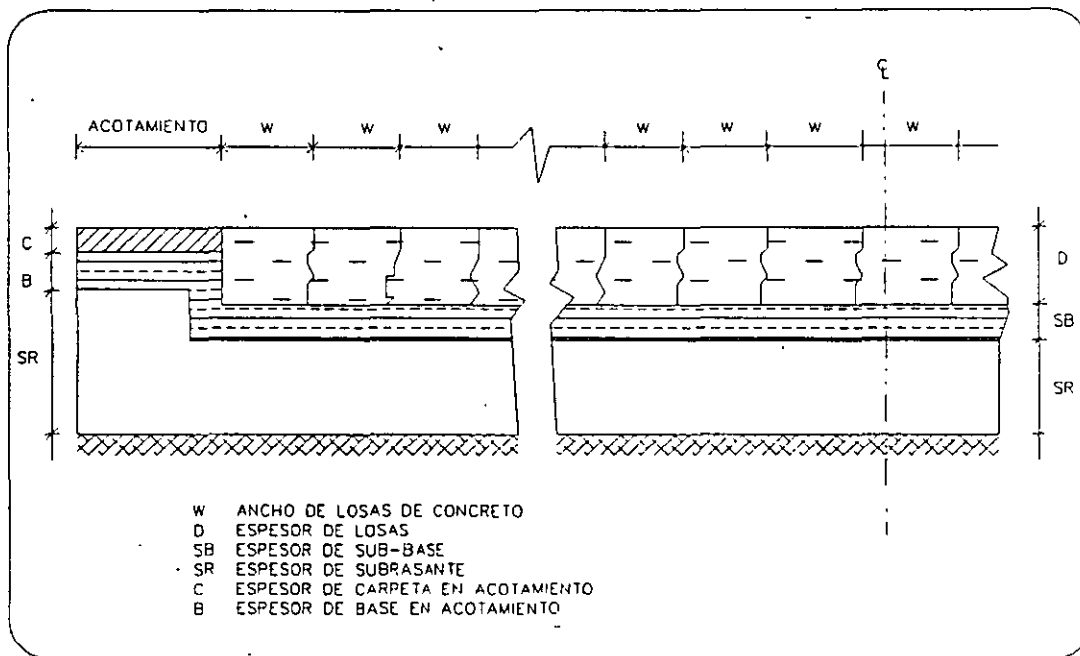
El pavimento asfáltico o sistema multicapa se conforma generalmente por una carpeta constituida de agregados pétreos, aglutinados con un producto asfáltico, una base y una sub-base. Las capas subyacentes a la carpeta asfáltica se constituirán de agregados pétreos (debidamente procesados, con calidad y densidad adecuada).



COMPONENTES DE UN PAVIMENTO ASFALTICO

DE CONCRETO

La estructuración de este pavimento se obtiene mediante la construcción de losas de concreto (cemento portlan) colocadas en el sitio, apoyadas sobre una sub-base. Las losas son elementos resistentes a la superficie de rodamiento para la aeronave. La sub-base es una capa de transición entre la rigidez de las losas y terracerías, a la vez que puede funcionar como capa drenante controladora del bombeo de aguas pluviales, resistiendo la acción de las heladas y la contracción o expansión de terracerías.



SECCION ESTRUCTURAL DE PAVIMENTO DE CONCRETO

EMPLAZAMIENTO

La elección del tipo de pavimentos depende en primer lugar de las condiciones del terreno natural y de la economía de la construcción; en segundo lugar, de las cargas a soportar, de la presión de los neumáticos de las aeronaves, de la intensidad del tránsito aéreo y del clima, principalmente.

Generalmente los pavimentos asfálticos o también llamados flexibles son los más apropiados para suelos granulares, como es la arena y la grava, reduciendo en si pavimentos de concreto o del tipo rígidos se pueden emplear en suelos arcillosos o blandos, por poder extender la carga en gran parte de la superficie de los lugares expuestos a considerar cambios en el contenido de la humedad.

La ventaja de los pavimentos asfálticos con respecto a los de concreto, es que pueden aumentar la capacidad de carga con el total de carga con el total de aprovechamiento de la parte construída y poder efectuar reparaciones con suma facilidad y economía.

TIPOS FALLAS

La rotura o falla del pavimento ocurre en ocasiones a causa de las vibraciones originadas por el ruido o turbulencia de los retores o motores de las aeronaves, o por el uso que ha sufrido la estructura y no se le ha dado el mantenimiento adecuado y eficaz.

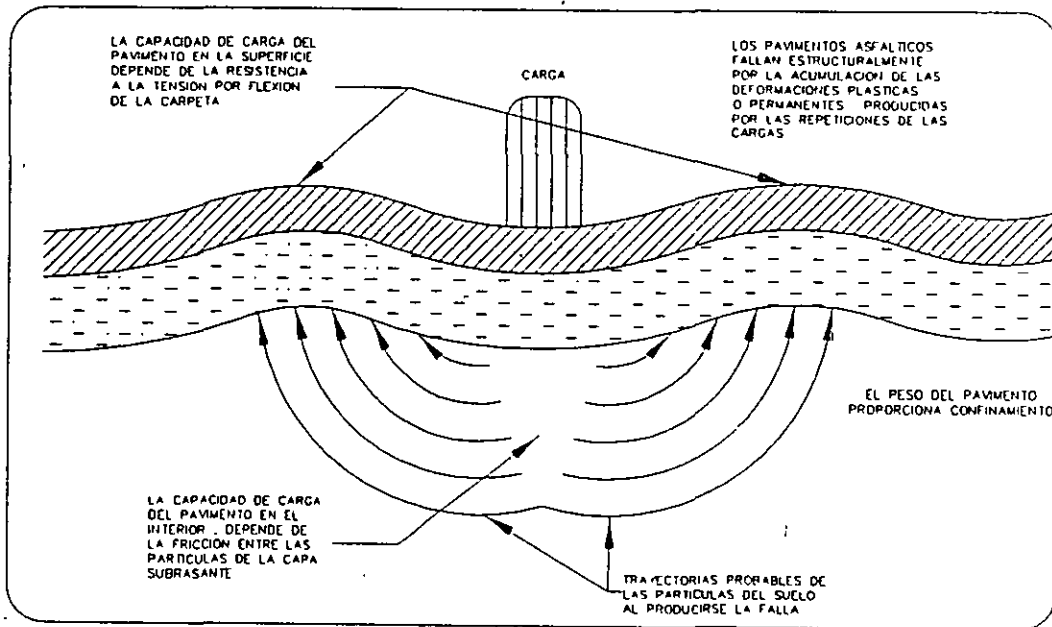
En los aeropuertos se distinguen dos tipos generalmente de fallas, que se clasifican en:

1°.- Falla estructural

2°.- Falla funcional.

FALLA ESTRUCTURAL

Esta falla es consecuencia del colapso de la estructura que presenta acumulaciones de deformaciones permanentes excesivas (falla plástica), o por deformaciones elásticas intolerables (pavimento asfáltico), o bien por la rotura de una o más de las capas del pavimento de concreto; por que la estructura es incapaz de soportar cargas impuestas por el tránsito aéreo de las aeronaves.



FALLA ESTRUCTURAL DEL PAVIMENTO ASFALTICO

EMPLAZAMIENTO

La falla funcional se presenta cuando la estructura de pavimento es incapaz de seguir cumpliendo con las funciones que fue proyectado. Esta falla se presenta antes que la estructural, debido a que deformaciones pequeñas permanentes originan irregularidades inconvenientes para la operación aeronáutica.

GEOMETRIA DEL AEROPUERTO

Un factor muy importante para el diseño estructural de los pavimentos, es el de conocer la geometría del aeropuerto, ya que sea del que se va a proyectar, o del actual. Con esto será posible definir secciones estructurales de diferentes resistencias, dependiendo del área de rodamiento a proyectar, según el tránsito que tendrá el nuevo emplazamiento.

SELECCION

Un elemento delicado e importante dentro de la selección de la estructura de pavimentos es el análisis de selección para las diferentes áreas de rodamiento de las aeronaves. Esta desición incidirá directamente en la economía de la obra. A continuación se indican los factores que se tomarán para la selección, los cuales se dividen en dos partes:

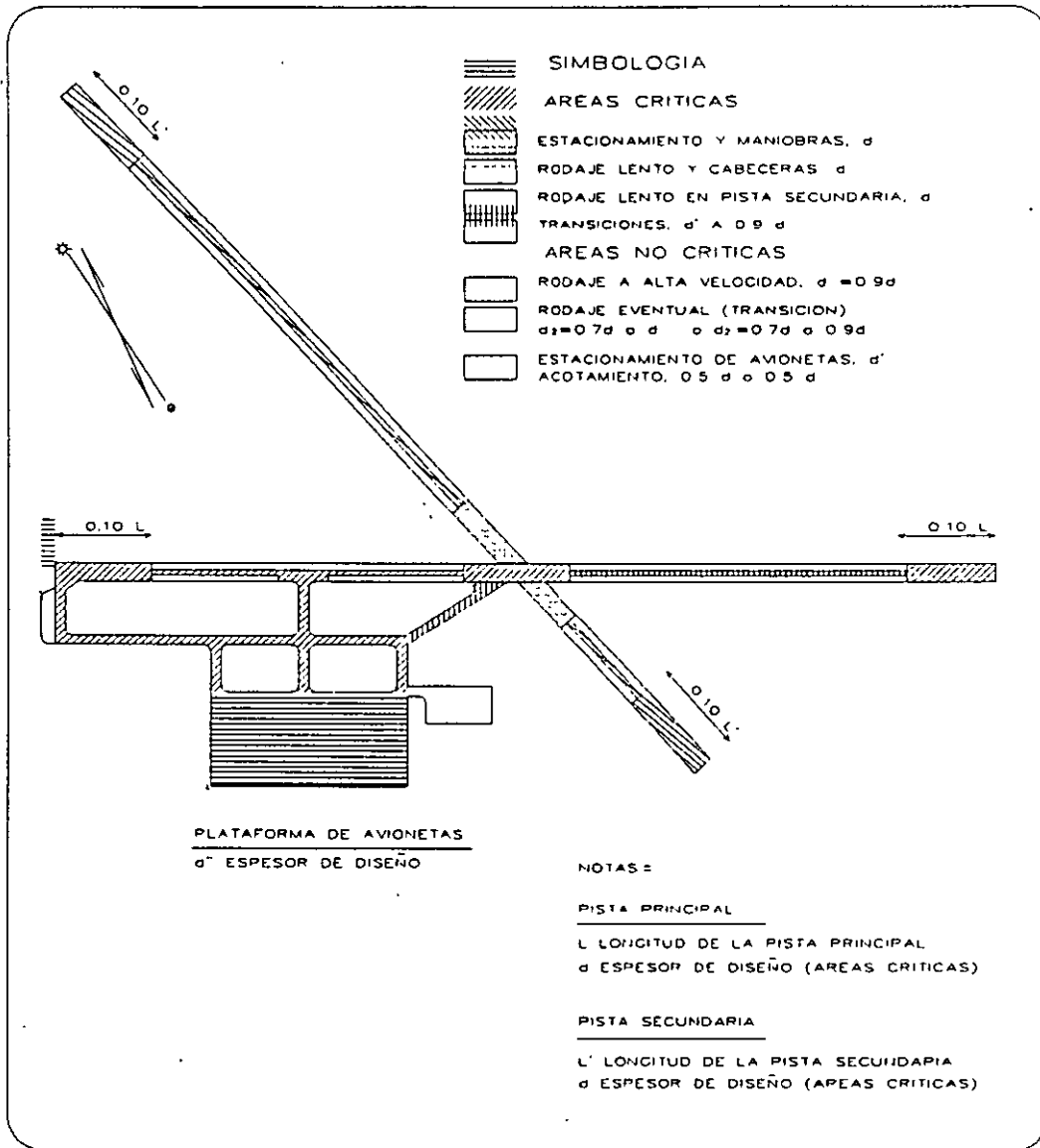
CRITERIOS DE COMPORTAMIENTO ESTRUCTURAL.- Vida útil del aeropuerto, características mecánicas del subsuelo y de la terracería, factores ambientales, tránsito aéreo previsto, materiales disponibles, capacidad estructural, requerimientos de conservación.

CRITERIOS ECONOMICOS.- Disponibilidad de fondos económicos, inversión inicial, análisis de construcción por etapas, costos de conservación contra costos de reconstrucción, condiciones de operación para el aeropuerto, interferencias con el tránsito aéreo, disponibilidad de materiales, niveles de seguridad en la superficie de rodamiento, niveles de comodidad en la superficie de rodamiento, condicionantes de los planes de expresión.

El tránsito aéreo es otro de los elementos importantes que intervienen en el diseño estructural de la pista. Este elemento lo integran los componentes:

- 1°.- Peso total de la aeronave
- 2°.- Descarga por rueda de la aeronave
- 3°.- Cantidad y arreglos de los neumáticos de la aeronave
- 4°.- Presión de contacto de los neumáticos de la aeronave
- 5°.- Cantidad de reparaciones de las cargas de los neumáticos de la aeronave
- 5°.- Carga estática o dinámica de la aeronave
- 7°.- La mezcla de las aeronaves que efectuarán sus operaciones en el nuevo aeropuerto
- 8°.- Tasa de crecimiento de las aeronaves.

EMPLAZAMIENTO



AREAS DE RODAMIENTO

GEOTECNICA

Para poder diseñar y proyectar en forma estructural los pavimentos del nuevo emplazamiento es primordial y esencial conocer el tipo de subsuelo sobre el que se van a cimentar, así como el de poder establecer las fuentes idóneas de materiales que se emplearán para su construcción.

Para esto en el sitio en donde se va a emplazar el nuevo aeropuerto en proyecto, se deberá realizar un estudio geotécnico de la región, topográfico, y si es posible un inventario de bancos de materiales que podrán ser empleados principalmente en las estructuras, antes de iniciar los estudios de campo. Todo esto con la finalidad de poder definir los procedimientos de construcción convenientes.

ARQUITECTONICO

El edificio terminal de un aeropuerto tiene como finalidad primordial el de permitir la transición de personas entre dos medios diferentes de transporte, en las mejores condiciones de comodidad, tiempo y economía.

Un aeropuerto por la necesidad de mantener a las aeronaves estacionadas en sus plataformas respectivas, por un tiempo mínimo, ocasionan la generación de lapsos muy cortos para el procesamiento de los pasajeros y sus respectivos equipajes, efectuando el fenómeno de las aglomeraciones principalmente en las horas pico o críticas.

EMPLAZAMIENTO

El emplazamiento que se encuentra retirado de la ciudad, y que presenta deficiencias en su transporte público, así como el uso excesivo del vehículo particular, ocasiona una población mayor a la prevista, por incluir además del usuario, acompañantes no esperados; por lo que las áreas diseñadas para atender una determinada cantidad de pasajeros, se ve incrementada, ocasionando que las áreas actuales no sean suficientes para atender la demanda.

Cuando los pasajeros que van a efectuar un viaje se presentan al aeropuerto con anticipación, con el objeto de realizar sus trámites de documentación y registro, agregando a esto la llegada anticipada de los usuarios en previsión de eventualidades en su trayecto, crean la necesidad de áreas mayores. Todo esto refleja la necesidad de crear un sistema que vaya a satisfacer las necesidades del edificio terminal a través de un programa del tipo arquitectónico.

PROGRAMA DE NECESIDADES

Este programa debe de cubrir todos los crecimientos que se tienen previstos para el edificio terminal, según el horizonte de planeación especificado por el Plan Maestro del aeropuerto. El objetivo del programa es establecer mediante demandas a futuro, la capacidad de cada elemento que integran o integrarán, para así poder evitar sobredimensionamientos o subdimensionamientos.

El programa de necesidades debe de contener lo siguiente:

1°.- Crecimiento de la población que rodea o rodeará al emplazamiento.

2°.- Integración de una red aeroportuaria.

3°.- Actualización de equipos técnicos tanto de tierra como para aire.

4°.- evaluación de los sistemas de control, manejo y seguridad para pasajeros o usuarios, maletas y aeronaves, bandas transportadoras, tractores, etc.

5°.- Aumento de la demanda en las horas pico no contempladas.

6°.- Integración de nuevos conceptos en lo referente a la comercialización.

DIAGRAMAS DE FLUJO

Los patrones de los diagramas de flujo se encuentran determinados por los requerimientos que deben de satisfacer, existiendo una interrelación estrecha entre ellos mismos, y los programas de necesidades arquitectónicas. Este análisis se presenta por los diagramas de flujo, los cuales permiten visualizar:

1°.- Los elementos funcionales de los edificios terminales, asociados directamente al movimiento de los pasajeros y sus equipajes.

2°.- Los elementos funcionales cuya capacidad depende de la demanda y el modo en que se relacionan a ella.

3°.- Los elementos funcionales cuya capacidad es en cierta medida independiente de la demanda.

Los elementos funcionales que integran a el edificio terminal de un aeropuerto son los siguientes:

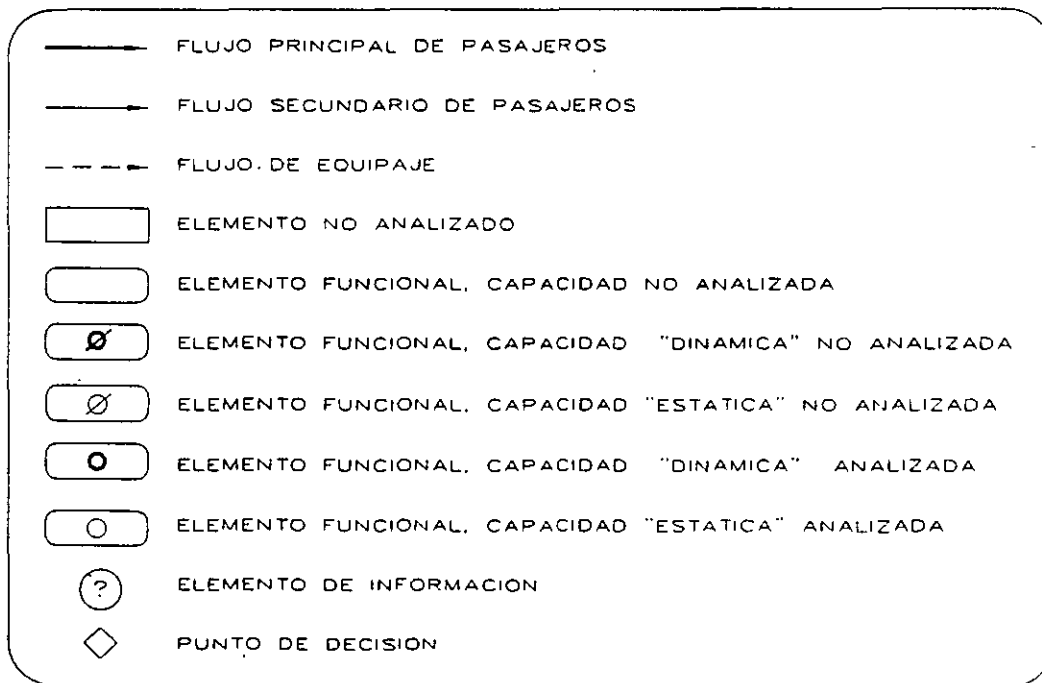
EMPLAZAMIENTO

1°.- Areas para procesamiento de pasajeros y equipajes

2°.- Areas generales para el público

3°.- Areas públicas de servicio

4°.- Areas restringidas de servicio.



SIMBOLOGIA DEL DIAGRAMA DE FLUJO

FLUJO DE SALIDA

Los edificios terminales son eslabones que permiten la circulación o desplazamiento de sus usuarios y visitantes por el interior de esta instalación, siendo controlada esta actividad por medio de un análisis detallado de sistemas de flujo, el cual esta diseñado de tal manera que todas las actividades dan apoyo o soporte al procesamiento para el pasajero.



A continuación se presentan dos diagramas de flujo para salida de pasajeros, los cuales efectuarán vuelos del tipo comercial e internacional.

EMPLAZAMIENTO

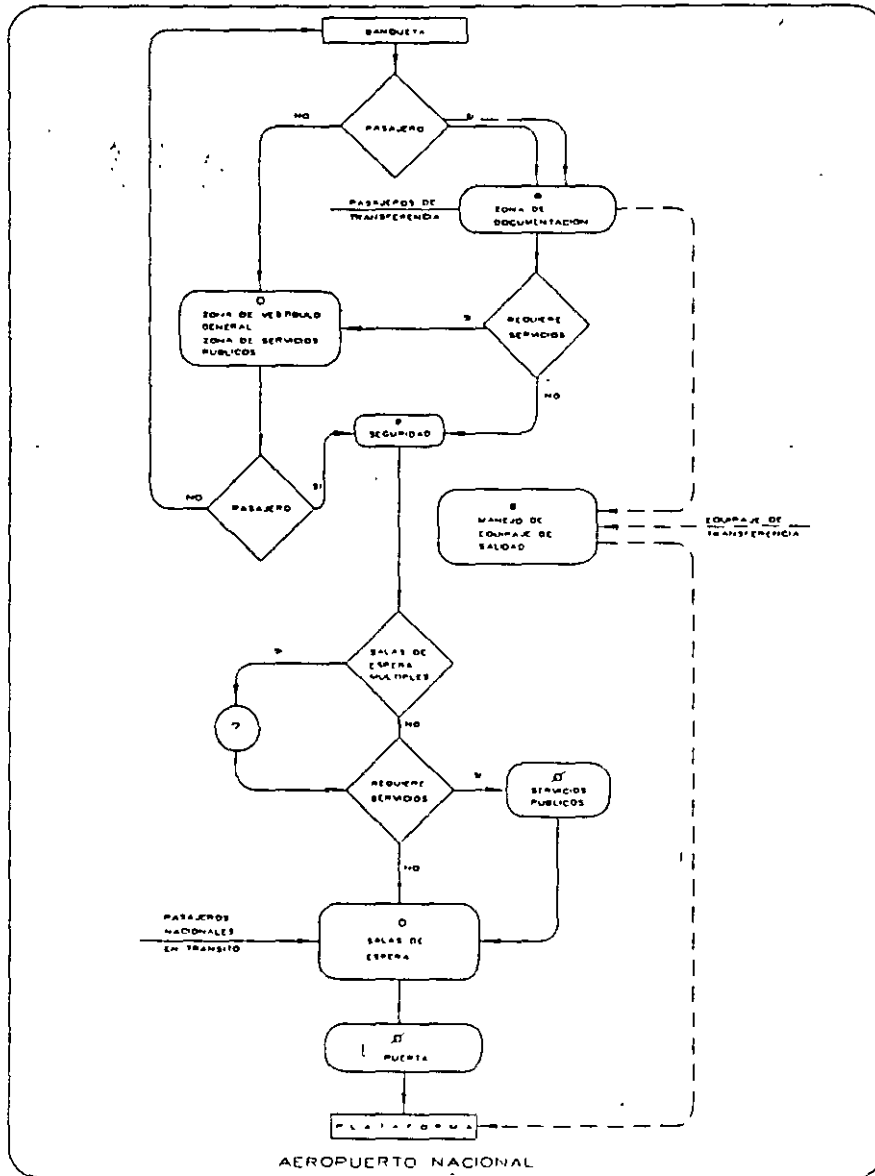
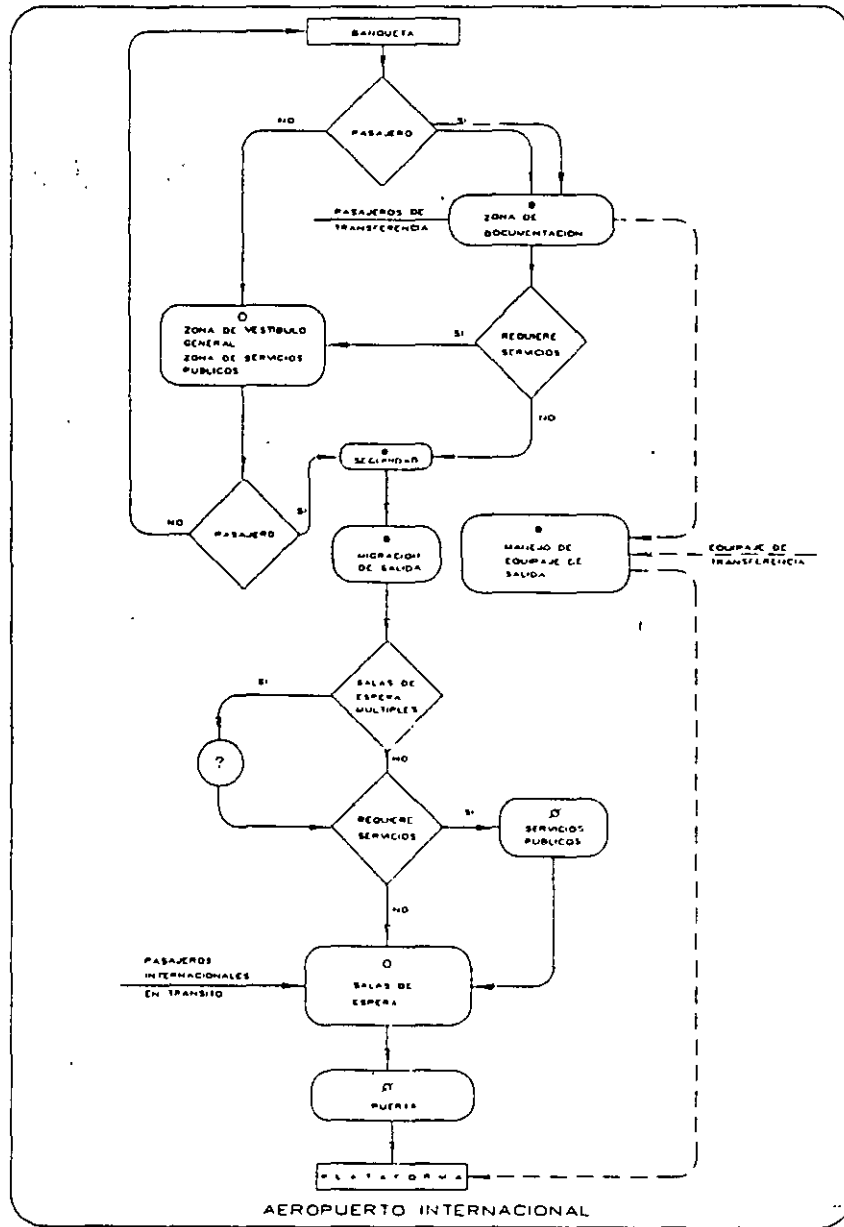


DIAGRAMA DE FLUJO DE PASAJEROS DE SALIDA



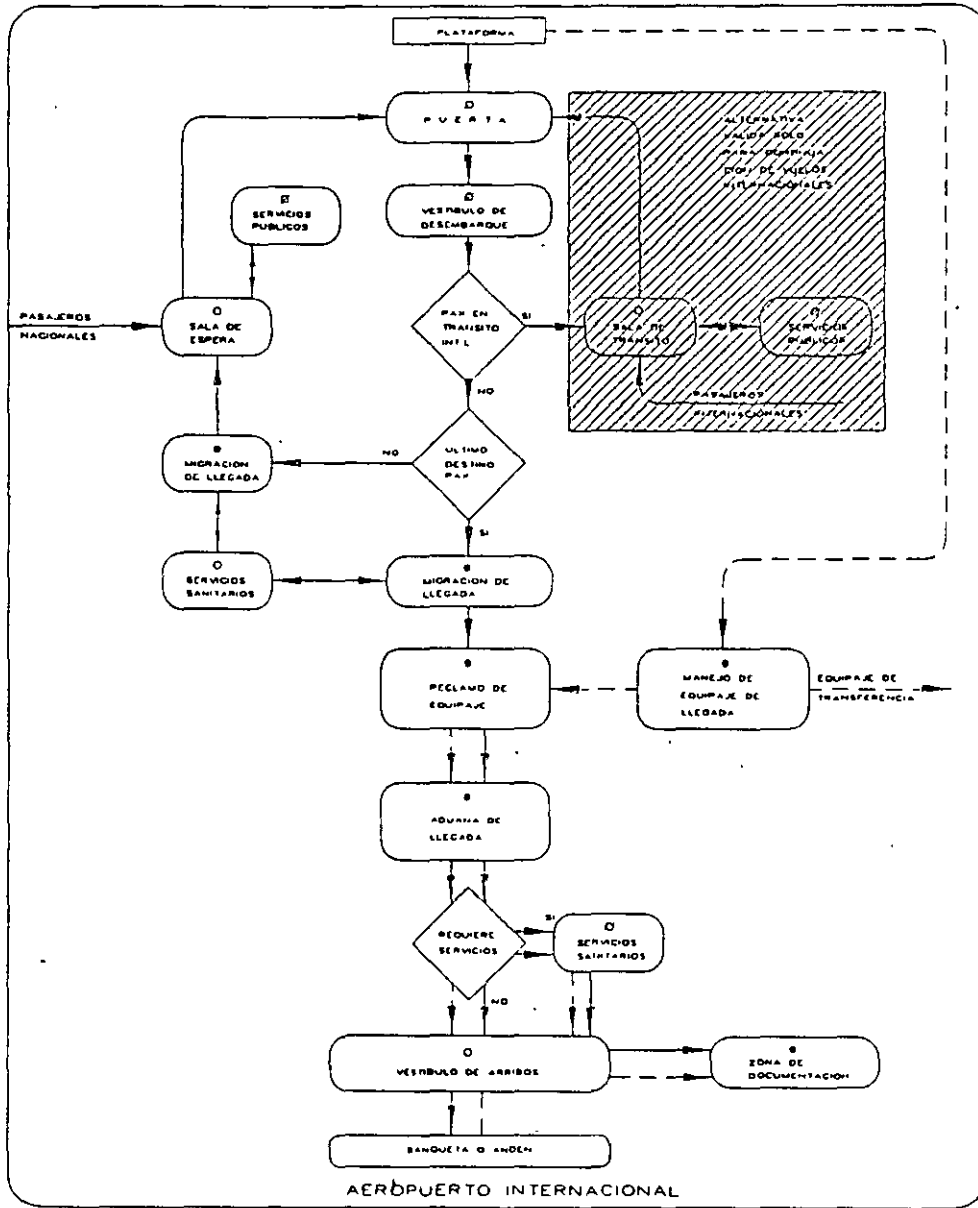


DIAGRAMA DE FLUJO DE PASAJEROS DE SALIDA

EMPLAZAMIENTO

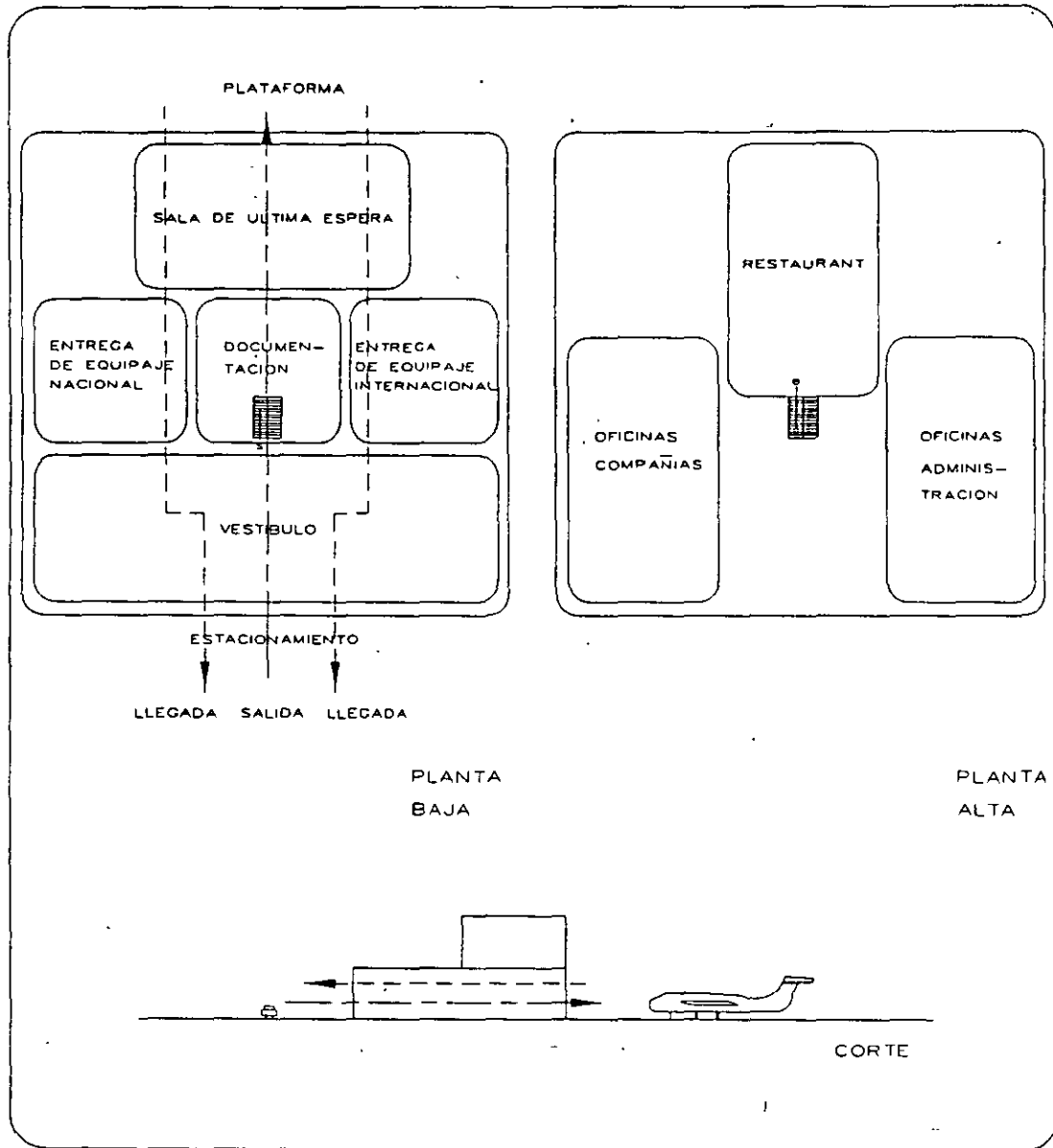
CLASIFICACION DEL EDIFICIO TERMINAL

La instalación más compleja de una zona aeroportuaria es el edificio terminal, el cual debe estar bien diseñado y proyectado para poder atender todas las actividades que se realizarán en su interior. La determinación del desarrollo de un área terminal depende de varios factores los cuales vendrán a atender la demanda esperada. Por eso es necesario establecer dentro del proyecto de construcción si el edificio es horizontal o vertical, centralizado o descentralizado.

HORIZONTAL

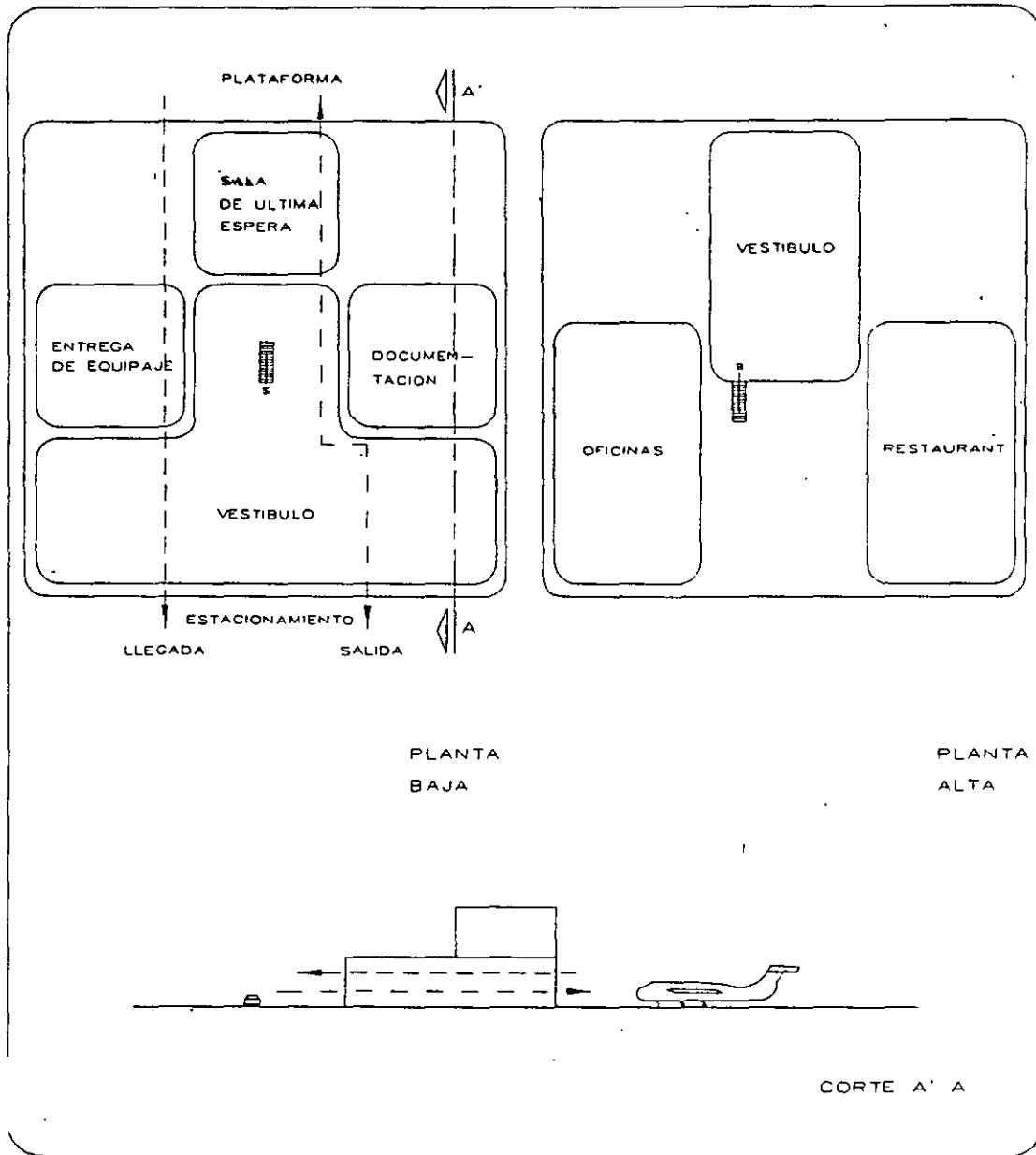
Para poder establecer el desarrollo o crecimiento horizontal de un edificio terminal es necesario considerar dentro del programa arquitectónico lo siguiente:

- 1°.-** Diseño de un nivel con posiciones de aeronaves de 1 a 5.
- 2°.-** Procesos de pasajeros en planta baja y alta, actividades complementarias en ambas plantas y/o sótanos, con posición de aeronaves de 3 a 10 en plataforma.
- 3°.-** Proceso de pasajeros en planta baja y alta con actividades complementarias en el tercer y cuarto nivel, así como el sótano, con plataforma con más de 10 posiciones.

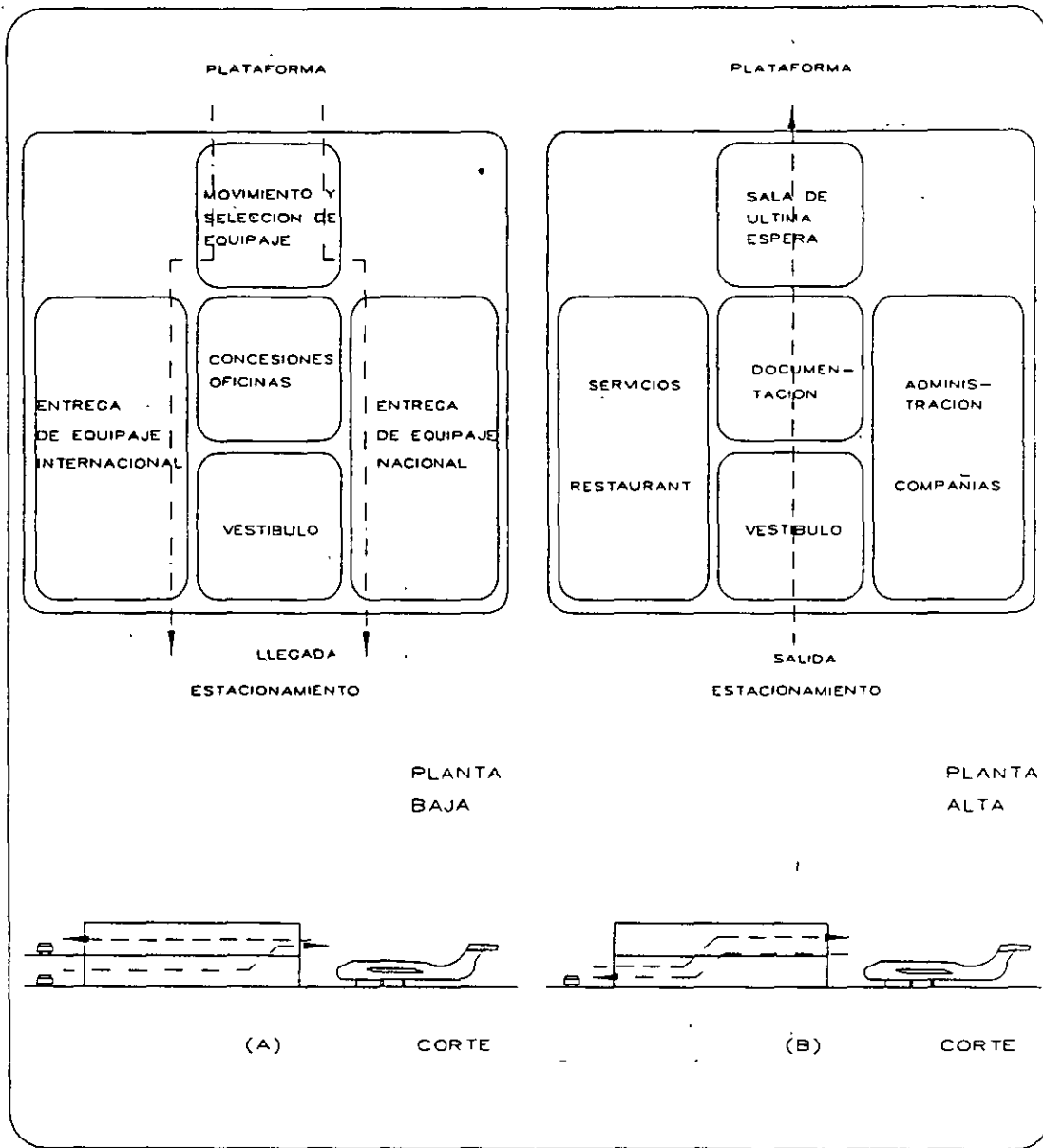


PROCESO LINEAL EN UN SOLO NIVEL

EMPLAZAMIENTO

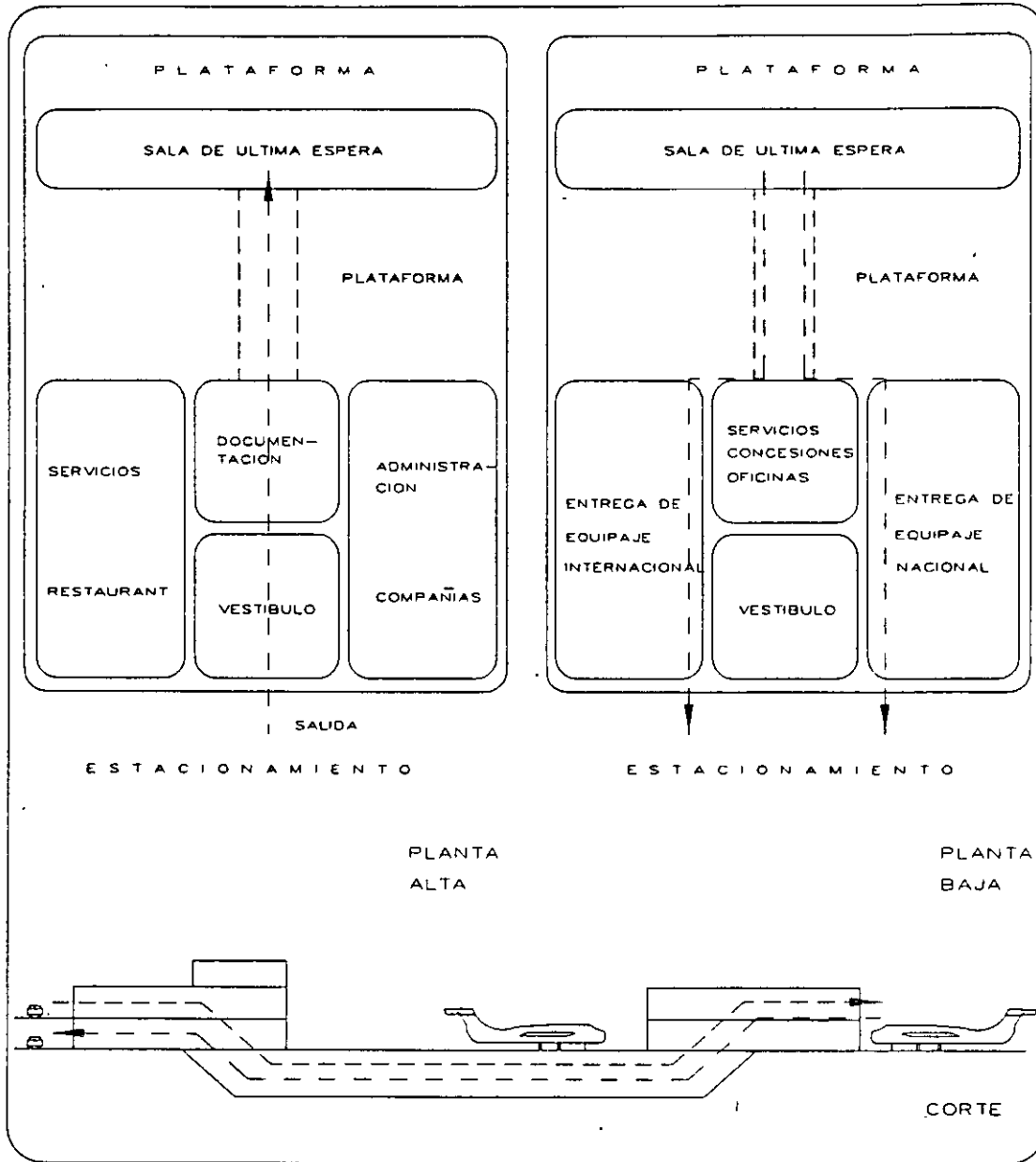


PROCESO LINEAL EN UN SOLO NIVEL



PROCESO SOBREPUESTO

EMPLAZAMIENTO



CENTRALIZADO

La característica del proceso centralizado del edificio terminal horizontal, es que la zona de documentación se encuentra al centro de la planta baja con sus servicios en ambos extremos.

DESCENTRALIZADO

Aquí la zona de documentación se encuentra a un lado del centro del edificio terminal horizontal.

VERTICAL

Al determinarse la geometría del edificio terminal, existirán conceptos que a través del programa de necesidades arquitectónicas se integrarán de la mejor manera a la operación aeropuerto. Estos conceptos serán fundamentales para el control, desarrollo y crecimiento del edificio terminal, principalmente si se está contemplando como un edificio vertical.

A continuación se indican algunos programas a considerar para este tipo de edificio:

1°.- Programa arquitectónico para un nivel con crecimiento lento, con posiciones libres de estacionamiento en plataforma de 1 a 5.

2°.- Programa arquitectónico de los niveles con crecimiento intermedio, con posiciones libres de establecimiento en plataforma de 3 a 10.

3°.- Programa arquitectónico de tres o más niveles con crecimiento rápido, con posiciones libres de estacionamiento en plataforma de 10 a 18.

EMPLAZAMIENTO

4°.- Area de concesiones.

5°.- Areas de oficinas y vestibulos.

Además de que existen otros factores que condicionan, determinan y generan criterios adicionales para el diseño, como son los siguientes:

1°.- Capacidad física para el desarrollo del área, que es la verificación y en su caso ajustar la cercanía de las pistas, separación de edificios y la vialidad exterior.

2°.- Tipología del aeropuerto, que es la actividad principal del proceso del pasajero ya sea nacional o internacional o en su caso combinado, así como la existencia de los vuelos saturados y sobrecapacidad del sistema y del mismo.

3°.- Generación en la que se encontrará el aeropuerto, con respecto a la velocidad de crecimiento del sistema del aeropuerto.

4°.- Tipo de proceso para pasajeros, que serán las horas pico, procesos especiales de vuelos fletados, pasajeros en tránsito, minusvalidos, esquema de organización especial etc.

DISEÑO FUNCIONAL

Para poder desarrollar el diseño funcional del edificio terminal es necesario realizar un análisis de los principales sistemas para poder determinar soluciones por medio de diferentes diagramas de flujo y de relaciones, evaluando sus ventajas y desventajas, según las necesidades de la infraestructura aeroportuaria.

Dentro del diseño funcional se deberá plantear a la vez la respuesta a la demanda actual, así como las ampliaciones subsecuentes, siguiendo ciertos operativos y conceptos de área terminal que sean más adecuados a las características propias del aeropuerto de acuerdo a su tipología, velocidad de crecimiento, inversión y diferentes alternativas de crecimiento.

CRITERIOS DE DISEÑO

Dentro del concepto arquitectónico para el edificio terminal de un sistema aeroportuario, este debe de buscar la capacidad y eficiencia, simplificando y optimizando nacionalmente todas las actividades que se desarrollarán en su interior. Buscando adecuar el uso del espacio asignado para hacer directo o inmediato el tránsito de pasajeros y maletas a las aeronave o viceversa, además de concentrar los servicios para poder proporcionar una mayor fluidez y comodidad al usuario, así como a los prestadores de servicios, autoridades, administradores, etc.

Para el diseño arquitectónico del edificio terminal, es necesario manejar esquemas de organización mediante los cuales se podrá controlar físicamente el flujo de pasajeros de llegada y salida, lo que construirá la esencia del proceso. Los elementos principales que integran al proceso de pasajeros son los siguientes:

- 1°.- Area de documentación
- 2°.- Salas de última espera
- 3°.- Areas de entrega de equipaje
- 4°.- Area de concesiones
- 5°.- Areas de oficinas y vestíbulos.

EMPLAZAMIENTO

Además de que existen otros factores que condicionan, determinan y generan ciertos adicionales para el diseño, como son los siguientes:

- 1°.- Capacidad**
- 2°.- Salas de última espera**
- 3°.- Areas de entrega de equipaje**

CONSIDERACIONES

Para poder llevar a cabo el diseño funcional, será necesario comprender las actividades que se realizan en el interior de cualquier edificio terminal. Para esto se deben de agrupar de la siguiente manera:

- 1°.- Proceso de salida de los pasajeros nacionales.**

- Estacionamiento.
- Documentación.
- Tarifa por el uso de aeropuerto
- Equipo de revisión para pasajeros y equipaje (ERPE).
- Salas de última espera (SUE).
- Aeronave.

- 2°.- Proceso de salida de pasajeros internacionales.**

- Estacionamiento.
- Documentación.
- Tarifa por el uso del aeropuerto.

Equipo de revisión para pasajeros y equipo (ERPE).
Migración.
Salas de última espera (SUE).

3°.- Proceso de llegada de pasajeros nacionales.

Aeronave.
Recepción de equipaje.
Sala de espera de visitantes.
Estacionamiento.

4°.- Proceso de llegada de pasajeros internacionales.

Aeronave.
Sanidad.
Migración.
Recepción de equipaje.
Aduana.
Sala de espera de visitantes.
Estacionamiento.

5°.- Actividades complementarias - público.

Compra de artículos.
Información.
Alimentos.
Comunicación.
Espera.
Servicios.

6°.- Actividades complementarias - operación y proceso interno.

Autoridades.
Admisión y mantenimiento.
Compañías aéreas.

7°.- Proceso de salida de pasajeros.

Vestibulo.
Acceso peatonal al edificio terminal.
Servicio de información y ambulatorio.
Guarda equipaje.

8°.- Proceso de registro de equipaje y documentación.

Número de agentes.
Superficie de registro documentación.
Superficie de cola.
Longitud de cola.
Longitud de documentación.
Longitud de mostradores.
Area de vestibulo general.

9°.- Manejo de equipaje.

Area de manejo de equipaje.
Número de bandas.
Oficinas de control.
Andén de carga.
Baños y vestidores para empleados.
Oficinas para compañías aéreas.
Areas de oficinas, ventana de boletos, apoyo a la documentación sala general de salida.
Pagos de derecho de uso de aeropuerto.
Equipo de revisión para pasajeros y equipaje (ERPE).
Información.
Reservaciones.
Directorios.

10°.- Sala de migración y seguridad.

Sala de espera.
Sanitarios para hombres y mujeres.
Andén de embarque.

EMPLAZAMIENTO

11°.- Proceso de llegada de pasajeros.

Andén de arribo.
Número de filtros.
Area de oficinas.

B.- Reclamo de equipaje.

Número de carruseles.
Area de sala.
Sanitarios.

C.- Revisión aduanal.

Area de mesas.
Area de oficinas.
Retención de equipajes.
Maletas perdidas.
Vigilancia y seguridad.

D.- Sala de bienvenida.

Area de sala.
Oficinas de turismo.
Reservaciones.
Renta de autos, transporte colectivo, taxis ambulatorio y
andén de salida.

12°.- Manejo exterior de equipaje.

Area de manejo de equipaje.
Número de bandas.
Oficinas de control.
Anden de descarga.
Sanitarios y vestidores para empleados.

13°.- Salón oficial.

Vestibulo de acceso.
Pequeño auditorio.
Sala de descanso con cafetería.
Sanitarios.
Escaleras de servicio.
Zona de espera y parada de autobuses para el personal del aeropuerto.
Acceso, vestibulo y comunicación por ascensores.

B.- Administración.

I.- Zona administrativa.

Información.
Circulación.
Oficina de las secretarías de estado.
Oficina de computación y sistema de sonido.
Servicios.
Sanitarios para hombres y mujeres.
Escaleras de servicio.
Zona de elevadores y vestibulo de acceso.

II.- Servicios generales.

Base de mantenimiento.
Bodegas para alimentos.
Recepción y control de:

Administración y control de calidad:

Bodega de legumbres y frutas.
Bodega de refrescos y vinos.

EMPLAZAMIENTO

Bodega de latería y derivados.
Frigoríficos.
Montacargas y ductos de alimentos.
Ducto para basura.
Máquinas para computación.
Subestación eléctrica.
Cuartos de máquinas.
Baños generales

C.- Servicios especiales.

I.- Primeros auxilios.

Recepción.
Sala de espera.
Primeros auxilios y consultorio.
Zona de ambulancia.
Andén de emergencia.
Recepción de emergencia.

II.- Seguridad.

Departamento de pérdidas o robos.
Jefe de seguridad.
Departamento de clasificación de drogas y contrabando.
Celda.
Perrera.
Bodega.

DIAGRAMAS DE RELACIONES

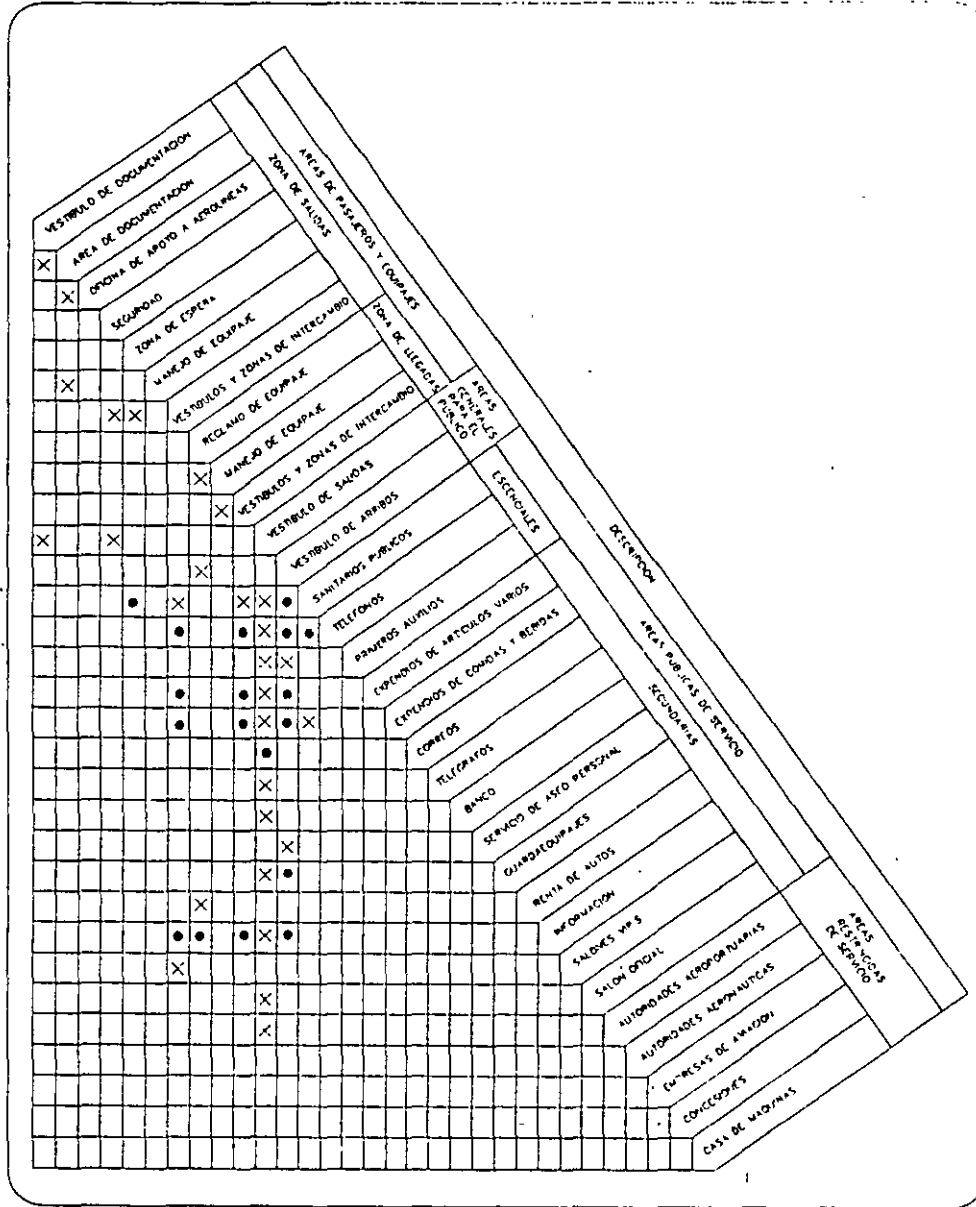
El programa de necesidades arquitectónicas es la descripción o listado de los locales o elementos que integrarán las instalaciones en su interior, en forma cualitativa.

Para posteriormente vaciar estos datos en un programa en forma cuantitativa, como se muestra a continuación:

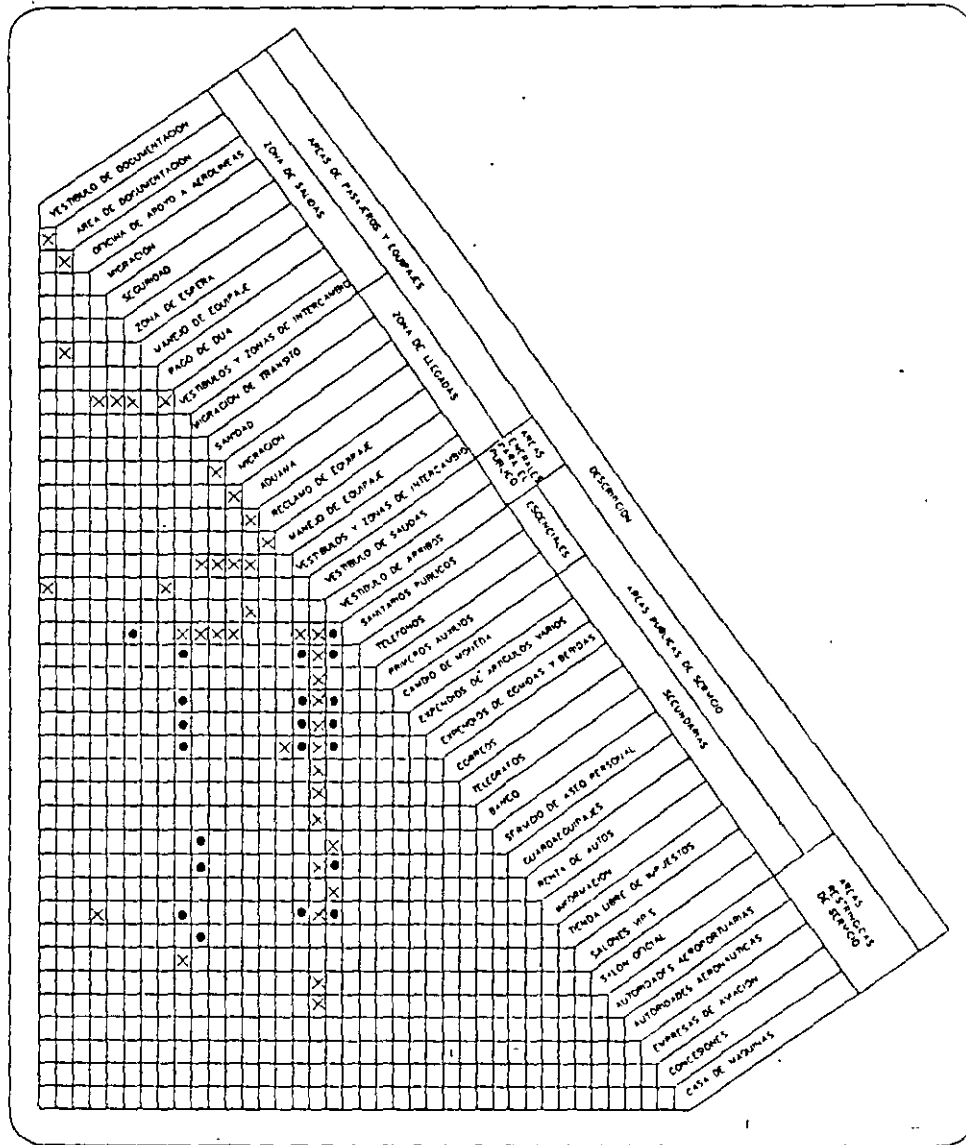
<input checked="" type="checkbox"/>	INDISPENSABLE
<input type="checkbox"/>	SOLO EN AEROPUERTOS CON INSTALACIONES DUPLICADAS
<input type="checkbox"/>	NO INDISPENSABLE

SIMBOLOGIA

EMPLAZAMIENTO

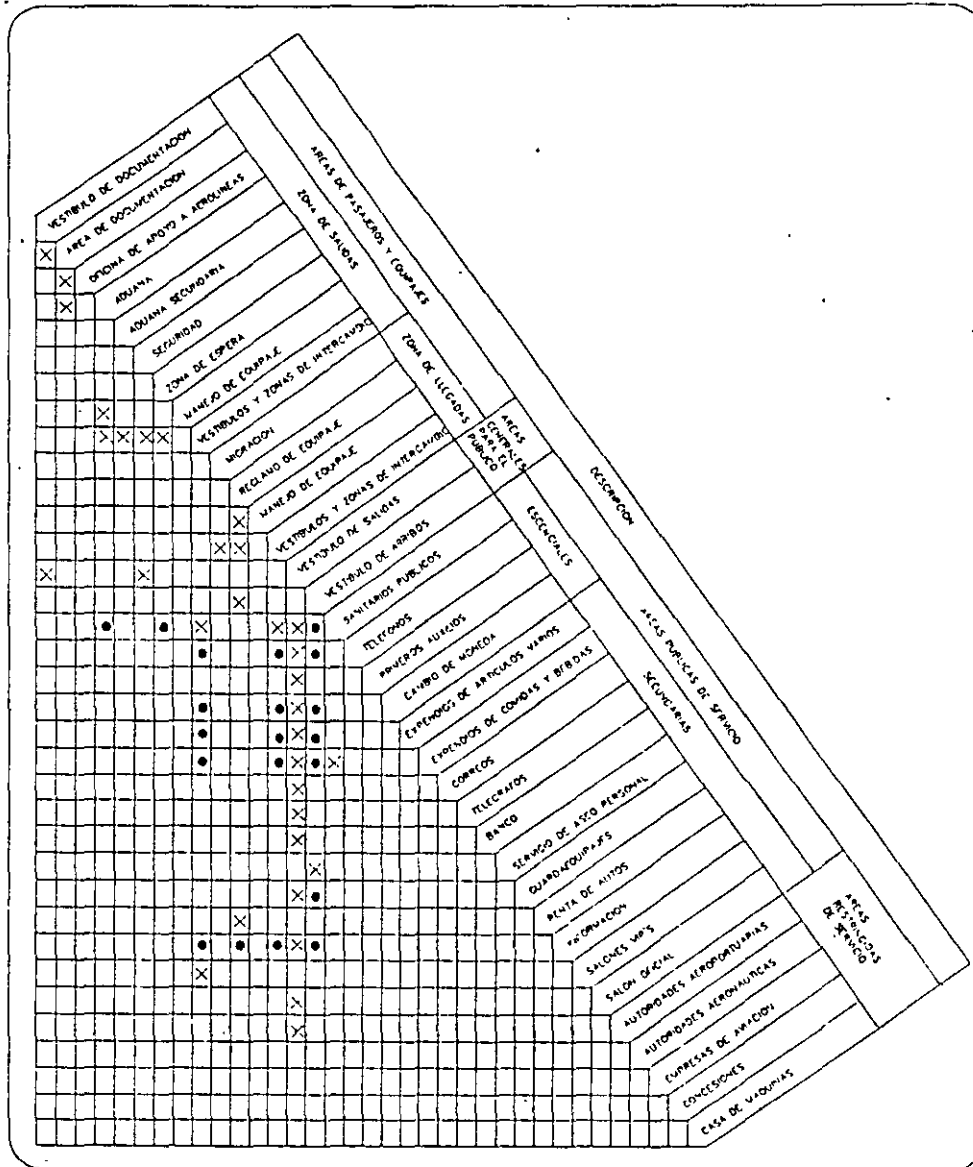


MATRIZ DE INTERRELACION DE LOS PRINCIPALES ELEMENTOS FUNCIONALES DE UN AEROPUERTO NACIONAL



MATRIZ DE INTERRELACION DE LOS PRINCIPALES ELEMENTOS FUNCIONALES DE UN AEROPUERTO INTERNACIONAL

EMPLAZAMIENTO



MATRIZ DE LOS PRINCIPALES ELEMENTOS FUNCIONALES DE UN AEROPUERTO FRONTERIZO

Las actividades fundamentales que realizan cada uno de los elementos funcionales, se describen seguidamente:

1°.- Areas para procesamiento de pasajeros y equipaje, son los locales o elementos en donde se realizan los trámites de registro, documentación y control de los pasajeros y respectivos equipajes, incluyendo áreas de espera exclusivas.

a.- Zonas de salida, la cual la integran:

- Vestibulo de documentación.
- Oficinas de apoyo de las aerolíneas.
- Areas de revisión de seguridad.
- Zonas de espera exclusivas para pasajeros.
- Arena para manejo de equipaje.
- Area para manejo de equipaje de salida.
- Area para pago de impuesto por uso de aeropuerto.
- Vestibulo y la zona de intercambio.

b.- Zona de llegada, la cual la integran:

- Areas de control de frontera (sanidad, migración y/o aduana).
- Zonas de reclamo de equipaje.
- Areas para manejo de equipaje de llegada.
- Vestibulo y zonas de intercambio.

2°.- Areas generales para el público, son los elementos de circulación o de espera, ubicados en una terminal, a los cuales tienen acceso, pasajeros y visitantes, que intercomunican los

EMPLAZAMIENTO

accesos y salidas del edificio con las zonas de documentación, vestíbulos reservados a los pasajeros de salida, áreas para pasajeros de llegada y áreas públicas de servicio cuyo uso no esté limitado para los pasajeros como son las áreas de sanitarios y concesiones. Estas áreas se dividen en:

Vestibulo de salida.
Vestibulo de llegada.

3°.- Areas públicas de servicio, son las zonas en donde se ubican locales para servicios de pasajeros, visitantes y empleados del aeropuerto, cuyas áreas y ubicación dependen del volumen de la demanda y de las magnitudes del edificio terminal. Estas áreas se dividen en:

a.- Servicios esenciales, los cuales se integran de:

Sanitarios.
Teléfonos.
Primeros auxilios.
Cambio de monedas (aeropuertos internacionales).

b.- Servicios secundarios, los cuales se integran de:

Expendios de artículos varios.
Expendios de comidas y bebidas.
Correos.
Telegráfos.
Banco.
Servicios de aseo personal.
Guarda equipaje.
Renta de automóviles.

Información general de hoteles y turismo.
Tiendas libres de impuestos (aeropuertos internacionales).

4°.- Areas restringidas de servicio, que son los locales que por lo general no están a la vista del público, por desarrollarse actividades tales como el control aéreo, la administración del propio aeropuerto, las empresas aéreas o concesionarios. Estas áreas se clasifican de la siguiente manera:

Areas para autoridades aeroportuarias.
Areas para autoridades aeronáuticas.
Areas para servicios de empresas de aviación.
Areas para servicio de concesionarios.
Areas para casa de máquinas.

ELEMENTOS Y CAPACIDADES

Establecido el programa de necesidades arquitectónicas del edificio terminal, se deberá de escribir sus elementos principales, como las bases o criterios utilizados en el desarrollo del análisis para el cálculo de la capacidad. Esta capacidad se transformará en servicio y la cual podrá presentarse en forma estática, dinámica, normativa y sostenida o última.

EMPLAZAMIENTO

ELEMENTOS	PROCESADORES	DEPOSITO	ESLABONES	OTROS
A) ZONAS DE PASAJEROS Y EQUIPAJES				
I) ZONA DE SALIDA				
1. VESTIBULO DE DOCUMENTACION		ESTATICA		
1 MOSTRADORES (CANTIDAD)	DINAMICA			
2 AREA DE DOCUMENTACION	DINAMICA			
2. AREA DE TRABAJO				
3 OFICINAS DE APOYO A AEROLINEAS				NORMATIVA
4 ADUANA				
1 AREA DE RECLAMO DE EQUIPAJE	DINAMICA			
2 AREA DE COLAS		ESTATICA		
3 AREA DE REVISION (CANTIDAD MESAS)	DINAMICA			
4 AREA DE TRANSICION			DINAMICA	NORMATIVA
5 AREA DE OFICINAS				NORMATIVA
6 AREA DE BODEGAS				
5 ADUANA SECUNDARIA				
1. AREA DE REVISION	DINAMICA			
2 AREA DE COLAS		ESTATICA		
6 MIGRACION				
1 AREA DE COLAS		ESTATICA		
2 AREA DE FILTROS (CANTIDAD)	DINAMICA			
3 AREA DE TRANSICION			DINAMICA	
4 AREA DE OFICINAS				NORMATIVA
7 SEGURIDAD				
1 AREA DE COLAS		ESTATICA		
2. AREA DE REVISION	DINAMICA			
3 AREA DE TRANSICION				DINAMICA
8 AREA DE ESPERA				
1 SALA		ESTATICA		
2 ZONA DE DOCUMENTACION	DINAMICA			
9 MANEJO DE EQUIPAJE				
1 AREA DE ENTREGA	DINAMICA			
2. AREA DE TRABAJO	DINAMICA			
3 AREA DE ESTACIONAMIENTO		ESTATICA		
4. AREA DE EQUIPAJE EN ESPERA		ESTATICA		
10. PAGO DE DUA	DINAMICA			
11 ZONAS DE VESTIBULOS E INTERCAMBIOS				
II) ZONAS DE LLEGADA				NORMATIVA
1 MIGRACION DE TRAFISITO				
1 AREA DE COLAS		ESTATICA		
2 A AREA DE FILTROS (CANTIDAD)	DINAMICA			

ELEMENTOS

CAPITULO 2

3. AREA DE TRANSICION			DINAMICA	
2 SANIDAD				
1. AREA DE COLAS		ESTATICA		
2. AREA DE FILTROS (CANTIDAD)	DINAMICA			
3 AREA DE TRANSICION			DINAMICA	NORMATIVA
4. AREA DE OFICINAS				
3. MIGRACION				
1. AREA DE COLAS		ESTATICA		
2. AREA DE FILTROS (CANTIDAD)	DINAMICA			
3 AREA DE TRANSICION			DINAMICA	
4 AREA DE OFICINAS				NORMATIVA
4 AQUANA				
1 AREA DE COLAS		ESTATICA		
2. AREA DE REVISION (CANTIDAD MESAS)	DINAMICA			
3 AREA DE TRANSICION			DINAMICA	
4. AREA DE OFICINAS				NORMATIVA
5. AREA DE BODEGAS				NORMATIVA
6 AREA DE OFICINAS FITOSANITARIAS				NORMATIVA
7 AREA DE OFICINAS P. JUDICIAL				NORMATIVA
5 RECLAMO DE EQUIPAJE				
1. AREA DE ENTREGA	DINAMICA			
2 AREA DE ESPERA		ESTATICA		
3 AREA DE CIRCULACION			DINAMICA	
4. AREA DE INFORMACION				NORMATIVA
5 AREA DE BODEGA				NORMATIVA
6 MANEJO DE EQUIPAJE				
1. AREA DE TRABAJO	DINAMICA			
2 AREA DE ESTACIONAMIENTO		ESTATICA		
3 AREA DE EQUIPAJE EN ESPERA		ESTATICA		
7. ZONAS DE VESTIBULO E INTERCAMBIOS				NORMATIVA
B) AREAS GENERALES PARA EL PUBLICO				
i) VESTIBULO DE SALIDA				
1. AREA DE VESTIBULO		ESTATICA		
2 AREA DE CIRCULACION				NORMATIVA
ii) VESTIBULO DE ARRIBOS				
1 AREA DE VESTIBULO		ESTATICA		
2 AREA DE CIRCULACIONES				NORMATIVA
C) AREAS PUBLICAS DE SERVICIO				NORMATIVA
D) AREAS RESTRINGIDAS DE SERVICIO				NORMATIVA

ELEMENTOS

EMPLAZAMIENTO

CAPACIDAD

A continuación se definen los diferentes servicios con que puede contar el edificio terminal.

ESTATICA

Es la capacidad potencial de almacenamiento de un fenómeno o área expresada en términos del número de usuarios en que un momento determinado pueden encontrarse en ella. Esta capacidad se obtiene de la siguiente manera:

$$CE = AD/NO$$

donde:

CE = Capacidad estática (número de usuarios).

AD = Area disponible (suficiente total del local).

NO = Normas de ocupación (cantidad de m² por ocupante en función de la calidad del servicio).

DINAMICA

Es la máxima capacidad posible de proceso que tiene un elemento por unidad de tiempo. Esto dependerá de la naturaleza de operación que se lleve a cabo, calculándose de la siguiente manera:

$$CD = CS \times NUS$$

donde:

CD = Capacidad dinámica (número de pasajeros o equipajes a atender por unidad de tiempo).

CS = Capacidad de servicio (tasa de servicio con que se puede atender a un pasajero o equipaje).

NUS = Número de unidades de servicio (cantidad de elementos disponibles para atender de demanda).

Normativa

El criterio o norma que se emplea para determinar el espacio o número de elementos requeridos para una función determinada (tipo y cantidad de muebles en servicios sanitarios o el espacio para oficinas de función de los m² por empleado).

Sostenida y última

Es el volumen de demanda que puede atender un elemento durante un período prolongado de tiempo, dentro de los límites de espacio y tiempo, fijados para un nivel de servicio determinado.

AREAS PARA LOS ELEMENTOS

En los incisos siguientes se presenta la fórmula para obtener la superficie o áreas de los elementos más importantes del edificio terminal.

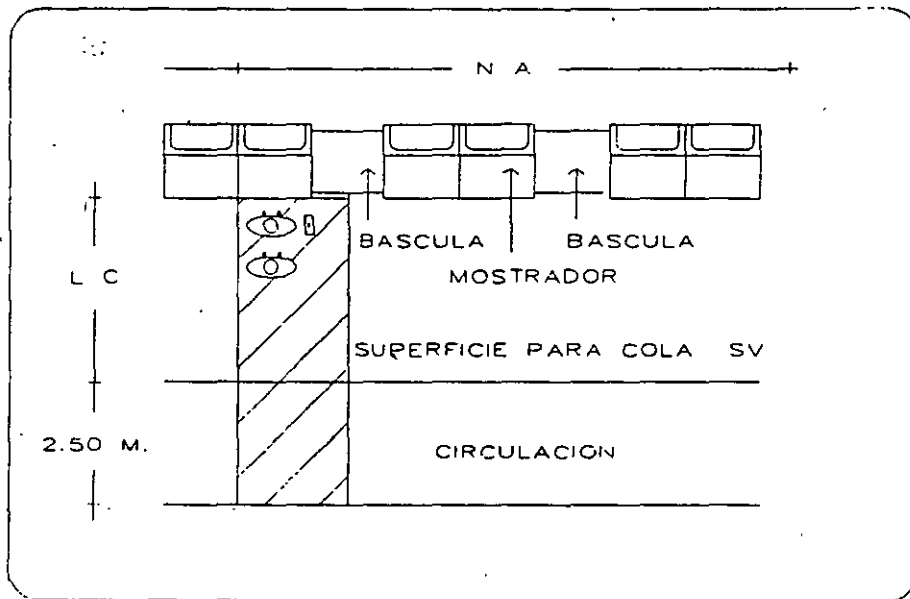
Vestibulo de Documentación

Es el área que se localiza frente a las oficinas de documentación (mostradores) de las compañías aéreas, empleándose para que se forme el usuario en espera de ser registrado para su vuelo, a la vez que documentará su equipaje.

EMPLAZAMIENTO

Fórmula básica:

$$SV = NA(LC + 2.50)$$



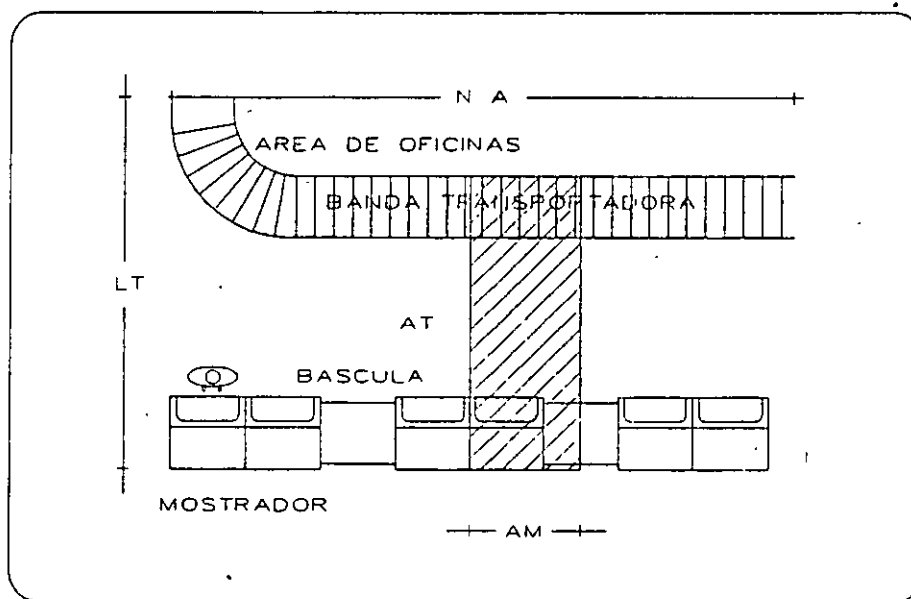
VESTIBULO DE DOCUMENTACION

Area de Documentación (mostradores y zona de trabajo)

Esta es el área en donde los pasajeros y las aerolíneas efectúan la transición final de documentación y registro de equipaje, previo al vuelo. El elemento más importante es el mostrador de voltaje, el cual está complementado por una zona de servicio de empleados y un área para el despacho de equipajes.

Fórmula básica:

$$AT = NA \times LT$$



AREA DE DOCUMENTACION

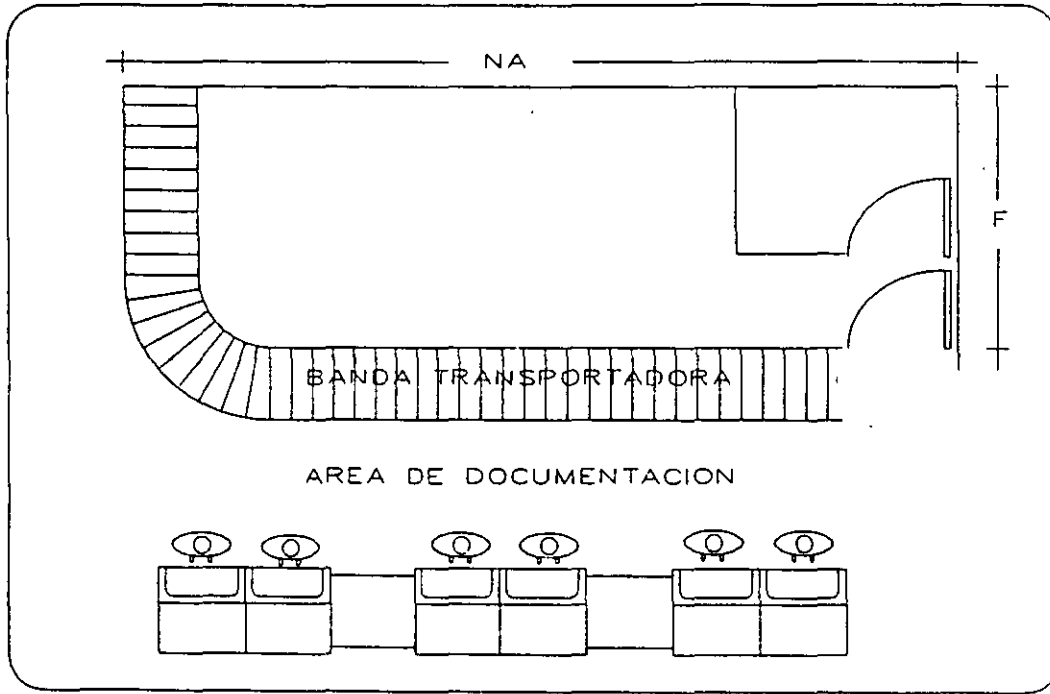
Oficinas de Apoyo a Aerolíneas

Es el área que requieren las compañías aéreas como apoyo a sus agentes de documentación.

Fórmula básica:

$$AO = NA \times F$$

EMPLAZAMIENTO



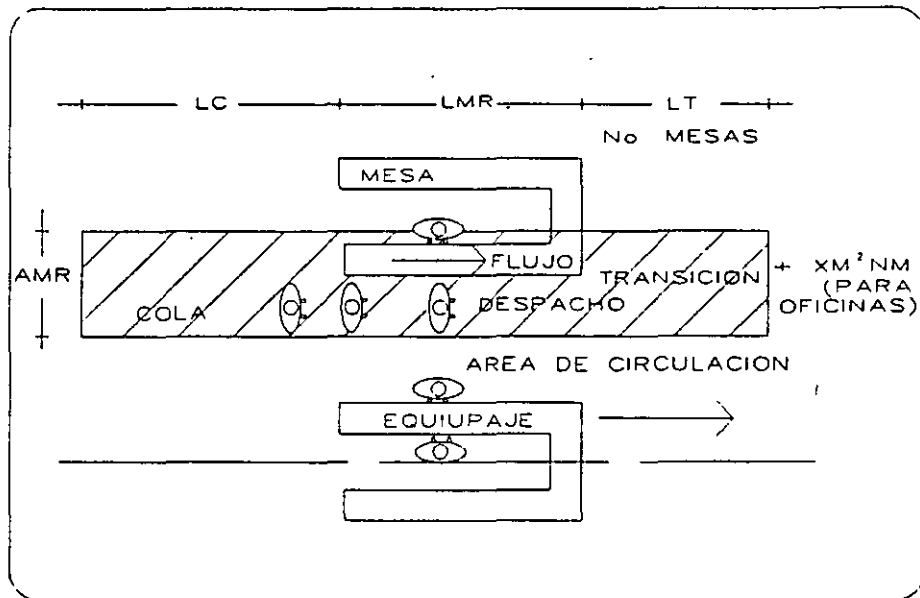
OFICINAS DE APOYO A AEROLINEAS

Aduanas

Es el área donde se revisan los equipajes, tanto documentados como de mano de los pasajeros que acaban de realizar un vuelo internacional o fronterizo.

Fórmula básica:

$$\text{AREA} = (\text{AMAR} (\text{LC} + \text{LMR})\text{NM} + \text{XM}2\text{NM})$$



ADUANAS

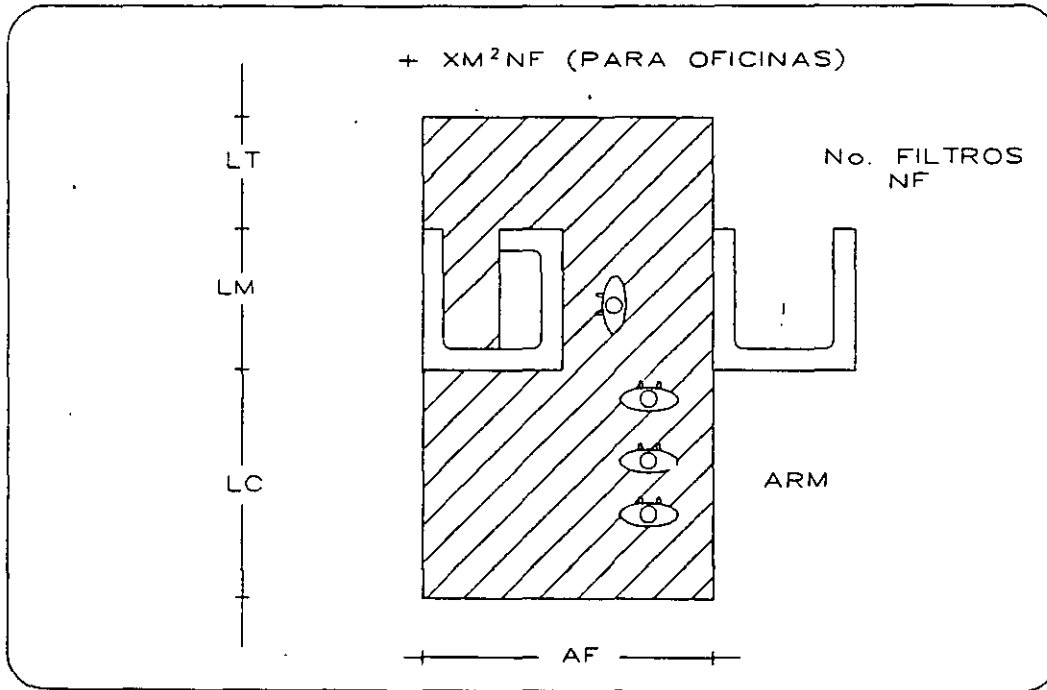
Migración

Es el área en que se realiza la inspección de documentos de identificación para los pasajeros que acaban de realizar un vuelo internacional o fronterizo.

Fórmula básica:

$$ARM = AF\{(LC + LM + LT)\} NF + XM^2NF$$

EMPLAZAMIENTO



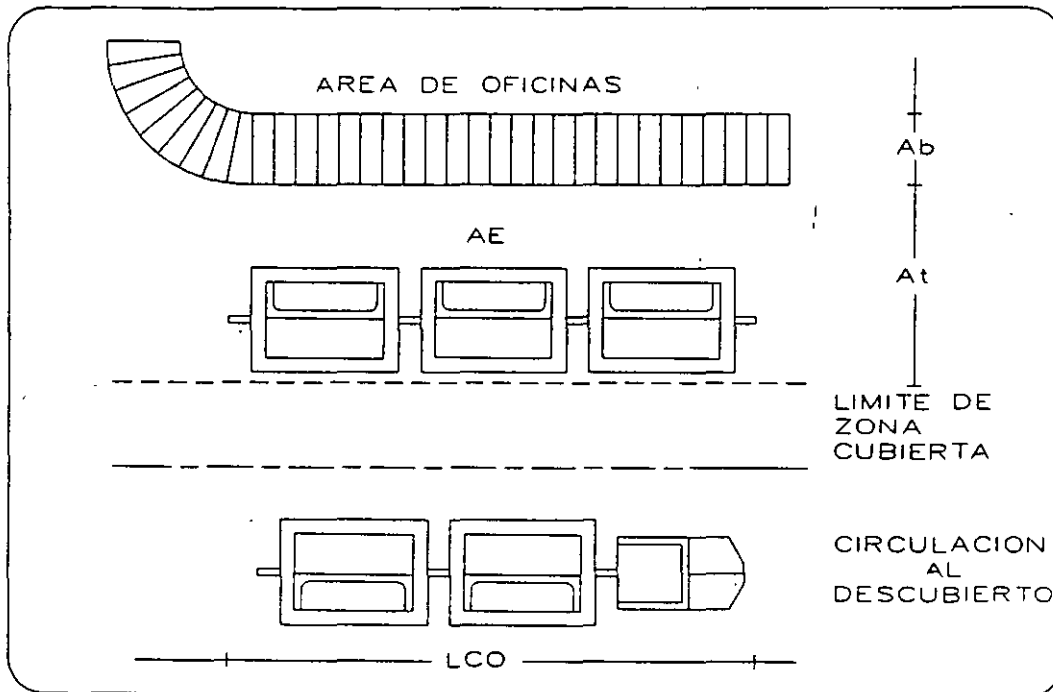
MIGRACION

Manejo de equipo de Salida o Llegada

Estas son las zonas en donde se organiza el equipaje, para poder acomodarlo en convoyes para transportarlos a las aeronaves o viceversa.

Fórmula básica:

$$AE = (Ab + At) LCO$$



MANEJO DE EQUIPAJE DE SALIDA O LLEGADA

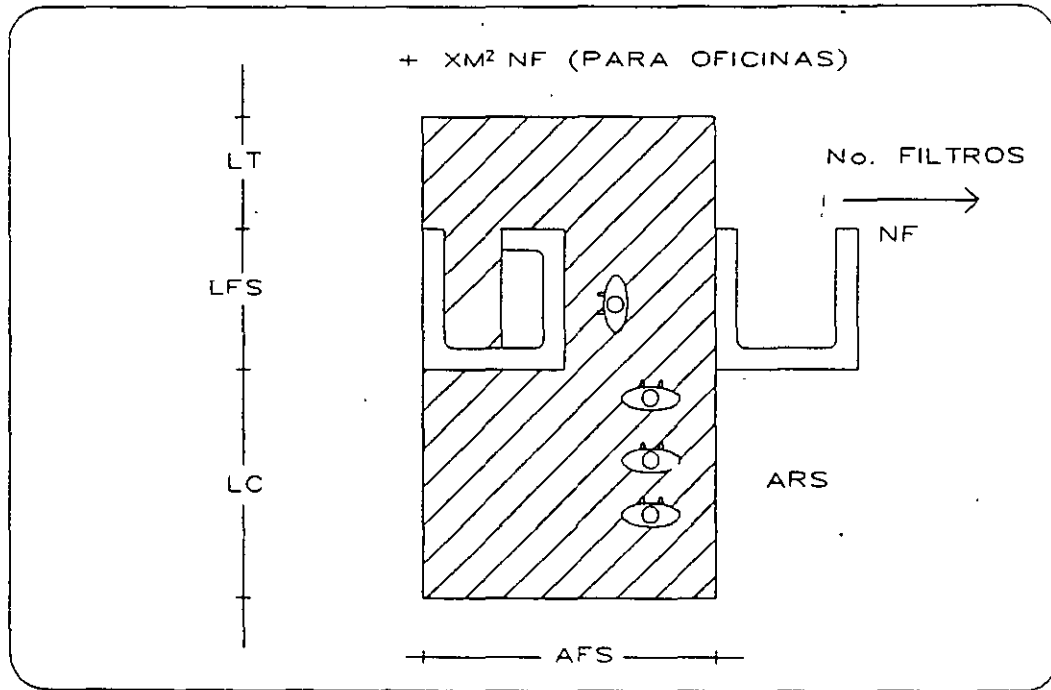
Sanidad

Es la zona donde se encuentran los elementos necesarios para la prevención y detección de epidemias, plagas o enfermedades infectocontagiosas, que pueden ser introducidas por el aeropuerto:

Fórmula básica:

$$ARS = \{AFS (LC + LFS + LT)\} NF + XW2NF$$

EMPLAZAMIENTO

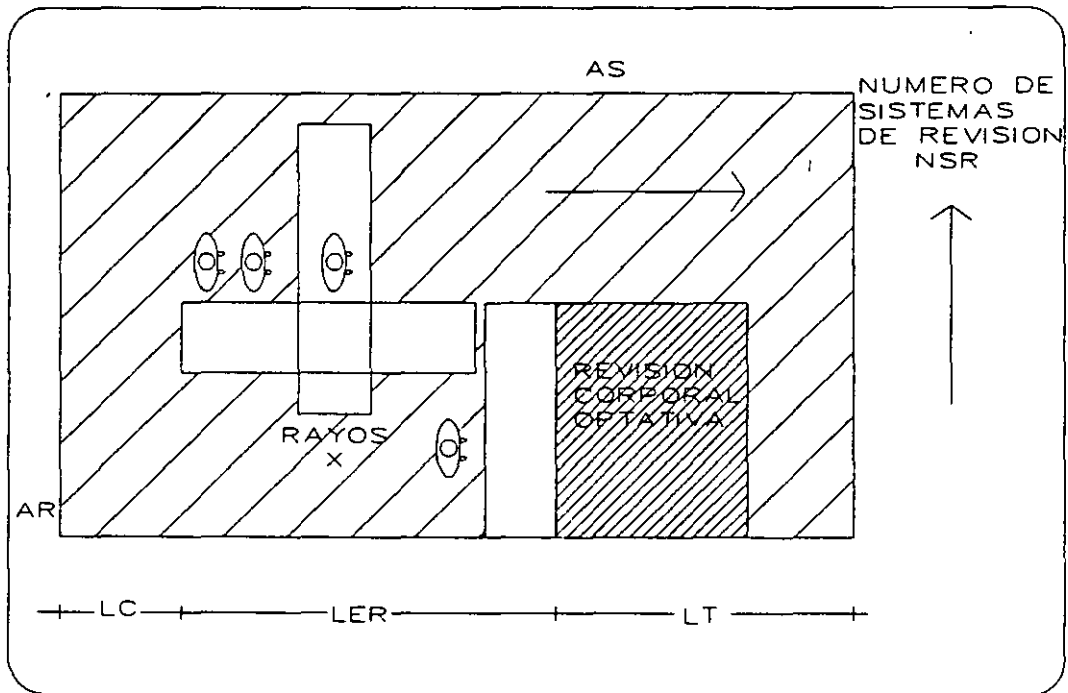


Seguridad

Es el área en donde se realiza la inspección de los pasajeros y sus respectivos equipajes de mano, con el fin de evitar la portación de armas de fuego y objetos que puedan propiciar actos delectivos, en el interior de la aeronave.

Fórmula básica:

$$AS = AR(LC + LER + LT) NSR$$



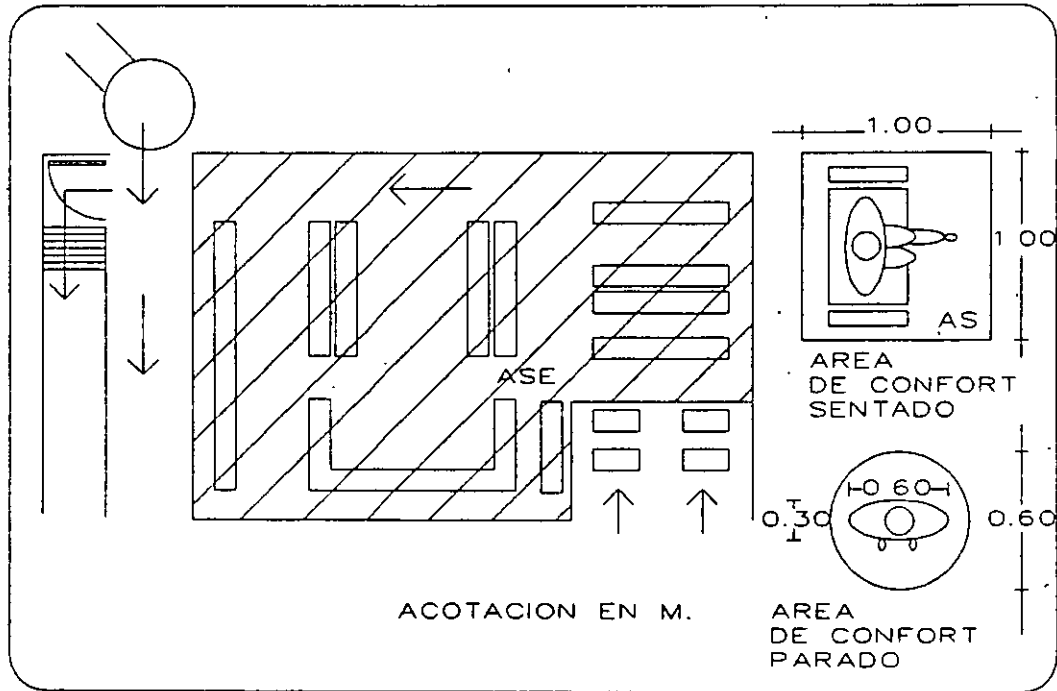
Salas de última espera

Son las áreas en que los pasajeros se reúnen previamente antes de abordar la aeronave.

Fórmula básica:

$$ASE = (0.25PPS \times AP) + (0.75PPS \times AS)$$

EMPLAZAMIENTO

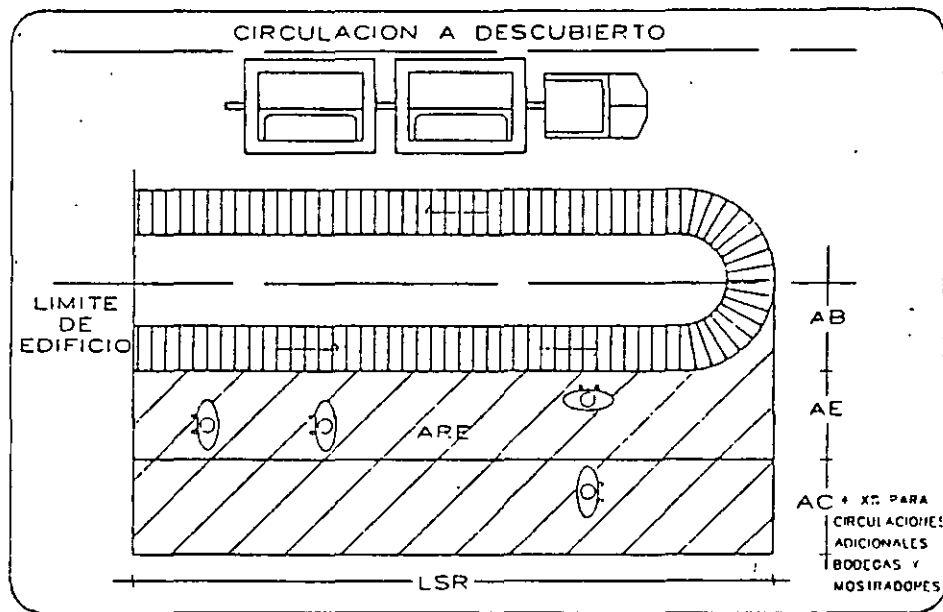


Zona de reclamo de equipaje:

Esta es el área en que los usuarios al final de su vuelo, recuperan su equipaje documentado.

Fórmula básica:

$$ARE = \{(AB + AE + AC) LSR\} + X\%$$



Aduana Secundaria

Esta es una zona localizada cerca de las salas de última espera, después de la zona de seguridad, exclusiva para los aeropuertos fronterizos.

Fórmula básica:

No existe.

EMPLAZAMIENTO

Pago por el derecho de Aeropuerto

Esta es un área exclusiva para los aeropuertos internacionales.

Fórmula básica:

No existe.

Aduana Secundaria

Esta es una zona localizada cerca de las salas de última espera, después de la zona de seguridad, exclusiva para los aeropuertos fronterizos.

Fórmula básica:

No existe.

Pago por el Derecho de Aeropuerto

Esta es un área exclusiva para los aeropuertos internacionales.

Fórmula básica:

No existe.

Vestibulo y Zonas de Intercambio

Estas son áreas públicas reservadas para comunicar las diferentes zonas del edificio terminal por medio de pasillos, corredores, escaleras y rampas.

Fórmula básica:

$$\text{VZI} = \text{M2 CONSTRUIDO} \times 1.3$$

Migración de Tránsito

Este elemento unicamente existe en los aeropuertos internacionales para pasajeros en escala, que se convierten en vuelos internacionales, al abandonar el país, o en nacionales cuando se internan en él.

Fórmula básica:

$$\text{ARM} = \text{AF} (\text{LC} + \text{LM} + \text{LT}) \text{INF}$$

Vestibulos de Salida y Llegada

Estos vestibulos son áreas que se encuentran anexas a los elementos para el uso de salida, y a los cuales tienen acceso los visitantes y público en general.

Fórmula básica:

$$\text{AVS} = 0.40 \{(\text{PPHS} \times \text{FV}) \text{FC}\} \text{AS} + 0.60 \{(\text{PPHS} \times \text{FV}) \text{FC}\} \text{AP}$$

$$\text{AVL} = 0.40 \{(\text{PPHL} \times \text{FV})\} \text{AS} + 0.60 \{(\text{PPHL} \times \text{FV}) \text{FC}\} \text{AP}$$

donde:

AVS, AVL = Vestibulo de salida y llegada.

PPHS, PPHL = Pasajeros horario pico o de llegada.

FV = Factor de visitante.

EMPLAZAMIENTO

FC = Factor de concentración.

AP = m²/persona de pie (incluye circulaciones)

AS = m/persona sentada (incluye circulaciones).

Teléfonos Públicos

Son elementos destinados a la comunidad local o de larga distancia. Estos están ubicados en cabinas o adosados a muros en forma independiente.

Fórmula básica:

$$\text{ACT} = \{(PXA \times 14)/1'000,000\}SUT$$

Donde:

ACT = Area para teléfonos públicos.

PAXA = Pasajeros totales anuales.

SUT = Superficie unitaria por cabina.

Primeros auxilios

Es un área destinada para la atención de personas accidentadas o enfermas.

Fórmula básica:

No existe.

Cambio de Moneda

Es el área destinada en los aeropuertos internacionales para efectuar el cambio de divisas por parte del pasajero que llega.

Fórmula básica:

$$ACM = \{(PAXA 1/500,000)M\} + AC$$

Donde:

ACM = área para cambio de moneda.

PAXA 1 = Pasajeros anuales internacionales.

M = Superficie de módulos de cambio de moneda.

AC = área para formarse.

Expendio de Artículos Varios.

Son las áreas en las que venden objetos diversos (periódicos, revistas, cigarros, etc.)

Fórmula básica:

No existe.

Expendio de Comidas y Bebidas

Son los lugares donde se sirven refrigerios (cafeterías y restaurantes).

Fórmula básica:

No existe.

EMPLAZAMIENTO

Correos y Telegráfos.

Son los locales destinados para el envío de la comunicación del pasajero y visitante.

Fórmula básica:

$$\text{CYT} = (\text{PASAJEROS ANUALES}/2'500,000) 17 \times 2 + \text{AC}$$

Banco

Son sucursales de instituciones bancarias que brindan el servicio mínimo para apoyar al personal y usuarios del aeropuerto.

Fórmula básica:

No existe.

Guarda equipajes

Es la zona para el almacenamiento del equipaje, el cual esta constituido de un mostrador para la atención al público y anaqueles.

Fórmula básica:

$$\text{SGE} = (\text{PASAJERO ANUAL}/1'000,000) 7$$

Renta de automóviles

Son instalaciones constituidas por un mostrador, una zona de trabajo y un área de formación para atención al publico en general.

Fórmula básica:

SRA = NUMEROS DE MODULOS x SUPERFICIE INCLUYENDO FORMACION

Módulos de información

Son mostradores mínimos que proporcionan informes relacionados con las instalaciones y actividades del edificio terminal y servicios hoteleros.

Fórmula básica:

SMI = NUMERO DE MODULOS x SUPERFICIE INCLUYENDO FORMACION

Tiendas Libres de Impuestos.

Estos elementos sólo existen en los aeropuertos internacionales y se localizan dentro de la zona internacional de salida, después de los filtros de migración. Son lugares que expenden artículos diversos de importación no sujetos a impuestos aduanales y que el pasajero puede transportarlos en la aeronave.

Fórmula básica:

No existe.

Salones VIP'S

Estas son las salas de espera que las empresas aéreas destinan a los pasajeros sujetos a un rato preferencial.

EMPLAZAMIENTO

Fórmula básica:

No existe.

Salón Oficial

Es una área manejada directamente por la autoridad administrativa del aeropuerto, destinada para funcionarios de alto nivel gubernamental, o personalidades distinguidas que viajan en misión oficial.

Fórmula básica:

No existe.

Autoridades Aeroportuarias

Son las áreas destinadas dentro del aeropuerto para sus empleados.

Fórmula básica:

SASA = EMPLEADOS ADMVOS x 7 + AREA DE BAÑOS - VESTIDORES.

Autoridades Aeronáuticas

Son las oficinas del personal relacionado con la operación aeronáutica.

Fórmula básica:

No existe.

Empresas de Aviación

Son las áreas de las empresas comerciales destinadas a sus operaciones.

Fórmula básica:

$$\text{SEA} = (52\text{PPS} + 83 - 45) - (\text{AT} + \text{AO})$$

Concesionarios

Son las áreas de servicio destinadas a los concesionarios donde se incluyen las bodegas, vestidores y sanitarios y servicios del comedor.

Fórmula básica:

No existe.

Casa de Máquinas

Son las áreas donde se ubican los equipos y sistemas para recepción de energía eléctrica, agua y aire acondicionado.

Fórmula básica:

$$\text{ACM} = \text{ATET} \times 0.125$$

Donde:

ACM = área de casa de máquinas.

ATET = área total de edificio terminal.

EMPLAZAMIENTO

CALIDAD DEL SERVICIO

Los elementos relacionados con el edificio terminal se clasifican de acuerdo con su función específica, estos se relacionan con la demanda, los que condicionan al número de usuarios que podrán ser atendidos en base al nivel de servicio a que se ha destinado para el pasajero. El nivel de servicio o calidad está basado en normas que rigen al nivel, como es de la Asociación Internacional del Transporte Aéreo (IATA).

ELEMENTOS	NIVEL DE SERVICIO (M POR PERSONA)				
	A	B	C	D	F
BOLETAJE	1.6	1.4	1.2	1.0	0.8
VESTIBULOS	2.7	2.3	1.9	1.5	1.0
SALAS DE ESPERA	1.4	1.2	1.0	0.8	0.6
RECLAMO DE EQUIPAJE (SIN CARRUSEL)	1.6	1.4	1.2	1.0	0.8
CONTROLES DE FRONTERA	1.4	1.2	1.0	0.8	0.6

INSTALACIONES EXTERIORES

COMBUSTIBLES

Las instalaciones de combustibles de un aeropuerto son un elemento muy importante dentro de la operación aeronáutica, principalmente para la realimentación de combustible a las aeronaves que lo requieran. Por eso dentro de la etapa de diseño y proyecto de un nuevo emplazamiento, se deberá indicar el sistema de alimentación de los depósitos a las aeronaves, capacidad en depósitos, y la forma de suministrarse desde el proveedor a las instalaciones aeroportuarias.

SISTEMA DE ALIMENTACION

Toda instalación de combustibles para un aeropuerto debe de comprender:

1°.- Sistema de alimentación de combustible al aeropuerto, el cual podrá ser por transporte terrestre, férreo y/o por ductos.

2°.- Sistema de almacenaje a granel constituido por un conjunto de depósitos metálicos, enterrados o superficiales, alejados de la zona aeronáutica y ubicados a una distancia de tal manera que si existiera un percance no la afectaría.

3°.- Sistema de conducción de combustible desde la zona de almacenaje a la zona de distribución, constituida por camiones cisternas, ductos y estaciones de bombas.

4°.- Sistema de distribución de combustibles directamente por camiones cisterna o autotanques, ductos y surtidores, alimentadores o hidrantes.

EMPLAZAMIENTO

SUMINISTRO DE COMBUSTIBLE

El suministro de combustible a las aeronaves se hace normalmente en la plataforma de operaciones. Se puede llevar a cabo por medios continuos tales como los hidrantes, instalaciones de surtidores y mangueras (garzas); o bien por medios discontinuos como son los camiones cisternas, bidones y bombas accionadas a mano.

CALIDAD DEL COMBUSTIBLE

Dentro del diseño y proyecto de las instalaciones para combustible, la forma de almacenaje de combustibles se deberá hacer de tal manera que se proteja la calidad del producto y se reduzcan al mínimo las pérdidas por evaporación, dilución, filtración y contaminación, tomando en cuenta las normas y especificaciones para la construcción de los depósitos.

DISTRIBUCION DE ALMACENAMIENTO

Los tipos y tamaños de tanques de almacenamiento dependerán de la clase de combustible a almacenar, volatidad, peligro de incendio, demanda de abastecimiento para las aeronaves, y situación de las instalaciones con relación al punto de origen del abastecimiento del proveedor.

La principal ventaja de los depósitos de almacenamiento enterrados es la protección en caso de incendio, y por otra parte el cambio de temperatura que sufre sea baja, a la vez que las pérdidas por oxidación sean mínimas.

Los depósitos de combustible deben ser instalados en un área específica, donde los tanques superficiales tendrán una separación no menor al diámetro de ellos mismos, dejando una zona exterior despejada de 30 mts. para los de capacidad de 1,500 m³, y 60 mts. Para los de 8,000 m³.

La separación entre tanques de almacenamiento enterrados deberá ser de por lo menos cuatro veces el diámetro de los depósitos, variando normalmente entre 40 y 60 mts. para los de capacidad menor de 2,000 m³. Para mayores de 4,000 m³ se tomarán 60 mts.

Los pequeños depósitos de 50 y 100 m³ podrán colocarse en hileras, con separación de 6 mts. Entre ejes, si están agrupados por pares. Y 12 mts. si están en hileras continuas.

HIDRAULICAS Y SANITARIAS

El objeto de diseñar y proyectar las instalaciones hidráulicas y sanitarias del nuevo aeropuerto es el de proporcionar los medios adecuados tanto para el surtimiento de agua a todas las instalaciones que lo vayan a requerir, así como la eliminación adecuada de sus derechos, a través de redes subterráneas que las lleven fuera del emplazamiento.

ASPECTOS GENERALES

Los aspectos que se deben de considerar para el surtimiento de agua para las instalaciones del nuevo aeropuerto son las siguientes:

EMPLAZAMIENTO

1°.- Seleccionar el abastecimiento de agua, donde intervendrá la captación, bombeo y construcción a un almacenamiento de regulación.

2°.- Diseñar las instalaciones hidráulicas en todos los núcleos de la zona terminal.

3°.- Diseñar las instalaciones para el drenaje.

4°.- Diseño del tratamiento de aguas negras.

5°.- Sección y suministro de equipos.

FACTORES

El emplazamiento debe de contar con una gran cantidad de agua, con la cual va a satisfacer las necesidades que se requieran en sus instalaciones, sin ocasionar problema alguno, a la vez que su calidad sea lo mejor posible. Para eso el diseño de las instalaciones hidráulicas debe de estar adecuado a las necesidades de operación establecidas.

Existen varias alternativas para poder abastecer la demanda del aeropuerto, tales como:

1°.- Conectarse a la red urbana existente en el lugar.

2°.- Captar el líquido de fuentes superficiales o someras.

3°.- Captar el agua de pozos profundos.

Establecida la fuente de abastecimiento, su ubicación topográfica, capacidad y calidad, el siguiente paso es indicar la forma de conducción desde ese lugar hasta el sistema de almacenamiento,

el cual va a estar constituido por una cisterna enterrada, que servirá como regulador de las demandas solicitadas para los diferentes servicios del emplazamiento; para lo cual será necesario determinar los parámetros básicos de gasto y carga total, con el objetivo de calcular el equipo de bombeo más adecuado.

Gastos de Diseño

El gasto de diseño se calculará tomando en cuenta las necesidades de las instalaciones en su primera etapa de planeación, para eso existirán núcleos de demanda, tales como:

- 1°.- Edificio terminal (aviación comercial y aviación general), torre de control, casa de máquinas, bodegas, oficinas de compañías aéreas, oficinas para autoridades, etc.
- 2°.- Zona de hangares.
- 3°.- Riego de jardines.
- 4°.- Núcleos contra incendio.
- 5°.- Instalaciones como frigoríficos, sanidad, animal, comisariatos etc.

ALMACENAMIENTO

La demanda requerida de agua para las diferentes instalaciones del aeropuerto, es de gran importancia para el cálculo de su almacenamiento. Esta demanda deberá estar dividida en dos:

EMPLAZAMIENTO

La primera es en base al estacionamiento de volúmenes de demanda de las instalaciones, principalmente en las horas pico; y la segunda en caso de que exista algún incendio.

El volumen de almacenamiento en ningún caso deberá ser menor de un día de demanda, considerando que el depósito estará calculado como mínimo para tres días.

DISTRIBUCIÓN

La red hidráulica del aeropuerto deberá de dividirse en dos distribuciones, la primera que será del agua, y la segunda para el riego de áreas verdes, con la restricción de que ninguna línea de conducción cuyo objeto sea abastecer a núcleos o sistemas contra incendio, tenga derivaciones hacia otros usos diferentes, será necesario que el sistema sea lo más directo posible, con el fin de evitar pérdidas de carga considerables.

DRENAJE

Para el diseño del drenaje de las instalaciones del emplazamiento se deberán de tomar en cuenta las probables descargas provenientes de los núcleos y aguas pluviales de los edificios que intervienen en forma directa o indirecta en la operación aeronáutica.

ELECTROMECHANICAS

La importancia que tendrá el abastecimiento de energía eléctrica para todos los equipos y dispositivos del nuevo aeropuerto es un factor muy importante dentro de su proyecto ejecutivo completo.

La distribución de energía para el aeropuerto se realizará desde un lugar donde será recibida la acometida (receptora) y en donde estará localizado el equipo de medición y control. En este lugar se derivarán los circuitos necesarios que abastecerán a los diversos centros de consumo, tales como:

- 1°.- Edificio terminal (comercial y general).
- 2°.- Ayudas visuales luminosas.
- 3°.- Equipo de radio ayudas.
- 4°.- Circuito de alta o baja tensión para la zona de combustibles.
- 5°.- Equipo de aire acondicionado.
- 6°.- Alumbrado exterior (plataformas, estacionamientos, camino de acceso).

RED DE DISTRIBUCIÓN

La red de distribución eléctrica es la liga conjunta de los diferentes equipos y dispositivos que hacen uso de ella para llevar a cabo algún tipo de trabajo, tal como iluminación, fuerza motriz, etc., esto a través de conductores que distribuyen la energía desde el punto de suministro, hasta el punto de utilización.

TRANSFORMADORES

Son dispositivos y aparatos eléctricos que forman la parte principal de una subestación eléctrica.

ABASTECIMIENTO

Su capacidad se calculará en base a la totalidad de carga o demanda esperada de consumo que existirá en cada uno de los elementos que integrarán al nuevo aeropuerto.

SUBESTACION

La subestación es un conjunto de aparatos y dispositivos eléctricos, que están interconectados entre sí, con la finalidad de convertir energía de ciertas características. A otras, para su seguridad, maniobra y utilización comercial. Por lo que es necesario que existan varias subestaciones para los centros de consumo de los aeropuertos.

La capacidad de cada subestación dependerá de la suma total de las diversas cargas eléctricas que vaya a abastecer. Además dependerá de la categoría que tendrá el nuevo aeropuerto, y con bases técnicas se podrá determinar la cantidad de subestaciones que deberá tener al inicio de su operación.

A continuación se indican las diferentes subestaciones con que deberá de contar un aeropuerto:

- 1°.- Luz de borde de pista.
- 2°.- Luz de borde de rodaje y plataforma.
- 3°.- Luz de umbral.
- 4°.- Luz de eje de pista.
- 5°.- Luz de eje de rodaje.

6°.- Luz de zona de toma de contacto.

7°.- Luz de sistema de aproximación.

8°.- Equipo VASI.

9°.- Sistema REIL.

10°.- Proyector de techo.

11°.- Faro giratorio.

12°.- Cono de vientos.

PLANTA DE EMERGENCIA

Como respaldo o ayuda a las necesidades de consumo de energía eléctrica en forma normal de las instalaciones, es necesario que cuando exista una interrupción de este servicio, entre en funcionamiento una planta auxiliar o de emergencia, la cual apoyará con su generación de energía eléctrica a los elementos más críticos del emplazamiento, tales como:

1°.- Ayudas visuales.

2°.- Equipos de iluminación de emergencia en edificios .

3°.- Torre de control.

4°.- Luces de iluminación en plataformas, pistas y calles de rodaje.

5.- Luces de obstrucción.

EMPLAZAMIENTO

AYUDAS VISUALES LUMINOSAS

Las ayudas visuales en los aeropuertos son gracias a las instalaciones de faros y balizas luminosas de señalización, las cuales darán a los pilotos de las aeronaves que están próximas a aterrizar, la confianza para efectuar esta operación.

LUCES DE APROXIMACION

Estas luces tienen el propósito fundamental de que en condiciones meteorológicas restringidas a una altura de 30 mts. (100 pies), un piloto con su aeronave pueda hacer correcciones mínimas de elevación y descenso durante la operación de aproximación. Por lo que la razón de la existencia de un sistema de luces de aproximación y de pista, sea el de ayudar al piloto a decidir si puede efectuar o no el aterrizaje en forma segura.

Este sistema de luces proporciona al piloto las siguientes características:

INFORMACION DIRECCIONAL.- La línea de eje proporciona guía para alinearse con la pista.

INFORMACION DEL PLANO HORIZONTAL.- Las barras transversales del sistema proporcionan la guía.

INFORMACION DE DISTANCIA AL UMBRAL.- Esta proporcionada por la longitud conocida del sistema y por la distancia también conocida desde la barra transversal del sistema o por el de la línea de eje.

SISTEMAS:

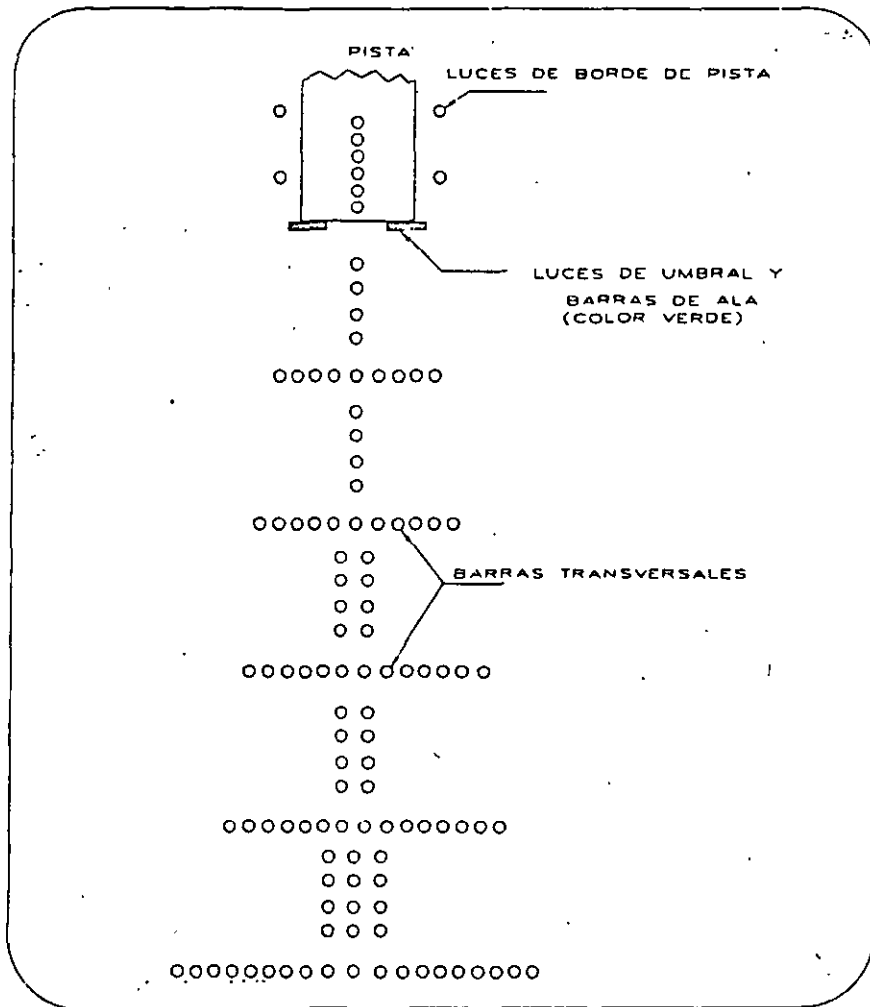
Este sistema esta constituido de una linea de eje y una barra transversal. La longitud de línea de eje debe ser por lo menos de 420 mts. (1,400 pies), con una instalación de barra transversal a una distancia de 300 mts. (1000 pies), desde el umbral. La iluminación es de color blanca con intensidad variable desde todos los ángulos de azimut, durante el tramo básico y aproximación final para pistas que operan en forma visual y visibles desde todos los ángulos del azimut necesarios para el piloto de la aeronave que en su aproximación final no se desvíe excesivamente de la trayectoria definida por la ayuda no visual en una pista con operación por instrumentos.

Luces de Aproximación de Precisión, Categoría I

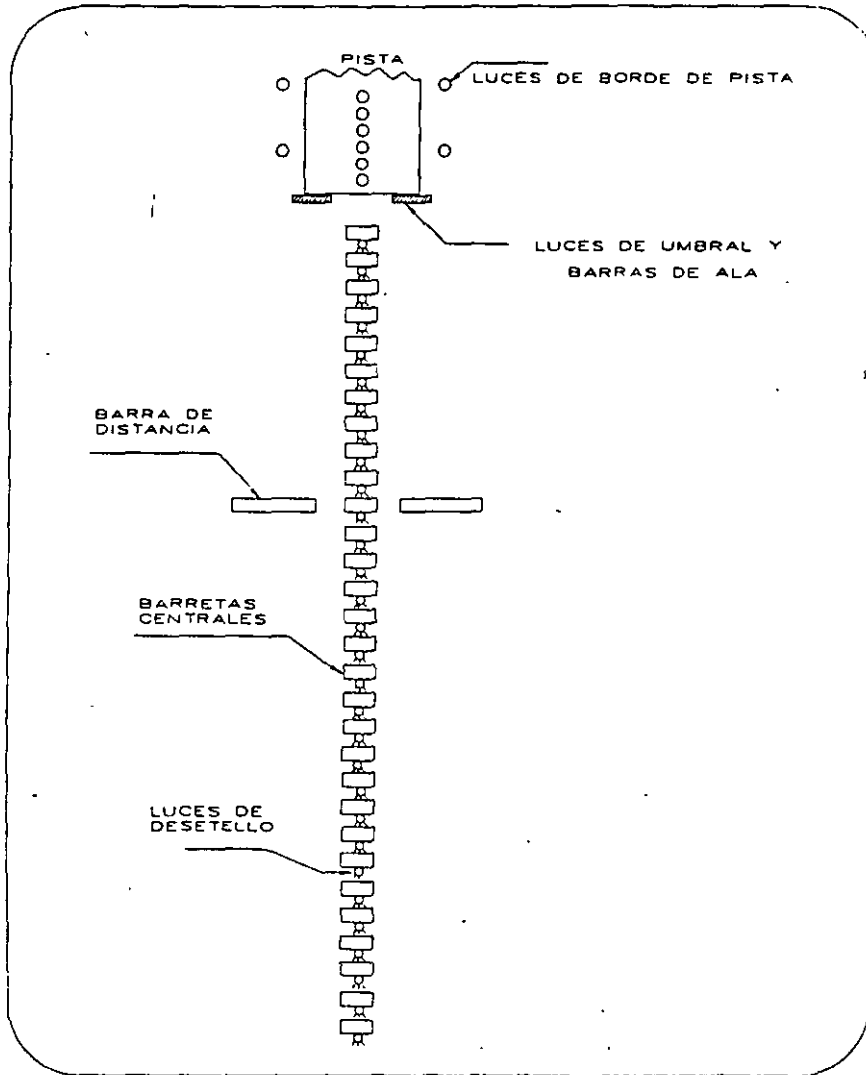
Este sistema es de luces de aproximación de alta intensidad es requisito primordial para pistas de aproximación de precisión, el cual se clasifica de la siguiente manera:

SISTEMA CONVERGENTE O CALVERT: Es un sistema de luces de aproximación que tiene luces de eje en la prolongación del eje de la pista y cinco barras trasversales cuya longitud se irá haciendo menor. El número de luces a lo largo de la línea de eje disminuye de tres en el comienzo a una en los últimos 300 mts. (1000 pies), todas las luces serán de color blanco.

EMPLAZAMIENTO



SISTEMA CALVERT

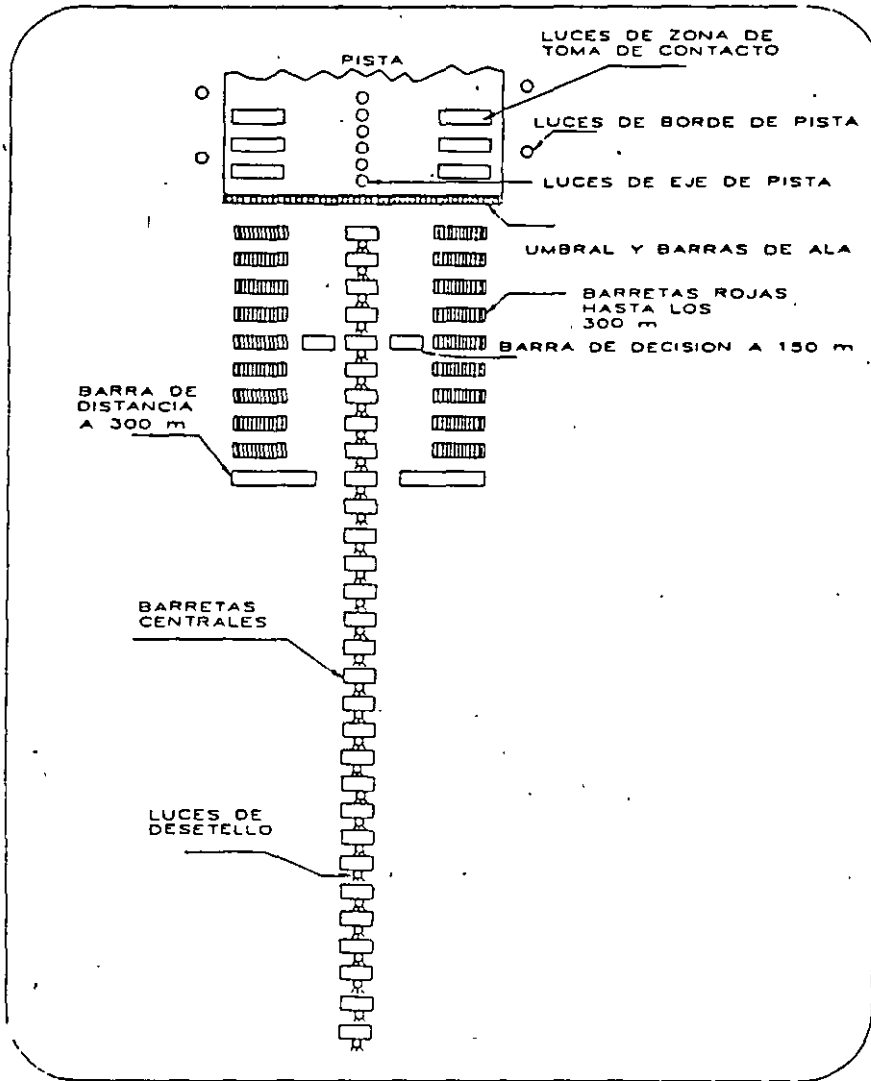


SISTEMA DE LUCES DE APROXIMACIÓN CATEGORIA 1

EMPLAZAMIENTO

Luces de Aproximación, Categoría II y III

Este sistema como se mencionó en inciso anterior tiene una longitud de 900 mts. constituida de 30 barreras de luces blancas, donde cada una de ellas se forma de cinco luces colocadas en la prolongación del eje de la pista en forma transversal y bicesctadas por este. A los 300 mts. (1000 pies) del umbral se colocarán una barreta adicional constituida de ocho luces, ubicadas a cada lado de la barreta central, formando así una sola barra de 30 mts. de longitud, y otra de 150 mts. Del umbral, llenando los espacios entre la barreta central y las barretas rojas (barra de decisión). Se incluyen además una fila de luces instaladas a cada lado de la fila central que esta ubicada entre el umbral y la barra de distancia. El color de las luces es rojo, teniendo la misma separación que las de la zona de toma de contacto.



SISTEMA DE LUCES DE APROXIMACION CATEGORIA II Y III

EMPLAZAMIENTO

Destello en Secuencia

Este sistema se emplea cuando luces extrañas hacen necesaria una identificación adicional para la pista. Esta identificación es instantánea suministrada por medio de luces de descarga por condensador, distribuidas a lo largo de la línea del eje, iniciando los destellos en la parte exterior del sistema y terminando a 30 mts. Del umbral en secuencia, lo causa un efecto visual de luces que corren.

APROXIMACION VISUAL EN CIRCULO

Esta aproximación se utiliza para aeronaves pequeñas o de muy poco peso, en zonas de escasa densidad de tráfico y bajo buenas condiciones metereológicas. La velocidad de las aeronaves es tal que facilita maniobrar dentro de distancias de aproximadamente 1.5 Kmts. (1 milla). Los problemas a que se presenta esta aproximación son la localización e identificación tanto del aeropuerto como de su pista, y la interpretación de la distancia a la pista y al umbral.

Localización e identificación del Aeropuerto

Durante la aproximación visual al aeropuerto, su faro es el que lo localiza e identifica. Los faros son proyectores de alta intensidad que gira en torno a un eje vertical, mostrando alternadamente destellos verdes y blancos, o en su caso sólo destellos blancos. Estos faros se localizan generalmente sobre las torres de control del aeropuerto, aunque en ocasiones el control del terreno podrá restringir la visibilidad del faro, con lo que tendrá que ser instalado en un sitio que permita verlo con facilidad desde todos los ángulos del azimut.

Guía de Aproximación Visual a la Pista

Esta se emplea cuando la operación de aterrizaje de la aeronave es dirigida sin ayuda electrónicas; su intervalo aceptable mínimo visual para poder identificar la pista es de aproximadamente de 1.5 Kmts. (1 milla). Las aeropistas y las franjas de aterrizaje utilizan de umbral, así como las de borde de pista e iluminación del indicador de la dirección del viento, que son de baja intensidad.

Identificación de Pista

La aproximación de una aeronave que lleve buen tiempo se puede ejecutar en círculo, para esto el piloto deberá estar en posibilidad de identificar la pista, para posteriormente ejecutar la maniobra de aterrizaje. Cuando se efectuó esta operación en forma nocturna, el piloto de la aeronave bien podrá confundirse fácilmente con alguna otra configuración aparente de luces ajenas al aeropuerto, principalmente cuando el sistema de luces de pista este funcionando a baja intensidad.

Por tal motivo las luces de borde de pista deben de ser del tipo omnidireccionales esto es para poder permitir al piloto de la aeronave la observación directa de la pista cuando vuela en forma paralela a ella antes de comenzar la vuelta final.

SISTEMA DE LUCES DE PISTA

Este sistema es instalado para proporcionar una guía visual durante todas las fases de cualquier operación (aproximación, toma de contacto, rodaje, estacionamiento o despegue). Este sistema se clasifica en:

EMPLAZAMIENTO

- 1°.- Luces de borde de pista.
- 2°.- Luces de umbral de pista.
- 3°.- Luces de fin de pista.
- 4°.- Luces de barra de ala.
- 5°.- Luces de eje de pista.
- 6°.- Luces de zona de toma de contacto.
- 7°.- Luces de barra de parada.

Donde el primero que es el sistema de luces de pista, sus luces son del tipo rasante o elevadas. bi-u-omnidireccional. Estas se colocan en forma equidistante del eje de pista a intervalos aproximados de 60 mts. (200 pies) para pistas de aproximación por instrumentos, y no mayores de 100 mts. (330 pies) para las pistas para operación visual. El color de las luces es blanco, excepto cuando para los umbrales desplazados, en este caso son de color rojo, desde el umbral inicial hasta el umbral desplazado.

Además se pueden tener luces con filtro ámbar 180 g. En los últimos 600 mts. (200 pies) o en la mitad de la longitud de la pista se es menor de 1,200 mts. (400 pies) y que son visibles sólo en el sentido de despegue para la aeronave, indicado al piloto la terminación de la pista en forma inminente.

Para el seguro sistema sus luces son de color rasantes, unidireccionales, colocadas en la línea del umbral, siendo visibles únicamente en el sentido del despegue de las aeronaves.

El cuarto sistema se emplea para definir mejor la aproximación añadiendo para eso luces verdes de barra de ala al señalamiento del umbral, a cada lado de la pista.

El sistema de luces de eje de pista sus luces de tipo rasante se instalan a lo largo del eje de la pista a intervalos de 7.5 mts. (25 pies), también a cada 15 mts. (50 pies) y a cada 30 mts. (100 pies), siendo muy necesarias en pistas de aproximación de precisión categoría II y en casos especiales categoría I.

Para el sistema de luces de zona de toma de contacto las luces son del tipo rasante omnidireccionales. Se instalan en todas las pistas de aproximación de precisión categoría II, en ambos lados del eje de la pista sobre los primeros 900 mts. (3000 pies) de pista a partir del umbral hacia el centro.

Por último el sistema de luces de barra de parada, sus luces son omnidireccionales del tipo rasante. Se utilizan para señalar cualquier zona de parada, colocadas en líneas trasversal al eje de rodaje. El color de las luces es rojo instalándose como mínimo seis.

LUCES DE CALLE DE RODAJE

Las calles de rodaje para indicar su ruta principalmente en la noche, emplean una serie de luces alojadas en sus bordes respectivos.

Luces de eje calle de rodaje

Estas luces uni-obdireccionales son del tipo rasantes, son una guía para el rodaje, más que las luces de borde, en condiciones de baja visibilidad. Se pueden instalar a cada 30 mts. (100 pies) en tramos rectos de las calles de rodaje. En rodajes la distancia de acuerdo a los radios de curvatura y ángulos de las curvas.

EMPLAZAMIENTO

Luces de Borde de Rodaje

Son las luces del tipo elevado que emiten haz de color azul. Estas luces deben de estar localizadas cuando menos a 3 mts. (10 pies) del borde del rodaje. En caso de que interfieran con el movimiento de las aeronaves en tierra se podrán instalar del tipo rasante.

Placas Señaladoras

Estas señales pueden estar constituidas de un material reflejante o iluminadas internamente, usándose inscripciones en blanco sobre fondo rojo cuando indiquen instrucciones obligatorias para los pilotos. Cuando sean del tipo informativas y cuya inscripción sea en amarillo sobre el fondo negro o viceversa. Y cuando sean señales convencionales la inscripción deberá ser blanca con fondo verde.

GUIA DE DESPEGUE

El piloto al efectuar el despegue de la aeronave desde su posición estable estará más cerca a las ayudas visuales que al aterrizar; por despegar con visibilidad horizontal interior a la del aterrizaje.

Las ayudas visuales que bien puede emplear el piloto al despegar son las siguientes:

1°.- Luces de borde de pista.

2°.- Luces de eje de pista.

3°.- Luces de fin de pista.

LUCES DE OBSTRUCCION Y FAROS DE PELIGRO

Las luces rojas omnidireccionales se emplean para poder definir los límites vertical y horizontal de objetos que se consideran como obstrucciones para la navegación aérea. Para casos especiales los faros de peligro se pueden usar en lugar de las luces de obstrucción, por emitir destellos rojos en lapsos de 20 a 60 por minuto.

SISTEMA PAPI

Es un sistema de ayuda visual luminosa que se utiliza en operaciones tanto diurnas como nocturnas. Este sistema está constituido por una barra de ala formada por cuatro elementos luminosos dobles o múltiples (de dos a tres lámparas en cada gabinete) para transición definida, situados a intervalos iguales.

El sistema se coloca en el lado izquierdo de la pista en el sentido de la aproximación a 300 mts. del umbral. La barra se coloca en forma perpendicular a la pista instalando el primer gabinete a 15 mts. del borde de la misma, con separación de 9 mts. entre cada uno de los tres. Cada unidad proyecta un haz de luz dividido en su parte superior de color blanco y en su parte inferior de color rojo. El haz luminoso tendrá como mínimo un ángulo de $1^{\circ} 30'$ de amplitud, por encima y por debajo de la medida del sector de transición tanto de día como de noche, en azimut con el ángulo no menor a los 10° . De día y no menor de 15° nocturnamente. Con tiempo despejado el alcance visual efectivo será de por lo menos de 7.4 kmts. dentro de los ángulos mencionados en regiones anteriores. La intensidad luminosa será controlada de manera que dependiendo de las condiciones predominantes no se vaya a producir deslumbramientos para el piloto que este realizando o vaya a realizar su aproximación.

EMPLAZAMIENTO

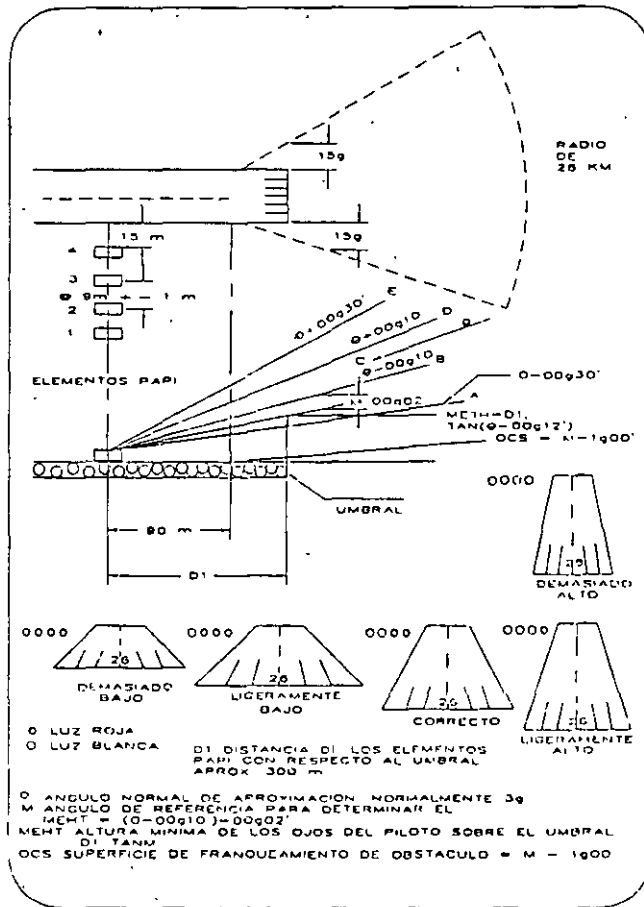
Uso operacional del PAPI

Una barra de ala estará construída de tal manera que el piloto de la aeronave que realiza su aproximación, vea lo siguiente:

1°.- Dos luces rojas más cercanas a la pista y dos luces blancas más alejadas de la pista, esto cuando se encuentre en la pendiente de aproximación.

2°.- Luz roja más cercana a la pista y tres blancas alejadas de la pista, cuando se encuentre por encima de la pendiente de aproximación, y blancas todas las luces en posición todavía más elevada.

3°.- Tres luces de color rojo cercanas a la pista y una luz blanca alejada de la pista, cuando se encuentre por debajo de la pendiente de aproximación y luces rojas las de posición todavía más baja.



DISPOSICION DE LOS ELEMENTOS DEL PAPI

REFERENCIAS

1.- NORMAS Y MÉTODOS RECOMENDADOS INTERNACIONALES. AERODROMOS ANEXO 14. AL CONVENIO SOBRE LA AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL.

Organización de Aviación Civil Internacional (OACI).

Primera edición, julio de 1990.

2.- AEROPUERTOS, INGENIERIA, TRANSPORTE, AVIONES, INFLUENCIA, TRÁFICO, ACCESO, HELICÓPTEROS, TERMINALES, MERCANCIA.

N. Ashford y P.H. Wrioth

Paraninfo, S.A., 1987, Madrid.

The Apron & Terminal Building Planning Manual.

U.S. Departament of Transportation, Federal Aviation Administration.

Systems Research & Development Service Washington, D.C.20 590, July 1975.

3.- INGENIERÍA DE AEROPUERTOS. MÓDULO: PLANIFICACIÓN.

Secretaría de Comunicaciones y Transportes (SCT).

Subsecretaría de infraestructura. Dirección General de Aeropuertos.

Universidad Nacional Autónoma de México. Facultad de Ingeniería. División de Educación Continua; México, 1991.

4.- INGENIERÍA DE AEROPUERTOS, MÓDULO: PROYECTO

Secretaría de Comunicaciones y Transportes (SCT).

Subsecretaría de Infraestructura, Dirección General de Aeropuertos.

Universidad Nacional Autónoma de México. Facultad de Ingeniería. División de Educación Continua. México, 1991.

5.- PROGRAMAS ARQUITECTÓNICOS DE EDIFICIOS TERMINALES, UNA METODOLOGÍA.

Secretaría de Comunicaciones y Transportes (SCT).

Subsecretaría de Infraestructura. Dirección General de Aeropuertos. SCT, México, 1988.

6.- CONSERVACIÓN DE AEROPUERTOS. SISTEMA AERONÁUTICO TERRESTRE.

Secretaría de infraestructura Dirección General de Aeropuertos

Ing. Fernando Rodante Iazo SCT. México, 1986.

7.- PLAN MAESTRO DEL AEROPUERTO INTERNACIONAL DE LA CIUDAD DE MÉXICO.

Aeropuertos y Servicios Auxiliares (ASA).

ASA México, Septiembre, 1982.

8.- AIRPORT ENGINEERING.

Ashford Normand & Wright, Paul H.

United States America, John Wiley & Sons. Inc., 1984.

9.- AIRPORT OPERATIONS.

Ashford. Normand Statonn. Martin & Moore, Cifton.

United State of America, John Wiley & Sons. Inc., 1984.



**FACULTAD DE INGENIERIA U.N.A.M.
DIVISION DE EDUCACION CONTINUA**

CURSOS INSTITUCIONALES

**XXV CURSO INTERNACIONAL DE
INGENIERIA DE AEROPUERTOS**

del 25 de agosto al 24 de octubre de 1997

A. S. A.

MATERIAL DIDACTICO

Ing. Victor Cano Ochoa
Palacio de Minería
1997

Table 4. Cont'd.

Facility	Type of Measure	Visitor			Baggage		
		Well-wisher and Greeter	Other	Employee	Check-in	Carry-on	Transfer
Public waiting	Quantitative	Number of seats Size of area Lighting	Number of seats Size of area Lighting	N A	Make-up and storage area	N A	Make-up and storage area
	Qualitative	Seating arrangements Comfort Privacy Amenities	Seating arrangements Comfort Privacy Amenities	N A	Make-up and storage area	N A	Make-up and storage area
Security	Quantitative	Processing time Service variability range Location re-cessions	N A	N A	N A	Processing time Service variability range Location re-cessions	N A
	Qualitative	Convenience Complexity of procedure Courtesy of personnel Environment	N A	N A	N A	Convenience Complexity of procedure Courtesy of personnel Environment	N A
Departure lounge	Quantitative	Processing time Service variability range Number of seats Size of area Lighting Location re-cessions	N A	N A	N A	Processing time Service variability range Number of seats Size of area Lighting Location re-cessions	N A
	Qualitative	Convenience Complexity of procedure Courtesy of personnel Environment	N A	N A	N A	Convenience Complexity of procedure Courtesy of personnel Environment	N A
Boarding means	Quantitative	N A	N A	N A	N A	Walking distance Level Change Aids to handi-capped	N A
	Qualitative	N A	N A	N A	N A	Exposure to weather Safety Convenience	N A
Baggage claim	Quantitative	N A	N A	N A	Processing time Service variability range Area size Pedestrian density Claim frontage Care of handi-capped Proximity to curb	N A	N A
	Qualitative	N A	N A	N A	Convenience Complexity of procedure Courtesy of personnel Environment Security Availability of elevator Location re-cessions Seating	N A	N A
Information services	Quantitative	Consistency Redundancy Legibility Aids to handi-capped	Consistency Redundancy Legibility Aids to handi-capped	Consistency Redundancy Legibility Aids to handi-capped	Consistency Redundancy Legibility Aids to handi-capped	Consistency Redundancy Legibility Aids to handi-capped	Consistency Redundancy Legibility Aids to handi-capped
Concessions and miscellaneous services	Qualitative	Understandability	Understandability	Understandability	Understandability	Understandability	Understandability
	Quantitative	Number and type Location and size Aids to handi-capped Conformance with codes	Number and type Location and size Aids to handi-capped Conformance with codes	Number and type Location and size Aids to handi-capped Conformance with codes	N A	Number and type Location and size Aids to handi-capped Conformance with codes	N A
	Qualitative	Services provided Courtesy of personnel Environment Amenities	Services provided Courtesy of personnel Environment Amenities	Services provided Courtesy of personnel Environment Amenities	N A	Services provided Courtesy of personnel Environment Amenities	N A
International clearance	Quantitative	N A	N A	N A	Processing time Service variability range	N A	N A
	Qualitative	N A	N A	N A	Convenience Complexity of procedure Courtesy of personnel Environment	Convenience Complexity of procedure Courtesy of personnel Environment	N A

Note: N A = not applicable

Table 3. Level-of-service characteristics of terminal building system: passengers.

Facility	Type of Measure	Originating	Terminating	Connecting	Through	Standby
External walkway	Quantitative	Walking distance Pedestrian assists Pedestrian density Direct flow Lighting Aids for handi- capped	Walking distance Pedestrian assists Pedestrian density Direct flow Lighting Aids for handi- capped	N.A.	N.A.	Walking distance Pedestrian assists Pedestrian density Direct flow Lighting Aids for handi- capped
	Qualitative	Exposure to weather Safety information Systems and signs Pedestrian density Cleanliness Security Environment	Exposure to weather Safety information Systems and signs Pedestrian density Cleanliness Security Environment	N.A.	N.A.	Exposure to weather Safety information Systems and signs Pedestrian density Cleanliness Security Environment
Baggage check	Quantitative	Processing time Service variability range	N.A.	N.A.	N.A.	N.A.
	Qualitative	Convenience Complexity of procedure Courtesy of per- sonnel Environment	N.A.	N.A.	N.A.	N.A.
Ticketing	Quantitative	Processing time Service variability range	N.A.	N.A.	N.A.	N.A.
	Qualitative	Convenience Complexity of procedure Courtesy of per- sonnel Environment	N.A.	N.A.	N.A.	N.A.
Internal circulation	Quantitative	Walking distance Pedestrian assists Pedestrian density Direct flow Lighting Aids to handi- capped Cost to passenger	Walking distance Pedestrian assists Pedestrian density Direct flow Lighting Aids to handi- capped Cost to passenger	Walking distance Pedestrian assists Pedestrian density Direct flow Lighting Aids to handi- capped Cost to passenger	Walking distance Pedestrian assists Pedestrian density Direct flow Lighting Aids to handi- capped Cost to passenger	Walking distance Pedestrian assists Pedestrian density Direct flow Lighting Aids to handi- capped Cost to passenger
	Qualitative	Exposure to weather Safety Information systems and signs Pedestrian density Cleanliness Security Environment	Exposure to weather Safety Information systems and signs Pedestrian density Cleanliness Security Environment	Exposure to weather Safety Information systems and signs Pedestrian density Cleanliness Security Environment	Exposure to weather Safety Information systems and signs Pedestrian density Cleanliness Security Environment	Exposure to weather Safety Information systems and signs Pedestrian density Cleanliness Security Environment
Public waiting	Quantitative	Number of seats Size of area Lighting	Number of seats Size of area Lighting	Number of seats Size of area Lighting	N.A.	Number of seats Size of area Lighting
	Qualitative	Seating arrange- ments Comfort Privacy Amenities	Seating arrange- ments Comfort Privacy Amenities	Seating arrange- ments Comfort Privacy Amenities	N.A.	Seating arrange- ments Comfort Privacy Amenities
Security	Quantitative	Processing time Service variability range Location re con- cessions	N.A.	Processing time Service variability range Location re con- cessions	N.A.	Processing time Service variability range Location re con- cessions
	Qualitative	Convenience Complexity of procedure Courtesy of per- sonnel Environment	N.A.	Convenience Complexity of procedure Courtesy of per- sonnel Environment	N.A.	Convenience Complexity of procedure Courtesy of per- sonnel Environment
Departure lounge	Quantitative	Processing time Service variability range Number of seats Size of area Lighting Location re con- cessions	N.A.	Processing time Service variability range Number of seats Size of area Lighting Location re con- cessions	Processing time Service variability range Number of seats Size of area Lighting Location re con- cessions	Processing time Service variability range Number of seats Size of area Lighting Location re con- cessions
	Qualitative	Convenience Complexity of procedure Courtesy of per- sonnel Environment	N.A.	Convenience Complexity of procedure Courtesy of per- sonnel Environment	Convenience Complexity of procedure Courtesy of per- sonnel Environment	Convenience Complexity of procedure Courtesy of per- sonnel Environment
Boarding means	Quantitative	Walking distance Level Change Aids to handi- capped	Walking distance Level Change Aids to handi- capped	Walking distance Level Change Aids to handi- capped	Walking distance Level Change Aids to handi- capped	Walking distance Level Change Aids to handi- capped
	Qualitative	Exposure to weather Safety Convenience	Exposure to weather Safety Convenience	Exposure to weather Safety Convenience	Exposure to weather Safety Convenience	Exposure to weather Safety Convenience
Baggage claim	Quantitative	N.A.	Processing time Service variability range Area size Pedestrian density Claim frontage Care of handling	N.A.	N.A.	Processing time Service variability range Area size Pedestrian density Claim frontage Care of handling

Table 1. Level-of-service characteristics of ground access and egress system: automobiles.

Facility	Type of Measure	Private					
		Passenger	Well-wisher and Greeter	Employee	Rent-a-Car (passenger only)	Taxi (passenger only)	Limousine (passenger only)
Curbside	Quantitative	N.A.	Space availability Delay time in and out Service variability range Proximity to terminal entrance Lane width and number	N.A.	Space availability Delay time in and out Service variability range Proximity to terminal entrance Lane width and number	Space availability Delay time in and out Service variability range Proximity to terminal entrance Lane width and number Fare Privilege space Staging and loading Taxi availability and supply	Space availability Delay time in and out Service variability range Proximity to terminal entrance Available route Frequency Staging area Fare Baggage capacity
	Qualitative	N.A.	Safety Weather exposure	N.A.	Safety Weather exposure	Safety Weather exposure	Safety Weather exposure Comfort Identification route and carrier Signage
Parking	Quantitative	Entry cost Space availability Proximity to terminal Entry and exit delays	Entry cost Space availability Proximity to terminal Entry and exit delays	Dedicated	Space availability Proximity to terminal Entry and exit delays	N.A.	N.A.
	Qualitative	Security of lot Weather exposure Safety Signage	Security of lot Weather exposure Safety Signage	Security of lot Weather exposure Safety	Weather exposure Signage	N.A.	N.A.
Roadway	Quantitative	Safety Level-of-service criteria Adequacy of merging and diverging lanes	Safety Level-of-service criteria Adequacy of merging and diverging lanes	Safety Level-of-service criteria Adequacy of merging and diverging lanes	Safety Level-of-service criteria Adequacy of merging and diverging lanes	Safety Level-of-service criteria Adequacy of merging and diverging lanes	Safety Level-of-service criteria Adequacy of merging and diverging lanes Priority lanes
	Qualitative	System understandability Signage Safety	System understandability Signage Safety	System understandability Signage Safety	System understandability Signage Safety	System understandability Signage Safety	System understandability Signage Safety

Note: N.A. = not applicable.

Table 2. Level-of-service characteristics of ground access and egress system: trucks and transit.

Facility	Type of Measure	Transit		
		Trucks (passenger only)	Bus (passenger only)	Fixed Guideway
Curbside	Quantitative	Space availability Delay time in and out Service variability range Proximity to terminal entrance Lane width and number	Space availability Delay time in and out Service variability range Proximity to terminal entrance Lane width and number Availability Fare	Space availability Delay time in and out Service variability range Proximity to terminal entrance Lane width and number Availability Volume capability
	Qualitative	Safety Weather exposure	Safety Weather exposure Vehicle identification	Safety Weather exposure
Parking	Quantitative	Space availability Proximity to terminal Entry and exit delays	N.A.	N.A.
	Qualitative	Security of lot Weather exposure Safety Signage	N.A.	N.A.
Roadway	Quantitative	Safety Level-of-service criteria Adequacy of merging and diverging lanes	Safety Level-of-service criteria Adequacy of merging and diverging lanes Priority lanes	N.A.
	Qualitative	System understandability Signage Safety	System understandability Signage Safety	N.A.

Note: N.A. = not applicable.



**FACULTAD DE INGENIERIA U.N.A.M.
DIVISION DE EDUCACION CONTINUA**

CURSOS INSTITUCIONALES

**XXV CURSO INTERNACIONAL DE
INGENIERIA DE AEROPUERTOS**

1 9 9 7

MODULO I. PLANIFICACION.

**TEMA: PROGRAMA AVANZADO EN DIRECCION DE LAS
ENTIDADES PUBLICAS.**

MEXICO, DESARROLLO ECONOMICO E INFRAESTRUCTURA

del 25 de agosto al 24 de octubre de 1997

Expositor: DR. ALBERTO OLIVER RODRIGUEZ

Palacio de Minería

1997

ESTE MATERIAL HA SIDO UTILIZADO EN LOS SIGUIENTES EVENTOS:

XXIII CURSO INTERNACIONAL DE INGENIERIA DE AEROPUERTOS.

CONGRESO PADEP. CIENCIAS POLITICAS DE LA CIUDAD DE MEXICO U.N.A.M.

ULTIMO CONGRESO NACIONAL DE ECONOMISTAS.

COMUNICACIONES Y TRANSPORTES, 1983-1994.

Introducción

A continuación se realiza un análisis de como y en que medida se ha venido financiando el desarrollo de la **infraestructura de comunicaciones y transportes** en México, con énfasis en el sector coordinado por la Secretaría de Comunicaciones y transportes, así como algunos de sus efectos laterales deseados y no deseados en el desarrollo económico del país, ya que este ha sido uno de los sectores a donde el Estado ha canalizado un volumen considerable de recursos tanto fiscales como crediticios en los últimos 30 años.

La **interdependencia de la economía mundial**, los diferentes y contrastantes niveles de desarrollo que hoy presenta el globo, particularmente entre las zonas templadas húmedas, las tropicales húmedas y las desertificadas, han venido junto con la explosión demográfica de la sociedad industrial del siglo XX y la globalización a determinar una de las crisis de liquidez más profundas y complejas del presente siglo, generando una disminución en el financiamiento de la infraestructura básica en la mayoría de los países en proceso de desarrollo.

En términos generales, se considera que en ningún país del mundo en el siglo XX, han existido en un momento dado recursos disponibles como para dinamizar una economía estancada; los recursos generalmente han provenido del **ahorro interno**, donde el sector primario hace una contribución importante como "ahorrador forzoso", ya que sin un excedente económico del sector agropecuario es muy difícil que se puedan desarrollar y ampliar los sectores de transformación y servicios (incluyendo los financieros) así como del Comercio Exterior, sin generar desequilibrios estructurales al consumir más de lo que se produce, o bien importar más de lo que se exporta. De ahí la importancia estratégica de la infraestructura básica (hidráulica, comunicaciones y de transportes) pues permite con la penetración y desarrollo de las relaciones de mercado, la transformación de las sociedades tradicionales de subsistencia, a fin de volverlas sociedades excedentarias, como única vía, quizás no la ideal, para desaparecer la marginación y la pobreza

Las zonas de mayor desarrollo económico del mundo son las **zonas húmedas de clima templado**, ahí se encuentra el grupo de "**los siete**" **países mas industrializados del mundo** que con el 12% de la población mundial produce el 68% del PIB mundial en 1991; la mayor área de todas ellas es casualmente la zona noreste de los Estados Unidos y sureste de Canadá países que producen alrededor del 30% del PIB con apenas el 5.2% de la población mundial, esta zona del noreste de los EE.UU. sirvió de asentamiento originalmente para la colonización de Norteamérica, para después orientarse hacia el oeste de los EE.UU., y el norte de México. Le sigue en importancia el área húmeda templada de Europa que produce el 23% del PIB mundial con el 4.76% de la población, y la parte norte de España, país que produce el 2.3% del PIB mundial con el 0.7% de la población, en tercer lugar se encuentra la zona templada húmeda del territorio de Japón, que con 2.33% de la población produce el 15 % del PIB mundial, superado en productividad sólo por Suiza.

MEXICO. DESARROLLO ECONOMICO E INFRAESTRUCTURA

México se encuentra alrededor de la zona de los trópicos, por ello su latitud se encuentra a la altura de donde se localiza el 75% de las zonas áridas del mundo, tiene un PIB que ocupa en 1991 el 16o lugar a nivel mundial, su producto interno bruto en ese año, según el Banco Mundial es de 252.4 mil millones de dólares el 1.2% del PIB mundial que puede representar el 4.4% del PIB de los EE.UU. y el 44% del de Canadá, lo anterior con el 16% de la población mundial y una superficie continental de 1'967,183 km², de ahí la importancia estratégica de la infraestructura hidráulica de comunicaciones y transportes en este país, no solo en **Mesoamérica** considerada un ecosistema de zona tropical húmeda por excelencia, que contiene a la meseta templada, sino también la parte interna de las dos sierras conocida como **aridoamérica** que con aproximadamente 13 entidades federativas representa el 60% del territorio nacional, el 29.5% de la población y genero entre 1970-1988 en promedio el 28.7% del PIB nacional., Mesoamérica baja con 13 entidades, comprende el 35.8% del territorio, tiene el 41.34% de la población y genero en igual periodo el 28% del PIB nacional. Por último la meseta templada, contiene 6 entidades con el 4.40% de la superficie de la república, con el 32.10% de población y genera el 43.31% del PIB nacional. El promedio nacional de ingreso per cápita de México en 1991 es de 2,763 dólares, el de aridoamérica de 2,888, el de Mesoamérica 2639, alta 3,089, baja 2,268 y solo el **Distrito Federal** tiene un ingreso per cápita de 8,314 dólares con el 0.1% del territorio y el 10.20% de población, motivo por el cual tiene la densidad demográfica mas alta del mundo con 5,500 habitantes promedio por km²,

ANTECEDENTES.

Aunque no se pretende hacer un análisis histórico desde 1910, es necesario hacer algunas referencias y establecer algunos parámetros de comparación, de donde partir, los cuales resultan obligados para el análisis de coyuntura, 1983-1994, por ello se hará a grandes saltos un breve pero necesario repaso: a) del arranque del siglo a la guerra, b) de la postguerra a la crisis de la guerra fría en 1960, c) de la Alianza Para el Progreso al "boom petrolero, para tratar en un apartado final de la Reforma del Estado en 1983 a nuestros días.

"Oiga General, pero y la Ley
de la oferta y la demanda".

"Esa la vamos a abrogar".

La Laguna

Provincia mexicana 1936.

A) 1910-1940.

A partir de 1920, terminada la etapa armada de la Revolución Mexicana emprendida por aridoamérica, la Política Económica de los gobiernos militares favorecieron fundamentalmente el desarrollo de la **infraestructura hidráulica y de caminos**, lo cual se pudo hacer a costos muy bajos puesto que el salario mínimo fue establecido hasta mediados de los años 30's, durante el transcurso de lo que se ha dado en llamar la 2a revolución mexicana, la de Mesoamérica. De esta forma para 1940, la capacidad de almacenamiento de agua llego a ser de 5,207 millones de M³. Las obras de riego con que contaba el país en 1910, cubría efectivamente 700 mil hectáreas pero eran obras muy defectuosas; para 1940 y

particularmente a raíz del impulso de la estabilidad política lograda con el Presidente Calles a partir de 1925, las áreas beneficiadas con obras nuevas de irrigación llegaron a ser de 271 mil hectáreas, cerca de un 40% adicional a lo existente en 1910. Los caminos, también reciben un impulso inicial en 1920 con la carretera México-Pachuca, sin embargo es hasta 1930 que arranca verdaderamente su desarrollo con la construcción de 1 500 Km. para alcanzar en 1940 una longitud de 4,781 Km. de carreteras federales.

El ferrocarril pasó de 19.7 mil Km. en 1910 a 23.0 mil Km. en 1940 o sea 17% más, alcanzando a "rehabilitar" 5.2 mil Km. lo que significó el 23% de la red, la cual se encontraba muy deteriorada por el nivel de explotación del intensivo tercer tercio del siglo XIX, el uso destructivo de la Revolución, y la primera guerra mundial, además del incremento de las operaciones al estabilizarse nuevamente el país a finales de los años 20's.

La **infraestructura portuaria** entre 1920 y 1930, también refleja la recuperación de las operaciones y la estabilidad política de estos años, ya que los rompeolas pasan de 5.1 mil ML a 7.1 mil ML, esto es 39%.

Por su parte, la **población** pasó de 14.3 millones en 1920 a 19.6 millones en 1940, que implica una tasa media anual de crecimiento de 1.6%, además la sociedad mexicana seguía permaneciendo en sus lugares de origen en un ambiente tradicional de gran arraigo regional y poca movilidad.

Prácticamente en todos estos años no se hizo uso del crédito para financiar los programas de infraestructura básica, además el sector privado participaba lateralmente en su financiamiento, desarrollo y operación, la participación de las **comunicaciones y los transportes** en la composición del producto interno bruto (PIB) entre 1900 y 1940 pasó del 2.0% al 2.6%

B) De la 2a Guerra a la Crisis de la Guerra Fría, 1940-1960.

Este es un **periodo muy afortunado** en el desarrollo económico y de la infraestructura de las comunicaciones y los transportes en México, ya que obtuvo realizaciones muy importantes a bajos costos y sin prácticamente deuda.

Se habla ya no de la "reconstrucción" del país, sino nuevamente, como en la época de la reforma en el siglo XIX, de la "modernización". Lo anterior se presenta en medio de una coyuntura externa muy favorable; por un lado, el problema del costo financiero fue resuelto como nunca en la historia de este país, a ello ayudó mucho la reducción de pagos de la deuda, que con motivo de la gran depresión de 1929-1933 el país reflejó al decretar la suspensión de pagos de una deuda que en algunos de sus componentes tenían reclamaciones de la revolución y se venían negociando desde la época de Venustiano Carranza, en 1917. Mas adelante con motivo del estallido de la segunda guerra mundial, se dio un acercamiento entre México y los Estados Unidos, con lo cual entre 1942 y 1943, se arregló buena parte de la **deuda externa** reduciendo el monto del principal a una quinta parte, lo anterior, reflejó el gran interés que a partir de ese momento mostrarían las políticas de cooperación entre México y los EE.UU. cuando la guerra se acercaba a su desenlace y se comenzaba a entrever el promisorio panorama económico de la postguerra.

Por otro lado, el desarrollo del período precedente en materia hidráulica y de caminos, posibilitaba al país para en este ambiente de acercamiento y colaboración de entreguerra, recibir un fuerte volumen de **inversiones directas extranjeras** en industrias de exportación, lo cual dinamizaba el empleo y el crecimiento del producto interno, en un ambiente de gran nacionalismo al haber rescatado para el país desde 1938, los renglones estratégicos que requería nuestro desarrollo industrial en ese momento, como pudo ser la expropiación petrolera y, a partir de 1946 acelerar, si bien, con el auxilio del crédito externo, la construcción de la infraestructura hidráulica:

México se encontraba en una posición muy cómoda, ya que además de ser un cuasimonopolio de exportación de materias primas y manufacturas, los EE.UU. no ofrecían demasiadas restricciones y aun brindaba un tratamiento preferencial, Europa y Asia prácticamente no competían, además México podía aun exportar con **altos aranceles** hasta todavía entrado el año de 1943, en que los ingresos federales derivados de la exportación llegó a representar el 16%, la mayor participación del siglo XX, situación que favoreció el financiamiento público autónomo y no inflacionario, para poder continuar con el desarrollo de la infraestructura para el transporte y las comunicaciones sin prácticamente deuda, ni un gran déficit comercial con el exterior, en medio de un proceso de "sustitución de importaciones" el cual se planteó con el mejor ánimo nacionalista de aumentar el consumo interno de artículos de consumo doméstico duradero a partir de la producción nacional de ellos en lugar de importarlos, los cuales con el desarrollo tecnológico alcanzado, por una etapa militarista muy prolongada, se podían ya empezar a incorporar a la sociedad tradicional en nuestro país.

Buena parte de la depresión del 29 fue por la prolongación de los valores de un liberalismo económico decadente que propiciaba falta de desarrollo del mercado interno, ello aunado a una guerra de aranceles de tipo proteccionista, paralizó en un momento dado la realización de la producción industrial., Por ello el **salario mínimo**, que apareciera como parte de las reformas de 1936, en apoyo del desarrollo del mercado interno, pasó de \$1.52 diario en 1940 a \$8.13 en 1960, que considerando las cotizaciones respectivas del dólar equivalía a pasar de US 31 centavos de dólar en 1940 a US 65 centavos de dólar diario en 1960, representando una tasa media anual de crecimiento (TMAC) de 3.7%, por su parte el PIB (a precios constantes de 1970), lo hizo al 6%. Ello estimuló el mercado interno, que sin embargo, en estas condiciones tan favorables de la post guerra para las exportaciones, permitió que el consumo se rezagara 38% del crecimiento del producto interno bruto (PIB), con lo cual había ahorro suficiente para la modernización y el equipamiento industrial sin generar desequilibrios estructurales en el financiamiento del desarrollo.

Infraestructura Básica.

De esta forma se pudo financiar la formación de capital en México, sin recurrir sustancialmente al endeudamiento, todavía en 1958 únicamente el 10.3% de los ingresos federales provenían de préstamos y financiamientos. En este contexto la **capacidad de almacenamiento de agua** creció poco más de 4 "veces", al pasar de 5.2 a 21.3 millones de M3, representando una tasa media anual de crecimiento de 7.3% anual a lo largo de 20

MEXICO. DESARROLLO ECONOMICO E INFRAESTRUCTURA

años, crecimiento en que los programas hidráulicos, del alemanismo tuvieron una alta participación.

Las **carreteras asfaltadas y autopistas** proporcionalmente crecieron más que la infraestructura hidráulica, ya que creció poco más de 5.5 veces, al pasar de 4.800 a 27.000 kmts, representando una tasa media anual de crecimiento de 9%.

Los efectos en la generación de **energía eléctrica** y el desarrollo de la capacidad nominal de **refinación de petróleo** fueron muy próximos a lo observado en el desarrollo hidráulico y caminero, ya que la capacidad instalada de generación de energía eléctrica crecía casi 4.5 veces al pasar de 681 a 3058 megawatts, reflejando una tasa media de crecimiento de 7.8% anual, por su parte la capacidad nominal de refinación de petróleo crecía 3.25 veces, al pasar de 141.4 a 459.4 millones de barriles al día, representando una tasa media anual de crecimiento de 6.1%.

Transportes y comunicaciones

Los transportes y las comunicaciones también corrían paralelos con tasas entre el 4.5% y 10% anual. En el caso del **autotransporte** tuvo un impulso importante durante el conflicto bélico, ya que por instrucciones del entonces Presidente de la República Manuel Ávila Camacho, se daba autorización a particulares para que brindaran el servicio de transporte de carga hacia EE.UU., el cual se había incrementado sustancialmente por la guerra. El camión de carga en estos veinte años crecía en promedio anual 10.2%, el de carga y pasaje 9.5% y el camión de pasajeros 4.8%. Por su parte los autos, motocicletas y bicicletas crecían 8.6%, 9.3% y 9.7% respectivamente. El siglo XX se presenta como el siglo de la industria automotriz, tanto como el siglo XIX lo fue del ferrocarril.

La nacionalización de los **ferrocarriles**, no arrojaron resultados totalmente favorables, desde un punto de vista práctico, ya que los ferrocarriles por problemas financieros no se desarrollaron armónicamente, desde entonces, en relación a los otros modos de transporte, sobre todo frente a la dinámica del transporte carretero. De esta forma la red ferroviaria creció únicamente 400 km., pero se rehabilitó casi el 90% de la red, que hay que reconocer era casi hacerlo de nuevo. La fuerza tractiva paso de 18.8 a 23 millones de caballos de fuerza, que representa un crecimiento anual de 4.9%. De esta forma pudo atender si bien con menos locomotoras, menos equipo de arrastre y de pasajeros, un crecimiento de más del 145 % de toneladas, al pasar de 5.7 a 14 millones de toneladas con una tasa de crecimiento de 4.5% anual; por su parte los pasajeros-km pasaron de 1.86 a 4.13 millones de pasajeros que representa una tasa media del 4%. Lo hacía con tecnología de vapor predominantemente, con la cual ya tenían casi un siglo de operar y aunque ya era autosuficiente tecnológicamente, el diesel, como hoy la energía eléctrica volvía obsoleta la infraestructura aceleradamente.

El **transporte aéreo**, que es el medio de transporte mas moderno y rápido prácticamente nace en 1940, si bien ya había operaciones comerciales desde 1924, con el antecedente de la Compañía Mexicana de Aviación (Pan American) y en 1936 con el antecedente de AEROMEXICO (GUEST). De ahí que sea muy dinámico su crecimiento, además en este periodo se caracterizó por una operación y una infraestructura orientada al pistón, la cual en

relación a la que necesita el turborreactor de los años '60 requiere de exhibiciones menores por equipo, por lo que participaban en la aviación numerosos operadores privados. Las Aeropistas llegaron a 850, las pistas federales a 26, los aviones registrados en el Departamento de Aeronáutica Civil a 1.419, las operaciones fueron alrededor de 250 mil, los pasajeros transportados 1.8 millones y la carga 72,100 toneladas. Las Aeropistas, los pasajeros y la carga transportados crecieron a tasas de crecimiento superiores al 10% anual, tasas propias de su reciente aparición, como más tarde las comunicaciones vía satélite.

En lo que respecta a **obras marítimas**, los avances también fueron significativos, ya que el comercio exterior fue tan próspero en la post guerra que hubo de desarrollarse la base fundamental de la infraestructura portuaria nacional con 13 puertos, de esta suerte los rompeolas crecieron 39%, las escolleras 22%, los espigones 107%, los muelles de atraque de altura 79%, de cabotaje 120%, los patios 177%, los cobertizos 100% y las bodegas 191%. El total de la carga creció 114% si bien el movimiento de pasajeros descendía 74% en estos años, por el impulso de los otros modos de transporte, como el autotransporte, el ferrocarril y el avión, así como el gran cambio de orientación que tuvo México hacia las relaciones comerciales, industriales, de turismo y de negocios con Norteamérica y ya no predominantemente con Europa.

Las comunicaciones reflejaron este momento modernizador con gran crecimiento, ya que la infraestructura medida en las **oficinas de correo**, que por supuesto es uno de los servicios federales más antiguos, crecieron 23%, al pasar de 3804 a 4699 oficinas; en estos años, la longitud de línea "desarrollada" del **telégrafo** que había crecido 48% entre 1910-1940, crecía todavía 15% adicional al pasar de 110 a 127 mil kilómetros, por su parte los aparatos de teléfono crecieron 196%, ya en el período precedente de 1910- 1940 habían crecido 1.336%, con ello su crecimiento junto con el de la correspondencia y los mensajes telegráficos crecieron anualmente 5.6%, 5.5% y 5.4% respectivamente entre 1940 y 1960.

La participación del **sector comunicaciones y transportes** en el producto interno bruto del país mantenía su tendencia de crecimiento observada en el período precedente ya que paso de 2.6% en 1940 a 3.3% en 1960, lo cual reflejaba la disminución de 2 puntos del sector agropecuario al pasar de 19.2% a 17.1% así como el incremento de 5 puntos en el sector de transformación al pasar de 15.5% a 20.4%.

La **población** paso de 20 a 35 millones de habitantes, si bien a partir de 1960 el proceso acelerado de urbanización permitió que la población urbana superara por primera vez a la rural. El producto interno bruto a precios constantes de 1980, creció en promedio anual 6.0%, mientras que el crecimiento de los salarios mínimos promedio de la República Mexicana en dólares crecía 4.3%, manteniendo un crecimiento en el consumo menor al crecimiento del producto, con ello el ahorro y el equipamiento aumento sin necesidad de endeudamiento federal, mismo que para 1962 prácticamente había desaparecido, pues no representaba ni el 0.18% del PIB.

Termina así un período de gran dinamismo y tranquilidad política para el país, donde a pesar de la influencia externa, ella se puede considerar, en esta perspectiva, marginal, ya que el país pudo crecer fundamentalmente en base a su ahorro interno y con políticas que si bien buscaban modernizarlo, todavía mostraban un fuerte contenido nacionalista a través del

mantenimiento de políticas de "sustitución de importaciones", con el apoyo de un tipo de cambio con poca sobrevaluación de 1946 a 1962. si bien el arribo del **desarrollo estabilizador** después de la devaluación de 1954, sentó las bases del aumento invisible y profundo de la dependencia comercial, tecnológica, financiera, así como dramáticamente de productos básicos a partir de 1965

"Pero en el ámbito donde los caracteres nacionales difieren, incorporándose algunos al avance económico de manera crítica, mientras otros se mantienen ajenos al mismo y en el que las pequeñas diferencias en los usos culturales pueden producir grandes diferencias en su trascendencia económica, el economista se haya indefenso ante este problema de desarrollo".

Charles P. Kindleberger, 1958.
Massachusetts Institute of Technology. (MIT)

C) De la Alianza para el progreso al Boom Petrolero 1960-1980

La mayoría de los estudios sobre el desarrollo económico a partir de los años 60' daban como parteaguas del mismo a los años 40' y la 2a guerra mundial. se hablaba entonces de la entrada de México al siglo XX, se había dado en 1940, pues sus indicadores no eran muy diferentes que los de principios de siglo. Hoy sin embargo que esta a punto de acabar el siglo, es importante destacar que el verdadero parteaguas de la historia económica del siglo XX, son los años 60', coincidente con la primera gran **crisis de la guerra fría** de los años 1957-1963.

El período de la postguerra y sus posibilidades de desarrollo en términos de alto nivel de empleo, baja tasa de interés, altos aranceles, y exportación sin prácticamente resistencias externas, (preferencias arancelarias) duro más o menos del fin de la segunda guerra a la primera exposición tecnológica alemana fuera de su territorio después de la guerra, allá por los terrenos de Ciudad Universitaria en México D.F., a finales de 1953, con lo que se hablaba en apenas 6 años de terminada la guerra del "milagro alemán", el cual empezaba a eclipsar al llamado "milagro mexicano", igualmente el **sputnik soviético de 1957** aventajaba militarmente a los EE.UU., con ello le daba fin a un período de predominio armamentístico de los norteamericanos en el terreno nuclear y a toda una época en la cual, como ha dicho Herbert H. Grubel, los Estados Unidos de Norteamérica se habían llegado a constituir en el "banquero mundial" al detentar casi en calidad de botín de guerra mas del 70% de las reservas de oro de occidente y haberse expandido en calidad de triunfador del conflicto a través de la exportación de tecnología y créditos a Europa y Japón en base al Plan Marshall. La crisis de la guerra fría pone fin al período expansivo de Norteamérica de postguerra, pues con lo anterior llegaba a su fin el Plan Marshall, representando la primera gran crisis desde el término de la 2a Guerra Mundial.

Por ello entre 1957 y 1963, la coyuntura nuclear que represento el lanzamiento del sputnik, contextualiza y explican **aspectos políticos** del período como pueden ser: la revolución

cubana, los movimientos políticos obreros y campesinos en México, como puede ser el Movimiento de Liberación Nacional y el asesinato de John F. Kennedy, constituyéndose este momento como el inicio, la exégesis en gran medida, de la crisis que presenta América entera hoy en día, pero particularmente América Latina como deudora y América del Norte como acreedora, 30 años después de la depresión de 1928 y hoy, 30 años después de coyuntura de los años '60, verdadero parteaguas del siglo XX.

El excedente de capitales que liberara EE.UU. al darse la recuperación europea, a principios de los años '60, se orientara hacia América Latina vía **créditos**. Sucedió lo siguiente: si los EE.UU. aplicaban esos stocks financieros a su economía sin que esta creciera le generaría inflación e ineficiencia, por ello planteo la "**Alianza para el Progreso**" (**ALPRO**), como una forma de aplicar sus excedentes financieros en el exterior y permitir que creciera su economía al transnacionalizarse esta aún más, sin riesgos para su desarrollo económico y social interno.

En México la recuperación europea y la crisis norteamericana de 1957-1961 repercutieron de múltiples formas ya que su **tasa de crecimiento se desaceleró** a finales de los años '50, por lo que bajo la Presidencia de Adolfo López Mateos, no se vio con tan malos ojos aceptar un incremento del financiamiento para el desarrollo, de origen externo, ofrecido por los EE.UU. en la Reunión de Punta del Este en 1961.

La insuficiencia del ahorro interno de la economía tradicional de México (subsistencia) y la oferta del crédito externo a "bajas tasas de interés" permitieron la expansión en los años '60, del ensamble de distintas industrias en el país, como preludio de las maquiladoras en los '70, y una contracción mayor en las posibilidades del capital privado nacional de aumentar su participación y su escala de producción en base al mercado interno, más aún, con la presencia de un dólar relativamente barato desde 1962 y una acentuada tendencia a la **centralización** en el gobierno de las actividades económicas.

En estas condiciones, se regresaba nuevamente a atender las necesidades de materias primas de la metrópoli, pero además reduciendo aranceles y planeando ya la eliminación de la doble tributación a nivel internacional en el seno de la Asociación Latino Americana de Libre Comercio, o sea no solo se retomaba el rol de proveedor de materias primas, sino también adquiriríamos el de **mercado emergente**, capaz de ayudar a paliar las crisis de sobreproducción del norte; el nivel de empleo caía en México y con ello surgía con fuerza el braserismo hacia los EE.UU., con lo cual para 1958, como resultado de las medidas "estabilizadoras" emprendidas por el gobierno de Don Adolfo Ruiz Cortines, como la contracción en el ritmo de crecimiento del salario mínimo a partir de 1952 y la devaluación de 1954, que llevaba al peso a \$12.50 por 1 dólar, generaron encono y malestar social particularmente entre maestros, ferrocarrileros y telegrafistas, de manera coincidente con lo que hemos denominado la primera gran crisis de la guerra fría y del gobierno de la revolución.

El Gobierno de Adolfo López Mateos, tenía que buscar soluciones para resolver esta nueva depresión que se le presentaba al país y al mismo tiempo mantener el nivel de precios que con motivo de la devaluación de 1954, se había **comprometido la administración**, además a fin de desarrollar al mercado de capitales nacionales se había propuesto dar facilidades de

exención de impuestos tanto en la importación de procesos completos de producción (existía la llamada Regla 14) como para la instalación de nuevos centros de producción para lo cual ofreció estímulos fiscales, concesiones y facilidades. El peso había iniciado desde el fin de la 2a guerra mundial en 1946, un largo proceso de sobrevaluación, que se va a acentuar a partir de 1962 hasta 1994, con la excepción del período 1982-1988, en que por los ajustes al tipo de cambio realizados con la administración de Miguel De la Madrid, la balanza comercial arrojaría, como veremos más adelante, saldos superavitarios.

El mantenimiento del tipo de cambio estable y sobrevaluado, del "**desarrollo estabilizador**", alimentó la estrechez del mercado interno, ya que estimulaba la importación en detrimento del mercado interno, dificultando la utilización de escalas de producción más amplias y poder competir con costos bajos. Las insuficiencias de la demanda interna en esas condiciones, aunada a una demanda decreciente de nuestros productos en el exterior y la centralización y autoritarismo desalentaba la inversión privada, la cual al reducir su ritmo de crecimiento, de utilidades y de participación en los salarios, llevó al Estado a participar más activamente en la vida económica nacional pero a **crédito**, ya que los ingresos fiscales no tenían el dinamismo de años anteriores. Pese a ello por el tipo de orientación que predominantemente se le dio a los créditos hacia la infraestructura de comunicaciones, transportes y electricidad se pudo estimular el desarrollo del llamado "grupo constructor", destacándose entre otras empresas de manera relevante el grupo Ingenieros y Constructores Asociados ICA.

En el caso de las **comunicaciones y los transportes** se suman al Sector Paraestatal alrededor de los años '60 empresas como **AEROMEXICO, TELMEX, CAPUFE y ASA**, pues ya previamente los **correos y los telégrafos** formaban parte de la administración pública y desde 1936 se habían integrado los **ferrocarriles**.

Además en el espíritu del Estado, de conformidad con el artículo 25 Constitucional debía fomentarse el empleo y el crecimiento, lo anterior dentro de la administración por **objetivos**, podemos decir que estaban correctamente definidos, en cambio no precisaba de igual manera los **medios**, esto es: si es a crédito, o con recursos propios, con emisión de moneda fiduciaria, con financiamiento no inflacionario, o bien a pesar de que estos pudiesen representar empleos subsidiados a crédito y con una productividad marginal negativa. Es de hacerse notar que el inconveniente de la intervención del Estado fue que fundamentalmente se realizó con el apoyo de los recursos externos y no con ahorro interno, pues este se consideraba insuficiente para el llamado desarrollo estabilizador y por ello se consideraba natural, como "parte del costo del desarrollo".

Igual que en 1942, cuando se canceló el 80% de la deuda y se pudieron abrir nuevos pasivos, entre 1962 y 1963, fue tan exitoso el desarrollo precedente que se pudo liquidar la totalidad de la "deuda vieja" al tiempo que se abrían nuevos pasivos que los norteamericanos estaban nuevamente ofertando. Se puede observar que en el gran impulso la economía mexicana de 1942 lo dio la reducción de la **deuda y la guerra**, y que en forma coincidente en los sesentas lo dio la crisis de la guerra fría y el aumento de las posibilidades de financiamiento de la ALPRO. La guerra sigue siendo, hasta aquí la balización fundamental de la periodización de la historia.

Por otro lado, en base al esquema de economía mixta que adoptó México desde el inicio de los Gobiernos Revolucionarios, se orienta la acción del Estado fundamentalmente sobre un esquema de "obra pública" generadora de empleo, aprovechando las ofertas que en ese momento ofrecía EE.UU. bajo el esquema de la ALPRO a los países latinoamericanos, con el excedente de capitales generados en EE.UU. al fin del Plan Marshall. De esta forma, Europa iniciaba la liberación gradual de su economía del dólar y América Latina aceleraba su proceso de estatificación dependiente del crédito y sobrevaluación de sus monedas; así los estados de la región, recibían "créditos atados", justo para las obras que requería la **expansión multinacional** de la industria norteamericana para su redespigue industrial hacia el subcontinente.

El aumento de los financiamientos hacia América Latina generó una renovación en las concepciones propias de la **administración pública**, estableciéndose a lo largo de todo el subcontinente iberoamericano en los años cincuenta y sesenta escuelas e institutos de enseñanza superior donde se daba adiestramiento relativo a la administración pública y la evaluación de proyectos, por lo que respecta a México, en 1958, junto con la creación de la Secretaría de la Presidencia de la República que después contenía a la Dirección General de Estudios Administrativos, se estableció el estudio de la Carrera de Administración Pública en la Facultad de Ciencias Políticas en la UNAM, el "presupuesto por programas" era materia obligada desde 1958, se consideraba como la expresión más acabada del control presupuestal y de las inversiones, lo cual obedecía a las necesidades de mejora administrativa en el contexto de los financiamientos para el desarrollo, que explica parcialmente junto con el aumento de las tasas de interés y la crisis de liquidez de esa época los esfuerzos y estudios sobre la **reforma administrativa** en la primera mitad de los setenta, homológamente que las reformas borbónicas del 1700.

Los "cameralistas" franceses del siglo XVIII, se pueden considerar el antecedente más remoto de la administración pública moderna, integraron elementos de la organización militar como: plana mayor, mandos medios, staff, director general, director coronel; sub, apoyo administrativo, apoyo técnico, que seguramente pusieron en práctica las corrientes denominadas "científicas" muy en boga en todo el mundo como los comunistas científicos, que influyeron en los jacobinos científicos de la 2a mitad del XIX en México, que de alguna forma continuaron la obra de reforma de la secularización del Estado y que la típica expresión "muchacha administración y poca política" parece definir claramente la forma como entendían nuestros antepasados weberianos a la administración como un "espacio neutro" de las instituciones políticas del Estado, cuando las influencias más vivas de la administración pública eran aún las organizaciones militares y el clero;

A principio del siglo XX, la teoría de sistemas de Henry Fayol, que impactó los trabajos de la industria automotriz norteamericana de los años 20 con Taylor a la cabeza, repercutió en la metodología de la ciencias sociales, particularmente de la historia por los años '30 de la gran depresión y con ello apareció la Escuela de los Anales con exponentes como Marc Bloch, Fernand Braudel, H. Pirenne, E.J. Hamilton y Pierre Vilar, para más tarde en los '40, impactar a la escuela económica por los estudios de planeación para la optimización de los recursos en la segunda guerra con los trabajos de Vasily Leontieff; así pasamos del análisis

"sistémico" y la "matriz procesadora o caja negra" de recursos humanos materiales y financieros a la "matriz de insumo producto" de la sociedad industrial.

En nuestros días, la influencia más evidente de la administración pública son los sectores más modernos y dinámicos que dentro de la globalización están representados por los sistemas de gestión de las grandes empresas privadas, holdings, trust, consorcios, y los sistemas gerenciales que operan en sociedades como la industria automotriz (L.A. Iacocca), la de cómputo y satelital o el sector financiero. El concepto moderno de la administración pública en México ha evolucionado para considerarse después de las experiencias de la primera mitad del siglo XX, como "la política en acción".

De esta manera en México, los créditos para el **Programa Nacional Carretero** de 1963, corrían paralelamente al despliegue de las ensambladoras de la industria automotriz; el **Programa Nacional de Aeropuertos** en 1964, favorecieron a su vez la apertura de líneas de crédito para la compra de equipos turbo reactores del transporte aéreo como los DC 8; los créditos para la rehabilitación y modernización de la red férrea, utilizando tecnología propia de la segunda guerra mundial, permitieron la importación de equipos diesel; la nacionalización de la industria eléctrica y telefónica, permitieron que el desarrollo tecnológico alcanzado en la guerra, permeara hacia las industrias correspondientes.

El crédito de la ALPRO sirvió al Estado Mexicano para abatir la recesión y dinamizar el crecimiento económico, sin devaluar la moneda, sin inflación, con bajos intereses y elevando aceleradamente el consumo, el crecimiento y los salarios hasta 1981, cuando países como Japón mantenían crecimiento cero, como respuesta a la crisis de los energéticos, con ello se desarrolló en México en los '60 y '70 una economía del bienestar con un buen número indiscriminado de **subsidios al consumo**.

Desde el punto de vista de la **productividad** de la población económicamente activa, logro continuar creciendo en la década de los '60, el sistema económico aparentemente aumentaba su productividad per cápita, sin embargo lo hacía generando un desequilibrio estructural enorme, raíz de los desequilibrios posteriores. Presentaba el país, la figura de un "**macaco**" atrapado por no querer soltar el fruto de la trampa, en este caso el fruto estaba representado por los créditos, la sobrevaluación del peso, una balanza comercial deficitaria y un alto nivel de empleo, todo ello a expensas del crédito público.

Representaba la economía mixta en este orden de ideas todo un gran **espejismo**, ya desde 1965, un año después del llamado Plan de Acción Inmediata, la autosuficiencia alimentaria de básicos y el rezago en la infraestructura hidráulica iniciaba el dramático descenso que hoy le conocemos.

A partir de 1970, se requería abandonar el modelo del "Desarrollo Estabilizador" y "modernizar" la economía, sustituir el ahorro externo por el ahorro interno, llevar adelante una reforma monetaria y fiscal, promover la economía de mercado en las regiones de subsistencia para mejorar la inequitativa distribución del ingreso, estimulando la producción de excedentes y diversificación de cultivos, flexibilizar el ejido, apostar al mercado de exportación en las manufacturas, descentralizar la producción de bienes y servicios del aparato político, pero los compromisos y las ideas dominantes sobre la realidad económica,

mantenían la continuación de la **economía mixta a crédito**, como la vía mesoamericana hacia el socialismo, cuando la carga fiscal y las tarifas de la producción de bienes y servicios producidas por el Estado no se aumentaron lo necesario por distintos motivos de orden cultural y político lo que se mantuvieron prácticamente como en los 60.

El virus del "**marxilococo mesoamericanus rojo rábano**", con su ascendiente "liberal-jacobino", seguía tergiversando la discusión de los grandes problemas nacionales, con ello su diagnóstico, solución correcta y oportuna, de ahí que buena parte de la dependencia económica, financiera, tecnológica y de alimentos que hoy conocemos tiene su origen y desarrollo en esta época y en este orden de ideas.

Conviene aclarar que si bien la **economía de mercado** no es la panacea y que además puede ayudar a profundizar las desigualdades económicas, sobre todo en ambientes culturales tan contrastantes como los hay en México, al mismo tiempo puede representar el paradigma o modelo que ha funcionado a lo largo del planeta y de la historia para el combate de la marginación y la pobreza en poblaciones y comunidades, es útil decirlo, reconocerlo, observarlo no sólo en las zonas de clima templado húmedo, sino también en las de clima tropical húmedo como en el sudeste asiático desde mediados de los años '70, posterior a la muerte de Mao Tse Tung...

Entre los desajustes más relevantes del sistema económico podemos señalar, por reveladores y de gran impacto a nivel mundial: la duplicación en las tasas de interés internacional en 1973, la tasa Prime promedio anual pasó de 4.30 a 8.06%, ello generó diversas crisis de pagos en América Latina, la Reunión de Ginebra que puso fin a los acuerdos de Bretton Woods (interguerra 1944) la incorporación de la "serpiente monetaria europea" al sistema de flotación, políticamente contextualizado por el avance de la unificación asiática y el desarrollo consecuente de la Cuenca del Pacífico en el comercio internacional, provocando un ambiente muy tenso en las relaciones internacionales a la muerte de Georges Pompidou, la caída de Salvador Allende en Chile y el inicio de la dictadura en Argentina, la explosión nuclear de la India, la Invasión de Chipre por los turcos y la guerra del golfo Pérsico por los precios del petróleo nos recuerdan esos años; para México sería el antecedente de su devaluación en 1976, y el establecimiento de una mínima banda de flotación, con la que tímidamente se entraba a un nuevo sistema monetario de **paridades flotantes**.

Para el común de los mexicanos de entonces, era desconcertante devaluar la moneda en un momento en que todo el mundo decía que éramos ricos con los "yacimientos petroleros más grandes del mundo".

Por el aumento de los precios de las materias primas y productos de exportación mexicanos, México pudo no endurecer el ajuste económico hasta que se desplomó el crecimiento del PIB de +7.9% en 1981 a -0.5% en 1982 y -5.3% lo obligó en 1983. La tasa promedio anual de interés prime en 1981 fue de 15.53%, el coeficiente de endeudamiento como proporción del PIB pasó de 39.80% en 1981 a 65.39% en 1982, los préstamos y financiamientos representaron en ese año el 56.9% de los ingresos federales, por su parte el servicio de la deuda representó más del 40% del gasto federal, en esas

delicadas circunstancias el arribo del llamado "neoliberalismo" con la Reforma del Estado es mas consecuencia que causa de la crisis..

Desde el punto de vista de la asignación de los recursos, en el caso de México se observa desde 1970, la caída en la productividad marginal de la población económicamente activa en relación al PIB, desaceleración que llega hasta 1987 en que toco fondo con el inicio de la "política de pactos", por lo que la utilidad marginal del modelo financiado con el ahorro externo, a partir de 1970, empezó a descender, como resultado de continuar la sobrevaluación de las posibilidades tanto monetarias como del sistema "centralizador-autoritario".

El incremento en la tasa de crecimiento del empleo en estos 10 años que van de 1970 a 1980, fue del 5.5%, el aumento en la capacidad adquisitiva del salario promedio el 10%, mientras que la tasa de crecimiento del producto, solo promedio 3.2%, con lo cual el crecimiento del salario es en esta década fue 3 veces arriba del crecimiento del producto interno bruto. La sobrevaluación de la capacidad adquisitiva del peso se mantenía a base del crédito externo soportado a partir de 1974 por las "reservas de oro negro", reflejando el cambio al sistema de paridades fijas y el abandono del patrón oro

"El consumo es sólo el fin y único
objeto de toda la actividad económica".

John Maynard Keynes

El Estado pudo impulsar durante más de 20 años (1962-1982) políticas de bienestar, donde salió beneficiada la industria de la construcción (para entonces grupo constructor), pues desafortunadamente a pesar de todos los esfuerzos del Estado orientados en ese sentido no se ha podido modificar hasta la fecha la inequitativa distribución del ingreso y al contrario se ha agravado en el veinte por ciento de la población con menores ingresos entre 1950 y 1992, que disponen de un porcentaje menor del ingreso generado al pasar de 5.6% en 1950 a 3.62 % en 1992, de conformidad con las encuestas de ingreso gasto del INEGI..

El discurso político impugnaba al sector privado de no tener recursos suficientes y obstaculizar las políticas de pleno empleo, impidiendo asegurar el crecimiento, argumentando que era interés del gobierno de la Revolución cumplir con los ordenamientos de la Constitución y que era facultad del Estado impulsar el empleo y fomentar el crecimiento, en un esquema de economía mixta, de conformidad con el Art. 25 de la Constitución Política de los Estados Unidos Mexicanos, además la obra publica en infraestructura ofrece las bases materiales necesarias para que se desarrolle la producción con todos los beneficios que ello conlleva... La omeostásis es una enfermedad en donde crecen mas los huesos que la carne, algo así le pasaba a la economía nacional. La critica al sector privado en esa época era fundamentalmente de egoista al no apoyar el mantenimiento de políticas de pleno empleo, que eso le tocaba al Estado el cual se caracterizaba por ser buen empleador.

MEXICO. DESARROLLO ECONOMICO E INFRAESTRUCTURA

El **multiplicador de inversión y la propensión marginal a consumir**, que se derivan de las nociones Keynesianas de oferta y demanda agregadas, fueron los **soportes teóricos** para que el Estado utilizará el crédito para inversión en "proyectos nuevos", obras públicas que en más de un 50% se convirtieron en el destino de los créditos, el resto fue para energéticos y electricidad fundamentalmente, además de que se pudo estimular el consumo con el desarrollo de la obra pública y los beneficios sindicales de ese Capitalismo de Estado, pues en este periodo el salario mínimo se elevó considerablemente, ya que pasó de \$8.13 diario en 1960 a \$140.69 en 1980 que en US dólares representa pasar de US 65 centavos a US 6.14 dólares diarios (en 1981 llegó a la cima con 7.49 USD/día); esto implica una tasa media anual de crecimiento del 10.0%, por su parte el PIB logro crecer de 1960 a 1980, a una tasa media anual de crecimiento de 6.8%, o sea que los salarios pudieron crecer en promedio, 47% arriba del crecimiento del Producto Interno Bruto y consolidar beneficios y prestaciones en contratos colectivos de los sindicatos y trabajadores de las empresas, al servicio del Estado como las aerolíneas (AEROMEXICO), las de teléfonos (TELMEX), las carreteras (CAPUFE), los aeropuertos (ASA), Ferrocarriles, (FERRONALES), industria petrolera (PEMEX), eléctrica (CFE), y algunos Fondos de Desarrollo, fideicomisos y empresas agrícolas como Inmecafe y Tabamex, que a fines de los años ochenta se presentaron ya como anacrónicos frente a la crisis que se vivía desde 1982.

Si entre 1940 y 1960 el crecimiento del salario se rezago 38% del crecimiento del PIB, por contra entre 1960 y 1980 las **políticas de bienestar** impulsaron a que el salario creciera 47% por arriba del PIB, la mejoría acumulada para los salarios para 1980 es del 85%. Esto es posible por los créditos y por el incremento en los ingresos de exportación por los aumentos en los precios del petróleo, materias primas y productos de exportación, ya que la productividad marginal de la mano de obra empleada no lo justificaba, esta situación al subir las tasas de interés y caer los precios de las materias primas a partir del año de 1981, repercutió en la cuenta corriente y en la disminución del saldo de divisas en el Banco de México, por lo que se requirió de ajustar la paridad cambiaria con el dólar, con lo cual se generó un fuerte ajuste de los salarios en relación al crecimiento del PIB, el consumo doméstico tuvo un descenso considerable, así se adoptaba una paridad realista de acuerdo con el nivel de productividad del país. A la distancia esta política monetaria de **1982-1988**, de paridad realista o de una ligera subvaluación, ha mostrado su validez, constituye el único lapso después de la segunda guerra mundial, salvo 1948 y 1949, en que ha sido positiva la cuenta comercial con el exterior.

El modelo económico entre 1962-1987, incremento sustancialmente el gasto del Estado, básicamente a partir del **ahorro del exterior** en lugar del ahorro interno, lo hizo por la vía del crédito. Coloquialmente se ha dicho por algunos observadores que en el "juego del cerillo", este se prendió en 1962 con la ALPRO y el "desarrollo estabilizador" y se apago en 1982 con la "crisis de caja" a la que se refiriera el secretario de hacienda en aquella época, al presentarse simultáneamente: la caída de precios de los productos de exportación mexicanos y la impresionante subida de las tasas de interés internacionales, en 1982, por cierto las más altas de todo el siglo. En contra, la crisis de 1994 se presenta en opinión de algunos de los actores después de la devaluación de diciembre de '94, de manera próxima al juego del "teléfono descompuesto".

MEXICO. DESARROLLO ECONOMICO E INFRAESTRUCTURA

El problema que se presenta cuando se trata de dinamizar una economía estancada con recursos de crédito, es la selección de los proyectos: si estos destinan el crédito al consumo se convierte en una deuda lastre de la cual es muy difícil salir: si los proyectos se destinan a jardines y/o calles se generará un aumento en el confort de la colectividad y economías de escala en su "modus operandi" y crecimiento en el empleo, así como beneficios laterales en la industria de la construcción, lo cual será mientras duran las obras, sin embargo al término, quizás haya crecido la demografía desproporcionalmente y existan más consumidores y no exista necesariamente una corriente de producción local de bienes y servicios adicional para ellos, ni para pagar la deuda, ni para conservación y mantenimiento, sobre todo, si no se ha recuperado la inversión con tarifas o derechos suficientes, en este caso es una deuda pasiva la cual no genera su propio reembolso, si el volumen de producción de bienes no aumentan, tiende a afectar el consumo dramáticamente, particularmente de aquellos que no pudieron capitalizar el auge, que en el caso de México fueron la mayoría, todavía en 1983, según un estudio del CIDE, el 58% de los ejidos y comunidades del país son de subsistencia o de extrema pobreza, por lo que respecta a la pequeña propiedad es aún mayor, representando el 64%; en Mesoamérica estos promedios son aún mayores, el caso de Chiapas considerado extremo, considera excedentarios apenas al 4 y al 2% de los ejidos - comunidades y pequeños propietarios, respectivamente.

Si la deuda es en moneda extranjera, la reducción en el consumo del producto nacional tenderá a exportarse para adquirir divisas y pagar la deuda. Lo anterior impulsa un crecimiento en algunos sectores de la población que pueden aprovechar la oportunidad, pero se generan desproporciones que están en la base de la concentración del ingreso, de las recesiones y de las depresiones. En contra, si la deuda se destina a **inversiones autoliquidables**, con tecnología de punta y de mercado expansivo, las cuales no solo aumentan el empleo transitoriamente, sino que además generan una corriente de producción local permanente de bienes-servicios, generando los recursos para su liquidación, entonces estamos frente a una deuda activa que presenta menores peligros de desarticular el crecimiento del producto con el comportamiento demográfico y el correspondiente consumo, así como generar problemas adicionales al tratar de corregir, por la vía de los subsidios, la inequitativa distribución del ingreso.

Una política industrial que incentive la adopción de procesos nuevos, su adaptación a México y que permita competir en costos, siguiendo el esquema de las ventajas comparativas de los "tigres del Pacífico", para competir en el mercado exterior es una política de **"sustitución de exportaciones"**, que como la ha denominado Josué Sáenz, puede permitir guardar esperanzas de salir un día del gran bache industrial en que se encuentra el país.

"Los europeos han podido frenar la tasa de natalidad, los chilenos y los argentinos han hecho un esfuerzo importante, pero los mexicanos nunca lo harán.

Edmundo Flores 1969

Para los que prestaron los dólares al principio, durante el período 1962-1973, en el contexto de la Alianza Para el Progreso ALPRO, era condición "sine qua non", que el tipo de proyecto fuese compatible con la **empresa norteamericana** y que el plan de desarrollo lograra tasa de crecimiento del 5% anual esto es lo que en el argot financiero federal del país se dio en llamar "créditos atados" y que dicho sea de paso, casi todos los créditos normalmente son atados.

A partir de la recesión en los países importadores de petróleo, generada por el aumento en los precios de los energéticos de mediados de los años 70, comenzó a crecer la tasa de interés y la inflación particularmente entre 1973-1975. La garantía de que hubiese petróleo en México, se convirtió en la prima condición y prácticamente la única, por lo que a partir de ese momento se "liberaron los créditos" por lo que se podían dirigir ya a donde lo considerara mas conveniente el deudor, de esta forma los criticados "créditos atados" ya no fueron la regla, ello permitió la permanencia de la sobrevaluación del peso por 6 años más con la insuficiente banda de flotación de la administración del Presidente José López Portillo, pues tanto la devaluación de 1976 y el deslizamiento subsecuente fue insuficiente, para revertir las tendencias de las cuentas con el exterior, que aumentaban peligrosamente su desequilibrio.

Los créditos en todo caso se capitalizaron en gran proporción por los constructores, con lo cual no era raro para los recaudadores del Impuesto sobre la Renta encontrarse con muchas "constructoras golondrinas" cuando eran buscadas en el domicilio oficial. No todo fue a obra pública estimuladora del empleo en esos años, como los **caminos** con "uso intensivo de mano de obra", ya que también se aumento 7 veces la **producción de crudo**, al pasar la producción de alrededor de 99.0 millones de barriles en 1960, a cerca de 709.0 millones de barriles en 1980, a ello favoreció que en los últimos cinco años de los 70, en lo que se dio en llamar el "boom petrolero", en virtud de que la Organización de Países Exportadores de Petróleo (OPEP) redujo la oferta mundial de esta materia prima, con lo cual los precios del petróleo alcanzaron "precios de escasez", llegando a 35 USD el barril.

Por su parte el **consumo de gasolina** crecía en México 4 veces, junto con 4.7 veces los vehículos de carga y pasaje, todavía en 1989, algunos **autotransportistas** disponían de "bases especiales de tributación" para el pago de sus impuestos, lo anterior so pretexto del gran numero de "iletrados", gente sencilla y que en algunos casos no puede llevar registros contables adecuados.

La capacidad instalada de **energía eléctrica** permitía que la oferta total creciese 5.5 veces, 3.5 veces mas que el crecimiento de la población en ese periodo, (60-80) la cual se pudo duplicar; este ritmo de crecimiento no fue correspondido con tarifas suficientes, motivo por el cual aquí como en los **ferrocarriles** se requieren volúmenes importantes de transferencias de recursos fiscales como de créditos.

Entre 1960 y 1980, la **capacidad de almacenamiento de agua**, medida en "metros cúbicos" sufrió un gran rezago, quizás uno de los mas serios, la desproporción respecto al crecimiento

de otros sectores e incluso la propia población fue muy contrastante ya que creció solo 38%, lo que equivale a una tasa media anual de crecimiento de 1.6%. Las limitantes pluviométricas para la obra de gran irrigación fue compensada con obra de pequeña irrigación, de temporal y las de rehabilitación, así en términos de "hectáreas beneficiadas" se pudo pasar de alrededor de 3 a 6 millones de hectáreas beneficiadas, que sin embargo presenta un gran rezago frente al crecimiento demográfico y ganadero, vale la pena destacar que la superficie cultivable del país se estima en alrededor de 22 millones de hectáreas, a finales de los años '80

Esta infraestructura a diferencia de otras se encontró, hasta la creación de la **Comisión Nacional del Agua...**, dispersa en muchas áreas administrativas, y no fue tan fácil ordenar paquetes de proyectos como en otras funciones organizadas en una sola coordinación, como pudo ser el caso de las carreteras o los aeropuertos. Además, los EE.UU. con la región templada húmeda mas grande del planeta, produce excedentes en granos y alimentos y no presentaba el mismo interés en impulsar proyectos hidráulicos frente a los que promovieran el despliegue de su industria..

Por su parte, la **producción de alimentos** desde 1965, como ya lo habíamos señalado, empezó a descender, ello en sí es un indicador de las contradicciones que se producían dentro del modelo de política económica autodenominado de "desarrollo estabilizador"; ya que por un lado, el uso del crédito externo para obra pública, violentó la sustitución de la fuerza laboral del campo hacia el proceso de urbanización; después, al aumentar la demanda de mano de obra determino que los salarios mínimos y urbanos aumentaran. En el otro extremo de la cadena, la sobrevaluación del poder adquisitivo del peso al mantener a la venta los dólares prestados a una paridad como si fuesen generados por nuestra producción exportada, no permitía escalas amplias de producción de los productores nacionales que competían en el mercado local con los precios más baratos del exterior, con lo cual además se dificultaba la exportación. Hoy el país es **dependiente no solo en aviones y locomotoras, sino también en alimentos.**

El impulso del crédito en el gasto, se reflejo a su vez en la **demografía**, como hemos apuntado, la población total se duplico, la población urbana creció 150% y su participación en el total se modifico al pasar del 50% en 1960 al 63% en 1980. Las ciudades con mas de 100,000 habitantes pasaron de 17 a 64, habían crecido 276%, vivían en ellas, 22 millones de personas y habían dejado de ser comunidades económicamente sencillas o inmóviles, la ciudad de México experimento un crecimiento de más del doble en 1980 con 8 millones más de habitantes, el **índice de urbanización** creció cerca del 80%, nada más en el sector turismo, se construyeron 350,000 habitaciones en 20 años.

El total de **carreteras asfaltadas y autopistas** paso de 35,437 a 92,572 Kms, 161%, que representa una TMAC del 4.9%. lo anterior permitió el desarrollo de las ensambladoras que lograron que los autos que transitaron en número de 483,000 en 1960 pasaran a 4.3 millones en 1980, o sea 890%, que representa una TMAC del 11.5%, los camiones de carga 8.5%, carga y pasaje 8% y las motocicletas 14.1%. En la actualidad la **industria automotriz** se considera la segunda industria de exportación del país.

El **Sistema Ferroviario Mexicano**, logro ampliar la red en 2.100 Km., o sea creció un 9%, pero **rehabilito** 9 600 Kmts. casi otro tanto de lo que habia hecho en los últimos 40 años, con lo que su crecimiento fue del 98%. Lo anterior representó el soporte para "modernizar" la fuerza tractiva, ya que a partir de 1965 dejó de usarse el vapor, y se sustituyo por el diesel, el cual nada más en 15 años paso de 1.6 millones de H. P. a 3.7 millones de H.P., representando un crecimiento de 126%, que implica una TMAC del 5.8%. Sin embargo el ingreso medio por Ton-Km. disminuyo de \$0.11 en 1964 a \$0.10 en 1965, manteniéndose así hasta 1975 en que aumentaron a \$0.14., la política de subsidios indiscriminados en este servicio como en otros solo era posible por el crédito externo.

Para la **modernización del ferrocarril**, también se recibieron créditos del Eximbank a tasas "muy bajas" de interés con lo cual los EE.UU. dieron salida en principio a las empresas fabricantes de locomotoras diesel y posteriormente eléctricas, aunque compradas a crédito por México, pasaron en algunos casos algún tiempo paradas ya en territorio nacional antes de que se incorporaran a la operación, como sucedió en muchos casos... Desde el punto de vista operacional, las ton-km en estos años crecieron a una TMAC de 5.6%. Esta modernización tan acelerada en la infraestructura y equipamiento, no pudo repercutir a tarifas todos sus costos por lo que desde entonces se han multiplicado los subsidios, particularmente al comercio exterior, aunque no exclusivamente. La ineficiencia del sistema ferroviario es tan grande que los esfuerzos por modernizarlo, a pesar de los avances de la reforma administrativa de 1976-1982, se veia como lejano el día en que se terminaran las transferencias a este sistema de transporte, cuya extensión y equipamiento se ha semiparalizado desde hace mucho tiempo a pesar de representar mas del 50% del valor de los activos del sector comunicaciones y transportes en 1988.

El **transporte marítimo** en Obras Portuarias Exteriores creció entre 1960-1980, a tasas superiores a las registradas entre 1940-1960, particularmente en: escolleras al 4.9% anual y en espigones al 5.4%; en Áreas de Tierra: en patios al 10.8% y cobertizos al 21.5%. Por su parte en operaciones la carga creció al 9.7% anual y los pasajeros al 23%. En obras de atraque, en lo referente a puertos de altura, mantuvo casi el mismo ritmo de crecimiento que en el periodo precedente, por lo que respecta a los de cabotaje, redujeron la tasa media anual de crecimiento de 4.1% a 2.5%. A pesar de ello la participación de este subsector en los activos del sector comunicaciones y transportes es de muy poca consideración.

Los **astilleros mexicanos** no han podido capitalizar el mercado nacional, pues compiten con un dólar barato, sin ningún tipo de protección, con fabricantes, calidad y créditos del exterior.

El transporte aéreo en este periodo, reflejo también un crecimiento sustancial, la **red federal de aeropuertos**, creada en 1965 con 34 aeropuertos, se habían venido construyendo en los últimos 40 años para la tecnología de pistón, con el impulso a partir de 1964, llegó a 1980 con alrededor de 50 aeropuertos, capacitados para recibir equipos turborreactores. En 1964, paralelamente con el Plan Nacional Carretero y CAPUFE, se creaba la Dirección General de Aeropuertos en la extinta SOP, para realizar el Plan Nacional Aeroportuario, cuya necesidad se planteaba porque los aeropuertos existentes no eran aptos para la nueva tecnología del turborreactor, que generó la industria norteamericana con la guerra y que lanzara al mercado

mexicano a principios de la década de los 60 con la llegada de los primeros DC-8 de Aeroméxico, que en buena medida explican el nacimiento y decadencia de la paraestatal, pues casi operaron 30 años, junto con el Capitán Victoria. Si en 1959 se estatizó la empresa aérea AEROMEXICO en medio de un conflicto sindical, en 1968 se pudo mexicanizar la Compañía Mexicana de Aviación en medio de un contexto de bonanza económica; para posteriormente en 1982, en medio de la crisis financiera y de deuda que nunca había antes enfrentado la empresa CMA creada en 1924, fue estatizada. Los motivos de la empresa fueron varios, pues como paraestatal se beneficiaba de un dólar controlado y "aficorcar" su deuda, cuando se le eliminaron los subsidios de aterrizajes en aeropuertos nacionales y más tarde el de consumo de turbosina, operando en una atmósfera de desregulación de las aerolíneas, desde 1979.

Por otro lado, el sector aéreo se sobredimensiono no solo en la oferta del servicio al aumentar los asientos y toneladas-km ofrecidos, o modificar en forma poco afortunada el diseño de algunos aeropuertos turísticos como el de Loreto en la Baja California, sino también de inversiones, como pudo ser el proyecto en 1979 de **TURBORREACTORES** para la reparación de 250 turbinas anuales en Querétaro, en el boom de la demanda en la segunda mitad de los años '70, fundamentalmente con recursos de crédito, desafortunadamente la demanda de transporte cambio sus tendencias, con lo que empezó a dejar de crecer y en muchas rutas a decrecer. **TURBORREACTORES**, consolido su curva de aprendizaje de reparar 100 turbinas 5 o 6 años después de haber arrancado el proyecto, en 1979, *EN LUGAR DE 2 O 3 AÑOS COMO PREVIA EL PROYECTO ORIGINAL.*

La caída de los precios del petróleo y las materias primas, la subida de las tasas de interés y la caída de las expectativas de demanda del transporte aéreo nacional, afectaron profundamente a las empresas troncales C.M.A y AEROMEXICO, las cuales se orientaron desde siempre sobre la tecnología U.S.A. de sus anteriores accionistas norteamericanos, o sea el "gran turismo", a pesar de que en 1980, en promedio, el 80% de los vuelos de las compañías aéreas nacionales, volando a 900 kmts/hora, no tienen una duración mayor de 2 horas en promedio.

Para la construcción de aeropuertos, su equipamiento y para los aviones, también se utilizaron créditos externos. **La operación superavitaria de ASA y de CAPUFE** es relativa en tanto que al transferirle las instalaciones para su operación, "llave en mano", no le transfieren a su contabilidad la deuda por lo que los estados financieros y contables no reflejan cotidianamente la realidad del costo financiero de la carretera o del aeropuerto, sino que sus resultados están más próximos a lo que podría llamarse un flujo de caja.

En todo caso, el impulso que se dio al turismo por el Estado, particularmente desde 1970, con la creación de la Secretaría de Turismo y en 1974 con la creación de FONATUR, ayudo a que las operaciones aéreas crecieran al 8% anual, los pasajeros transportados al 12.5% y la carga aérea al 9% anual. Este sorprendente crecimiento no se ha reflejado en el desarrollo de la industria aeronáutica nacional, por lo que el transporte aéreo se considera un importador neto en la actualidad. Este desarrollo recibió todo genero de apoyos ya que funcionó con tarifas domésticas de alrededor de 3 centavos de dólar, consideradas "bajas" respectos a los 8 cts de dólar que se cobraba en la mayoría de los países sudamericanos, y

sin poder aumentar en la tarifa del exterior por arriba de 5 centavos de dólar por la competencia internacional. En realidad el subsidio a las tarifas domésticas no se justificaba, pues la demanda siempre ha representado a la población de mayores ingresos y contaba el país en esa década con un mercado interno, con una capacidad adquisitiva sobrecalentada en más de un 50%, al disponer de un crecimiento medio anual del salario mínimo, superior al crecimiento medio del producto interno bruto, así como una baja carga fiscal. El boom petrolero de 1978-80, permitió que la demanda de AEROMEXICO llegara a arrojar factores de ocupación de cabina en sus aviones de 72% y MEXICANA DE 69%, cuando el estándar deseable internacionalmente aceptado es de 65%, de esta forma AEROMEXICO arroja utilidades parciales en su operación los años de 1978, 1979 y 1980, capitalizables en los años subsecuentes respectivos, muy a pesar de su deficiente organización, estructura de rutas, estructura financiera y de administración, sobretodo por el oneroso y ventajoso contrato colectivo de los tres sindicatos de la industria aérea.

Las **comunicaciones** crecieron en infraestructura de oficinas de correos, a una TMAC del 1.3% en promedio anual al pasar de 4,699 oficinas en 1960 a 6,044 en 1980. La red telegráfica nacional paso de 1,673 a 3,621 oficinas registrando un crecimiento del 4%.

Desde el punto de vista operacional de las **comunicaciones** del país, la correspondencia creció al 0.6% anual, los mensajes del telégrafo al 3%, este comportamiento llama la atención, pues parecería que se sobredimensiono la infraestructura de correo y telégrafo, además que bien pudieron y pueden funcionar el servicio con áreas en comodato en el mismo edificio en algunas plazas y liberar un buen número de inmuebles. Por otro lado, el mayor crecimiento lo reporto el número de aparatos telefónicos, que paso de medio millón a 5 millones, con una TMAC del 11.9% solo comparable con la industria automotriz. Esta industria registra un alto grado de integración nacional a nivel de ensamble, pero es dependiente en 80% de la tecnología del exterior, a pesar de ello, tiene una balanza de pagos en divisas superavitaria, pues sus proveedores se encuentran instalados en el país y les paga en pesos; por otro lado el servicio de larga distancia lo cotiza en dólares si bien lo cobra en pesos; sin embargo, a pesar de los magníficos resultados financieros la calidad del servicio se degrado particularmente después del sismo de 1985, en muchos casos en donde las instalaciones son muy viejas y los empleados responsables de la conservación y el mantenimiento de las instalaciones no realizan su trabajo, y se dedican a reparar teléfonos de manera casi-particular. Parecería que el sismo le toco la puerta a la modernización de las **comunicaciones vía satélite** pues es justo después de 1985, en que se posicionaron los satélites Morelos I y Morelos II, con los cuales el subsector comunicaciones aumento sustancialmente su capacidad de transpondedores y con ello su capacidad de operación internacional, su participación en el producto interno, así como el rendimiento por peso invertido, a partir de ese momento (1986) el crecimiento del producto del sector comunicaciones se independiza del comportamiento relativo observado para el PIB nacional, así como del comportamiento relativo del sector transportes, adquiriendo la dinámica propia de un mercado naciente y en permanente expansión..

Por su parte la **producción agropecuaria** nacional per cápita entre 1960 y 1980 de productos como el ajonjolí, el algodón, el arroz, el café, el cocotero, el frijol, el henequen y la caña redujeron su nivel, sin embargo el garbanzo, el jitomate, el maíz y el trigo crecieron, por

lo que en promedio se redujo 3% la producción de este grupo de productos. El café y el tabaco en los '70 presentaron sin embargo un sobredimensionamiento en la oferta, mucha de ella sin especificaciones para el mercado, como el café cosechado en tierras abajo de los 500 mts sobre el nivel del mar en otoño invierno, considerado de baja calidad o el tabaco obscuro, pero que sin embargo podían ser apoyados a través de las paraestatales como BANRURAL, ANAGSA, TABAMEX y el INMECAFE.

El **ganado** mayor per cápita creció 8%, el ganado menor per cápita decreció 22%, por lo que en promedio decreció 7% la disponibilidad de carne por habitante censado. Esta situación lo explica el hecho de la poca atención al ganado ovinocaprino y el cuidado de las distintas razas pero fundamentalmente al hecho de que los altos costos de los alimentos para el ganado nacional provocó una exportación en pie muy temprana, en promedio de 100 kg., para después importarlo engordado en promedio de 200 kg., pero a un precio mucho muy superior sobre todo entre 1978 y 1981. El problema más relevante, se ha señalado es que el consumo animal compite en la tierra con el consumo humano en la producción de forrajes versus los productos básicos. Aquí el fenómeno de la sobrevaluación también ha afectado la producción de insumos y la importación de productos como la **leche en polvo**, ya que México es el **importador más grande del mundo**.

La producción per cápita **pesquera** creció 50%, entre 1960-1980, junto con el desarrollo del mercado interno, de ahí que el cumplimiento de las metas de consumo doméstico se cumplieron en más del 130%, en cambio las de exportación en apenas un 41%.

El consumo nacional aparente per cápita de 14 artículos **agrícolas** creció en promedio 156%, sin embargo, los que acusan el mayor crecimiento son el cártamo 598%, la soya 11900%, el sorgo y la uva 233%, que se utilizan para aceites, para alimentación económica, forraje para ganado y vino respectivamente, reflejando un **viejo patrón alimentario** donde predomina la ingestión de : **grasa, harina, vino, y productos cárnicos**.

La productividad y la eficiencia del país en promedio, empezó a entrar en rendimientos decrecientes como ya se señaló, a partir de 1970, ya que ni la generación del empleo, ni el crecimiento de la capacidad adquisitiva de los salarios mínimos correspondían al crecimiento del producto o sea al nivel de desarrollo real del país; además los salarios mínimos pasaron entre 1976 y 1982 de US 5.37 a 5.53 dólares diarios, alcanzando en 1981 7.49 dólares, el más alto de la historia reciente, reflejando el "boom de los precios del petróleo". Los sindicatos, negociaban la revisión de los contratos colectivos, atendiendo a los resultados favorables de las empresas paraestatales, aunque estos fuesen parciales y a la "regla de oro": en los avances sindicales, ni un paso atrás.

El país en estas condiciones sufrió grandes transformaciones y desajustes por la violencia con que operó el crédito externo en los resultados operacionales de las empresas y en las relaciones de producción. El sobredimensionamiento fue uno de los fenómenos más acusados en más de un sentido, así el **sector comunicaciones y transportes** paso en su participación en el producto interno nacional de 3.3% en 1960 a 3.3% en 1970 y a 7.5% en 1980.

MEXICO DESARROLLO ECONOMICO E INFRAESTRUCTURA

Un aspecto fundamental en la crisis del financiamiento de la infraestructura, es que los ingresos públicos por Derechos, Productos y Aprovechamientos, al igual que las tarifas por el uso que la infraestructura sufrieron rezagos respecto a los costos sistemáticamente, por su parte la carga fiscal tampoco pudo mejorar su participación, incluso en 1978, ya no opero la Tasa de Utilidades Brutas Extraordinariamente (TUBE), decretada en 1976, con motivo de la devaluación, por lo que los déficit de la Tesorería se financiaron fundamentalmente con créditos, los cuales convertidos en subsidios continuaban apoyando el desarrollo del mercado de capitales, así como de algunos sectores específicos como el del **autotransporte**, en medio de un desarrollo dependiente y subdesarrollado, con un consumo con alto contenido suntuario y de importación; todo ello con el mismo ánimo de principios de los años '60 de salvar la coyuntura representada por lo incipiente del mercado interno, así como las limitaciones que ofrecía a la planta productiva nacional la sobrevaluación del peso. Por su parte, los ingresos por servicios públicos en 1987 no representaron ni el 1% del total de los Ingresos Federales.

Este ritmo se pudo sostener hasta 1982, pero a partir de 1983 con la caída de los precios del petróleo, se desplomó la inversión directa extranjera, la cual entre 1977 y 1981 había crecido sustancialmente, por su parte el déficit de los EE.UU. y las necesidades financieras del cambio tecnológico que se venían gestando a raíz de la crisis de los energéticos y de las materias primas, como la reconversión industrial y el desarrollo de los sistemas de computadoras personales que se vendían ya como un artículo más de la sociedad industrial, con una sociedad de consumo equipada desde los años '60 con las tarjetas de crédito, ello llevo el aumento en las tasas de interés nacionales al alza en poco menos de 5 veces para hacer pasar al **Costo Porcentual Promedio de Captación (CPP)** de 10% en 1970 a 46.12% en 1982, lo cual en países tan endeudados como México genera una crisis de pagos nuevamente en 1982 como en 1976.

Concluye así en 1982, un largo período de más de 20 años de "**vacas gordas**" a crédito, precios, empleos y consumo subsidiados bajas tasas de interés y se inicia otro de "**vacas flacas**" caracterizado por una crisis de liquidez internacional e intereses externos altos,

Por todo lo anterior, se debe considerar que en los últimos 20 años, se sentaron las bases de la **crisis estructural** que presenta el país en los 80, pues las desproporciones que se crearon al posibilitar a algunos sectores para crecer y capitalizarse via el crédito público y la sobrevaluación monetaria, catalizaron efectos no deseados como puede ser el explosivo crecimiento demográfico y una urbanización con tendencias concentradoras y contaminantes, manteniendo prácticamente inalterado las proporciones de concentración de la riqueza y agravando en el 20% de la población con menores ingresos, la inequitativa distribución del ingreso que tenía el país ya desde 1950, lo cual frente a la caída de los precios de los productos primarios por sobreoferta mundial, generada a crédito, y la elevación de los tipos de interés, provocan el inicio tardío del ajuste a la economía nacional, el cual debería de haberse iniciado, como ya se ha apuntado, por lo menos desde 1972-74, en el primer embate de la crisis de liquidez y el abandono de las paridades fijas como le sucedió a Chile y Argentina, que no contaron con el "beneficio" del aumento en los créditos externos, contra garantía de las reservas petroleras.

DE LA REFORMA DEL ESTADO A NUESTROS DÍAS.

1983-1988. EL NACIONALISMO REVOLUCIONARIO

La crisis que se le presenta a los países endeudados entre 1978 y 1983, esta directamente relacionada con el aumento en la tasa de interés a nivel internacional, la tasa PRIME paso de 7.59% a 10.42%, a 12.33%, a 15.33% para descender en 1982 a 11.83% en promedio anual. Por ello, y con la dinámica que iniciaron desde 1962, el endeudamiento público llego a niveles difícilmente manejables, el coeficiente de endeudamiento como proporción del PIB en el caso de México paso de 39.80% en 1981 a 65.39% en 1982, ello como resultado de la reducción de las posiciones de largo plazo para redocumentar y el aumento de las necesidades de créditos en el corto plazo, lo cual encareció sustancialmente el servicio de la deuda, por lo que la nueva administración decidió llevar adelante un **programa emergente de estabilización y cambio estructural que impacto a toda la administración pública**, así en 1983, con el antecedente de escándalos de corrupción en los años 70, como pudo ser el Watergate en los EEUU, o de enriquecimiento ilícito al amparo de la administración pública en México, fue creada la Secretaria de la Contraloría General de la Federación y se empezaron a tomar medidas difíciles pero necesarias y que por la dinámica que tomo la coyuntura de los precios del petróleo en 1986, llevaron hacia 1987 a que se formulará el primer pacto y que se tomara la decisión definitiva de privatizar al sector paraestatal no prioritario, aumentar la descentralización. ahora, la administración pública se retralimentaba con las lecciones de la economía de mercado, ya no nada más de las organizaciones militares y clericales..

Entre 1982 y 1987, la crisis y el ajuste determinaron que la participación de los salarios en el PIB nacional fuera del 25% y ya no del 40% como en 1981, así las cosas, la tasa media anual de decremento que registra el salario mínimo en dólares, es de -4.4%, y la tasa de crecimiento del PIB (a precios constantes) fue en promedio de apenas 0.8%, por lo que el rezago en el crecimiento del salario respecto al exiguo crecimiento del producto en este orden de ideas es del 85%, de ahí que la ventaja acumulada en el **consumo** desde 1963 por relación al crecimiento del producto se neutralizo en esos últimos 6 años.

La **política cambiaria** por su parte permitió, a través de una ligera pero permanente subvaluación que hizo pasar el dólar de \$26.23 en diciembre de 1981 a \$2,295 en diciembre de 1988, un **superávit** acumulado en la balanza comercial superior a los 45,000 millones de dólares y en la cuenta corriente de más de 9000, este ajuste, sin embargo afecto más el consumo del gobierno que la economía real, por lo que permitio recuperar el ritmo de crecimiento para 1988..

Desde el punto de vista de la relación **salarios/precios**, el rezago entre 1982 y 1988 es de 67%, ya que los salarios mínimos crecieron (a precios corrientes) 27 veces y el índice nacional de precios al consumidor lo hizo 83 veces, pese a este ajuste el déficit de Tesorería de la Federación mantuvo aún muchos subsidios indiscriminados al consumo. La contracción del consumo cuando se esta tan fuertemente endeudado genera un **mecanismo perverso**, ya que el rezago en el consumo incrementa eventualmente el stock para la obligada exportación, reduciendo la cuota de consumo de la producción local estimula a los exportadores para la obtención de divisas, para a su vez importar los insumos

de una industria nacional dependiente en partes y refacciones, así como para pagar una deuda que en sí, considerando los proyectos a los que se destino y los subsidios que se generaron al no cobrar a los usuarios los costos, vía precios y tarifas elásticas, provocó que estos proyectos no generaran su propio reembolso, de conformidad con la Ley de Deuda 1974, por lo que se consideró como inevitable el ajuste al consumo en la llamada "década pérdida".

En estas circunstancias, afloraron todos los males, inercias e ineficiencias del modelo económico estatista, por lo que se planteó la "**reforma del Estado**" vía un programa emergente de estabilización y cambio estructural., profundizando y continuando la **reforma administrativa**.

Se actúa en consecuencia, para compensar la caída de los ingresos petroleros, va a actualizar los derechos, productos y aprovechamientos federales, así como los precios y tarifas de las empresas del sector paraestatal, ello se presentó como un mero paliativo para la contención del **crecimiento de la deuda** que llegó a su máximo histórico entre 1986-1987, este último año es en el que se establece el primer pacto y el acuerdo histórico de proceder a la desincorporación de más de 1000 empresas paraestatales, entre las que fue pionera AEROMEXICO en abril de 1988.

Para compensar la falta de divisas, la administración de la Madrid, va a estimular la planta nacional y la exportación con una **paridad más realista** y quizás ligeramente subvaluada, reduciendo y devolviendo impuestos a la exportación y controlando los salarios.

Para compensar el incremento en el servicio de la deuda, reduce el gasto corriente y el de inversión e inicia el proceso de desincorporación de empresas paraestatales con números rojos y negros, a fin de reducir gastos de personal en la contraparte del sector central; en todo caso **cambia el modelo económico** que había seguido desde 1946 hasta 1982 en que se llegó al clímax con la estatización de la banca nacional.

Sin duda, el aumento de la inflación de 100 a 160%, y la caída del producto sentaron las bases para que se presentara el punto crucial de la **coyuntura política** que conforma el aumento de convocatoria del Partido Acción Nacional (PAN) en la década de los '80, así como la separación en 1985 del Partido Revolucionario Institucional (PRI) de la llamada Corriente Democrática del Partido Revolucionario Institucional y la consolidación en las elecciones de 1988 del llamado Frente Cardenista de Reconstrucción Nacional que temporalmente albergara a varios ex-priistas que habían tenido destacadas posiciones desde el Plan de Acción Inmediata de 1962, para formar junto con la retaguardia del Movimiento de Liberación Nacional de los años '60 y los partidos llamados de izquierda como los ex del Partido Comunista, constituyéndose en el Partido de la Revolución Democrática. (PRD)

Efectivamente en el **problema de la deuda** todavía no está dada la última palabra, pues el nivel actual de ella, no es nada más resultado de la errónea "planeación", y de un paradigma genuinamente mesoamericano, con su autoritarismo y corrupción lateral, sino también obedece a una estrategia de despliegue de la economía norteamericana, a través de la exportación del capital financiero, y la subvaluación del dólar desde 1973, cuyos beneficios

son entre otros: penetración en la economía centralmente planificada y el derrumbe de la URRS, redespiegue del capital tecnológico en la zona de América Latina, ampliación del capital comercial, control de los precios de las principales materias primas y de los correspondientes mercados con los consecuentes beneficios en los costos en su planta industrial, ligada a la ensambladora primero después a la maquiladora, por el sobredimensionamiento de la oferta del petróleo de México a crédito, generando beneficios en los EE.UU, la correspondiente caída de precios por la sobreoferta del mercado, sin participar en el costo del capital de riesgo propiamente hablando, beneficio dado por la legislación mexicana. Estos elementos se encuentran aún en la actualidad en el tapete de la discusión.

Sin embargo, el **déficit fiscal de los EE.UU.** es de 250 mil millones de dólares en 1988, o sea, es igual a la suma de las deudas generadas en los últimos 28 años de México y Brasil; por lo anterior, se considera difícil que puedan bajar las tasas externas de los intereses, Estados Unidos es uno de los países con el mayor déficit presupuestal del mundo, lo ha podido hacer a través del control del mercado de capitales, sin embargo a partir de 1989 su predominio en este sentido termina al disminuir la tasa LIBOR por abajo de la tasa prime, encareciéndose esta última, reflejando el empuje financiero en las utilidades de una nueva vanguardia tecnológica y de procesos de producción de la Cuenca del Pacífico.

Entre 1980 y 1988 la **inversión pública federal** se ha venido cayendo ya que de 12.5% del PIB que representó en 1980, para 1986 representa sólo 4.2%, el crecimiento de la obra es muy por abajo en términos generales que el 2.4% de la población, por lo que la industria de cemento se va a reorientar desde entonces hacia la exportación, pues los grupos exportadores, a partir de los años '80, sustituirán a los constructores en el manejo de los grandes negocios. Ello explica en buena parte el comportamiento del sector en estos años

De esta suerte, las **carreteras asfaltadas y autopistas** han crecido en igual periodo al 2.5% anual en promedio al pasar de cerca de 67 mil kms en 1960 a más de 81 mil kms en 1988. Por su parte la longitud total de **vía de ferrocarril** lo hizo apenas al 0.4% anual, La baratura de las tarifas del ferrocarril no pudieron compensar la competencia de los otros modos de transporte, por lo que los pas-km. crecieron a tan solo el 0.7% en promedio anual y las ton-km movidas por el ferrocarril, no solo no crecieron sino que incluso resultaron ligeramente inferiores

En **obras portuarias exteriores** su impulso obedece a la expectativa de desarrollo hacia la cuenca del Pacífico, de esta forma la coordinación de puertos industriales permitió que la infraestructura marítima creciera en el siguiente orden de ideas: rompeolas 9.6%, escolleras 0.1%, espigones 6.7%, obras de atraque de altura 6.2%, de cabotaje 0%, patios 4.3%, cobertizos 0.7% y bodegas 1.6%; se incremento a 17 el número de puertos con cuatro "Puertos Industriales": Altamira, Lázaro Cárdenas, Dos Bocas y Ostión, los cuales se han considerado en algún momento "inversiones pasivas" y en algunos casos, cuando la gran derrama de dinero no se ha reflejado en mayor número de operaciones, se han considerado obras altamente inflacionarias pudiendo caracterizar cierto sobredimensionamiento en base a la excesiva oferta de créditos externos.

En términos operativos, alrededor del 88% de las 12.6 millones de toneladas de carga marítima fueron manejadas en 1988, predominantemente por 5 de las 10 empresas de servicios portuarios de la cuenca del pacífico en el siguiente orden: 1) Itsmo de Tehuantepec 26%, 2) Altamira 24%, 3) Lázaro Cárdenas 13%, 4) Manzanillo 13% y 5) Guaymas 12%. Desde el punto de vista de los contenedores sería el 95% de las operaciones: 1) Altamira 40% (arrancó en 1986) 2) Lázaro Cárdenas 20%, 3) Itsmo de Tehuantepec 15%, 4) Manzanillo 13% y 5) Guaymas 8%.

Este movimiento por supuesto es uno de los movimientos de servicios de operaciones portuarias más grandes del siglo, sin embargo, ello no se refleja en los ingresos fiscales de exportación por la reducción de los aranceles y la exención del IVA en las exportaciones, desde el punto de vista de su participación en el volumen de carga nacional es poco significativa.

La caída de los ingresos fiscales derivados de la exportación a partir de 1982 es muy fuerte pues de representar el 14.2% en 1982, para 1983 es de tan solo el 3.7% llegando a solo 0.02% en 1988, año en que como contrapartida el 59.0% del total de los ingresos del Gobierno Federal provenían de préstamos y financiamientos, lo cual permitió apoyar el llamado "aficorcamiento de la deuda privada" para ayudar a la industria nacional a paliar la crisis,

El transporte aéreo logro reducir parcialmente el rezago tarifario nacional y frenado el crecimiento postmoderno, sobredimensionado e ineficiente, por lo que a partir de la privatización de AEROMEXICO el déficit del subsector aéreo que mantenía la TESOFED disminuyo sustancialmente, por lo que su operación le dejo de costar al contribuyente, solo a los usuarios, permitiendo el desarrollo de la aviación conocida como regional y alimentadora.

Por lo que respecta a Aeropuertos y Servicios Auxiliares, el 80% de la operaciones se realizan en el 50% de la red, el 82% de los pasajeros utilizan el 22% de la red y solo el 26% de los aeropuertos son superavitarios operativamente si bien como hemos señalada no en términos devengados al no tener el cargo de la deuda el operador, sino el constructor. Aun así los superavitarios operativamente financian al resto de la red.

Los aeropuertos nacionales acusaron en los ochenta una estabilización en sus pasajeros atendidos, recuperándose hasta 1991; aquellas plazas que lograron crecer fueron fundamentalmente las que reflejaban preferentemente intensas relaciones con el exterior: como pueden ser: el de Tijuana (fronterizo), el de Guadalajara y Monterrey (metropolitanos) el de Zacatecas (braceros), el corredor San Luis Potosi-Aguascalientes (automotriz de exportación) Minatitlán (zona petrolera) algunos aeropuertos turísticos de la zona de playa del pacífico, pero sobre todo del Caribe como Can Cún, hecho prácticamente "por y para", donde el 85% de los usuarios provienen de los EE.UU.

En el subsector de comunicaciones, las oficinas de correos crecieron a una tasa media anual del 0.06%, por su parte, la red telegráfica nacional viene decreciendo al 3.9% como las piezas de correspondencia de SEPOMEX, por estar en proceso de desmantelación al sustituir el servicio tradicional alambico con inaiámbrico y servicios computarizados vía satélite desde 1986. Por su parte, los teléfonos llegaron a ser 8.8 millones de aparatos, casi

uno por cada mil habitantes: sin embargo, también ha resentido el servicio telefónico una desaceleración en su crecimiento medio, el cual paso de 11.9% entre 1960 y 1980 a 7.1% en los últimos ocho años, que sin embargo es aún muy alto contra el 0.8% de crecimiento medio anual del PIB, ya desde 1986 el subsector comunicaciones manifestaba un crecimiento mucho más dinámico que el del país y que el del sector con una tasa superior al 9%.

Por ello, el **sector comunicaciones** en términos generales resintió menos la caída del crecimiento del producto que el subsector transportes, excepción hecha del transporte marítimo, si los comparamos en 1986, el PIB nacional cayo 3.75%, el de transporte cayó 5.04% y el de comunicaciones creció 9.5%. En conjunto el sector comunicaciones y transportes bajo su participación en la conformación del producto interno bruto, al pasar de 7.5% en 1980 a 6.3% en 1988

Balance del sexenio 1982-1988

El sexenio de la administración de Miguel de la Madrid, dejó la economía en proceso de recuperación y a una tasa de crecimiento promedio en los últimos dos años del 1.5%, una tasa de inflación que se había reducido de 160% en 1987, la mayor de todo el siglo, a 51.7% en 1988, la participación de los salarios en el PIB se había ajustado de 38.9% entre 1978-81, a 25% entre 1982-1985, el salario mínimo en dólares constantes de 1981, había pasado de 7.49 a 2.45 dólares, un nivel próximo al alcanzado en 1977.. El coeficiente de endeudamiento en dólares constantes como proporción del PIB era de 75.58%, mayor que el 65.39% alcanzado en 1982, sin embargo había iniciado ya su descenso frente al 90.51% alcanzado en la cima de 1986, la carga fiscal disminuía de 14.4% en promedio, al 14%.. Los ingresos federales provenientes de créditos en 1988 representaron cerca del 59% y el gasto de la deuda federal represento casi el 63% en promedio entre 1983-1988. Ha sido uno de las mejores administraciones de la segunda mitad del siglo XX al arrojar un superávit significativo en sus cuentas con el exterior. Sin embargo la inflación y la tasa de interés aún eran muy altas, la contracción de la economía era contrastante con el ritmo de crecimiento de la población, por lo que siguiente administración tendrá que profundizar el esfuerzo del ajuste; por su parte la situación política se consideraba delicada, pues se sumaban al ajuste en el consumo y el desempleo creciente los estragos del sismo que aún estaban presentes en la Ciudad de México..

Sector comunicaciones y transportes (resumen)

Durante el periodo 1983-1987 el PIB nacional creció apenas 3.75%, el transporte lo hizo en 5.10% y las comunicaciones 21.24%. Los sectores que mostraron mayor dinamismo en los transportes fueron el aéreo, (64%), el marítimo (185) y los conexos de transporte (23%). Por su parte en las comunicaciones los sectores más dinámicos fueron los teléfonos (21%) y otros servicios (40%). Los correos y los telégrafos decrecieron 7 y 9% respectivamente.

La estructura del PIB en 1988 es la siguiente:

Transportes: 80% carretero, conexos 9.3%, marítimo 4.2%, aéreo 3.3% y ferroviario 3.3%.
Comunicaciones: Teléfonos 90.5%, otros servicios 7.0, correos 1.7 y telégrafos 0.8%

El total nacional de **pasajeros** en 1988, es de 1.794 millones, creció 25%, fundamentalmente por el crecimiento del sector carretero que creció 27%, pues el transporte ferroviario y aéreo decrecieron 28 y 18% , que significan una caída de 7 y 4 millones respectivamente. Los pasajeros son atendidos en un 98% por el sector carretero, mientras que el ferroviario y el aéreo el 1% cada uno.

El volumen de **carga nacional** en 1988, es estimado en 369 mil millones de toneladas, (mmt) atendido en 300 mmt por el sector carretero ((81.3%), ferroviario 56 mmt (15.2%) , marítimo 12.5 mmt (3.4%) y aéreo 37.9 mmt (0.1%).

La tendencia mostrada por los ferrocarriles tanto en carga como en pasajeros, muestra que hay un virtual desplazamiento de este medio de transporte en favor del automotor, pues mientras que el ferrocarril paso de 25.5 miles de kms en 1980, a 26.4 miles de kilómetros de vía en 1988, por lo que con 3.5% de crecimiento se considera que prácticamente no ha aumentado su extensión ; en cambio las carreteras y autopistas pasaron en igual periodo de 66.9 miles de kms a 81.4 miles de km². Problemas de distinto orden como flexibilidad, eficiencia y confiabilidad contribuyen a estos resultados.

La **fuerza laboral** en las empresas del sector paso de 165 mil a 179 mil empleados, representando un incremento de 14 mil empleos que se debió fundamentalmente al Sector Comunicaciones que creció cerca de 17 mil empleados, el Aéreo 3.3 mil, el Marítimo 0.9 mil el Carretero 0.2 mil pues el Ferrocarrilero disminuyo en 7.6 mil empleados.

Las empresas del Sector arrojaron en 1988 a precios constantes de 1980 obtuvieron un **resultado de operación** (excluyendo gastos financieros y subsidios) de 4,528 MP de los cuales 10,181 MP corresponde al subsector comunicaciones, 1830 MP al carretero y al aéreo 1,613 MP, en cambio el Sector Ferroviario y el Marítimo arrojan pérdidas de 8,883 MP y 213 MP respectivamente.

Sin embargo los **resultados de operación antes de subsidios**, que ya incluyen los gastos y/o productos financieros, muestran que las empresas del sector tuvieron resultados marcadamente negativos hasta 1987, mientras que para 1988 hubo un superávit real a precios de 1980 de 10,631 MP, superior al resultado de operación del sector (4528 MP) en 6103 MP, variación que se explica en mayor medida por el sector comunicaciones que tuvo un incremento de sus productos financieros de 5,244 MP, el aéreo de 1685 MP y el marítimo de 84 MP, ya que el ferroviario y el carretero arrojan incremento en su déficit por gastos financieros de 718 y 193 MP respectivamente,

En Términos del **total de subsidios de operación y transferencias** para inversión o patrimonio entre 1983-1988 a precios de 1980 se transfirieron en total al sector comunicaciones y transportes 138,762 MP de los cuales para subsidios de operación fueron el 26.2% y 73.8% para transferencia de inversión o patrimonio. Por sector para el Sector Ferroviario correspondió el 71.6%, para el Aéreo, el 17.2% para Comunicaciones 8.4%, para el Carretero 0.4% y para el Marítimo, 0.4%. El total de transferencias y subsidios al sector disminuyó 54%, en 1988 (en términos reales) por relación a 1983, lo que reflejo el esfuerzo de saneamiento financiero hasta 1987 y que junto con la influencia de la paridad explican los resultados en 1988..

En relación al **activo total de las empresas** que estamos tratando, tuvo un comportamiento semejante al del activo fijo que representa el 84% del total del activo, en estos años creció casi un 70%, al pasar de 10.399 a 17.654.5 millones de dólares, lo cual refleja el crecimiento del sector comunicaciones a partir de 1987 pero fundamentalmente en 1988 en que casi se duplica, el valor de su activo.

Entre 1983-1988 la participación de las empresas del sector en el activo se comporto de la siguiente manera:

	1983	1988
Valor del activo total en Dólares	10.399	17645.5
	100.0%	100.0%
Subsector ferroviario	55.0	44.5
Subsector Comunicaciones	20.0	34.7
Subsector aéreo	13.0	13.5
Subsector carretero	2.0	5.7
Subsector marítimo	1.0	1.6

Este comportamiento refleja la impresionante dinámica del sector comunicaciones, que casi duplico su participación al pasar de 20 al 35% del activo total, explicando el 42% del crecimiento total del sector comunicaciones y transportes.

1988-1994 EL LIBERALISMO SOCIAL

Podemos decir que el **Plan Nacional de Desarrollo** de este sexenio era la expresión más acabada del Sistema de Planeación Democrática iniciado en 1983, en realidad el esfuerzo por transformar el modelo de desarrollo a partir de la crisis, se había reforzado a partir de 1987, los ecos del desarrollo estabilizador tocaban las puertas en ese año en que se había llegado a la tasa de inflación más alta, la mayor tasa de interés, el **crac** histórico de la Bolsa de Valores de México, el mayor nivel de endeudamiento del país, determinaban la marcha acelerada de la privatización y el abandono del modelo de financiamiento del desarrollo surgido en 1962 y mantenido hasta 1987, en base al endeudamiento público, mismo que se acabo de muerte natural y se enterro con la tesis del **Estado Propietario versus el Estado Solidario**. El discurso de la modernidad permitio **trasfender** las contradicciones entre el discurso político y el aparato administrativo, reforma política y reforma administrativa pues ya a finales del nacionalismo revolucionario en 1988, las contradicciones eran evidentes encontrandose en un verdadero laberinto.

A partir de entonces la redocumentación de los pagos al exterior, corrio junto a una mayor estabilidad cambiaria y un acento en la reducción de la tasa de inflación para favorecer la reducción de las tasas de interés que habían sido negativas para el ahorrador desde 1973, favoreciendo así no solo la **repatriación de capitales mexicanos**, sino también atraer

inversión directa extranjera que impulsará el crecimiento y el empleo frente al fenómeno de estancamiento con inflación y desempleo que se vivía.

Para ello se propugno desde el inicio de modificar la legislación en distintas materias como la agraria, pesquera, minera, de la banca nacionalizada, de las empresas paraestatales, de inversiones extranjeras, etcétera, para favorecer dicho proceso, superar muchos desequilibrios, obstáculos estructurales y cuellos de botella en el financiamiento por parte del Estado, deseo que fue satisfecho hasta 1991, con el relevo de la legislatura, pues la anterior aún mantenía el síndrome estatista y accedió al Congreso en medio de una sucesión muy reñida, quizás la más reñida desde hacía mucho tiempo. La caída del Muro de Berlín y el derrumbe de la Unión Soviética fueron dos elementos externos que definieron la coyuntura internacional y facilitaron dichos cambios fundamentales para el modelo mexicano.

El crédito de los US 3.500 millones del gobierno de los EE.UU. para apoyar la sucesión presidencial de 1988, se otorgo al igual que muchos que le precedieron desde 1974, contra la garantía del petróleo y fue destinado, entre otras cosas para cubrir el rezago por precios y tarifas y para ayudar a la estabilidad al tipo de cambio, , así como garantía para obtener otros créditos y apoyar la redocumentación de algunos vencimientos próximos o negociar mejores tasas en el mercado libor, pues ~~la~~ ^{la} ~~prime~~ ^{prime} empezaba su encarecimiento histórico justo en 1989, por lo tanto, fue destinado en alta proporción para apoyar el consumo en la transición política, en ese caso deberá considerársele como **"deuda lastre"**, del mismo tipo de las deudas contraídas a principios del siglo XIX con los ingleses, contra garantía de los yacimientos mineros o de los ingresos de las aduanas en la segunda mitad del siglo XIX, o bien, como los créditos de ayuda en el "Tratado de Bucareli" para la **transición del poder** del Presidente Alvaro Obregón a la del General Plutarco Elías Calles

En realidad el modelo que ofreció al país esta administración tenía componentes muy atractivos , inteligentes y realistas para la globalización, sin embargo anclo su desarrollo a una banda de flotación de la moneda que resulto muy insuficiente y genero a lo largo del sexenio una sobrevaluación del peso que posibilito un muy desfavorable resultado de las cuentas con el exterior ya que permitiendo un déficit en la cuenta comercial acumulado del sexenio a septiembre de 1994, cercano a los 54 mil millones de dólares y un déficit en cuenta corriente a diciembre superior a los 105 mil millones de dólares, resultado muy contrastante con la administración anterior que había obtenido un saldo comercial positivo superior a los 45 mil millones de dólares y en la cuenta corriente igualmente positivo superior a los 9 mil millones de dólares. De ahí que la crisis que le toca sortear a la administración del Presidente Ernesto Zedillo tenga enfrente una economía real más afectada que la que le toco al Presidente Salinas, pues el ajuste del Presidente Miguel de la Madrid lo dirigió en mayor medida hacia el Gobierno Federal que a la economía real, de ahí la gran dificultad para recuperar el crecimiento en 1995, como lo pudo hacer la economía en 1984 y 1985 después de la crisis de 1982-1983, el resultado de las cuentas con el exterior fundamenta esta apreciación.

JESUS ALBERTO OLIVER RODRIGUEZ

MEXICO: DESARROLLO E INFRAESTRUCTURA

**RELACION DE CUADROS DE
INFRAESTRUCTURA AEROPORTUARIA**

1. RED DE AEROPUERTOS 1992, A.S.A. (1)
2. PASAJEROS TRANSPORTADOS POR AÑO 1967-1994 (1)
3. INDICADORES DE PRODUCTIVIDAD 1966-1992 (1)
4. NÚMERO DE PASAJEROS ATENDIDOS 1985-1991 (2)
5. AVIACIÓN COMERCIAL, NÚMEROS DE OPERACIONES --
1985-1991. (2)
6. ANÁLISIS COMPARATIVO DE PASAJEROS POR OPERA--
CIONES 1981-1991 (2)
7. ANÁLISIS COMPARATIVO DE PASAJEROS 1981-1991 (2)
8. ANÁLISIS COMPARATIVO DE OPERACIONES 1981-1991 (2)

RED DE AEROPUERTOS 1992, A.S.A.

EN OPERACION:

NACIONAL

Aguascalientes
Campeche
Cd. del Carmen
Cd. Obregón
Cd. Victoria
Colima
Culiacán.
Durango
León
Los Mochis
Minatitlán
Morelia
Oaxaca
Poza Rica
Pto. Escondido
Puebla
Querétaro
San Luis Potosí
Tamuín, S.L.P.
Tehuacán
Tepic
Tlaxcala
Toluca
Tuxtla Gutierrez
Uruapan
Villa Hermosa
Zacatecas

INTERNACIONAL

Acapulco
Bahías de Huatulco
Can-Cún
Cd. Juárez
Cozumel
Chetumal
Chihuahua
Guadalajara
Guaymas
Hermosillo
La Paz
Loreto
Matamoros
Manzanillo
Mazatlán
Mérida
Mexicali
Aeropuerto Int. Cd. México
Monterrey
Nuevo laredo
Nogales
Pto. Vallarta
Reynosa
San Jose del Cabo
Tampico
Tapachula
Tijuana
Torreón
Veracruz
Zihuatanejo

RESUMEN

<u>En Operación</u>	57
Nacionales	27
Internacionales	30

PASAJEROS TRANSPORTADOS POR AÑO

1967 - 1994

(Miles)

AÑO	MOVIMIENTO ANUAL			PARTICIPACION PORCENTUAL	
	NACIONAL	INTERNACIONAL	TOTAL	NACIONAL	INTERNACIONAL
1967	2852	1821	4673	61	39
1968	3227	2039	5266	61	39
1969	3434	2224	5658	61	39
1970	3676	2478	6154	60	40
1971	4573	3013	7586	60	40
1972	5839	3014	8853	66	34
1973	6927	3549	10476	66	34
1974	8794	3844	12638	70	30
1975	10497	3953	14450	73	27
1976	12769	4016	16785	76	24
1977	13836	4184	18020	77	23
1978	14826	5301	20127	74	26
1979	16973	6251	23224	73	27
1980	19784	6801	26585	74	26
1981	21561	7186	28747	75	25
1982	20830	5729	26559	78	22
1983	22525	6567	29092	77	23
1984	22581	7094	29675	76	24
1985	24851	6607	31458	79	21
1986	21964	6938	28902	76	24
1987	19767	8620	28387	70	30
1988	17100	8658	25758	66	34
1989	20581	9287	29868	69	31
1990	22487	10919	33406	67	33
1991	24903	11238	36141	69	31
1992	30506	11039	41545	73	27
1993	31507	13742	45249	70	30
1994 *	35636	16053	51689	69	31
TMAC 67-70	8.83 %	10.81 %	9.61 %		
TMAC 70-80	18.33 %	10.62 %	15.76 %		
TMAC 80-88	(1.81)%	3.06 %	(0.39)%		
TMAC 88-94	13.02 %	10.84 %	12.31 %		

* Valor Estimado

TMAC= Tasa Media Anual de Crecimiento.

Fuente: Informática, Construcción y Administración S.A. de C. V.

AEROPUERTOS Y SERVICIOS AUXILIARES INDICADORES DE PRODUCTIVIDAD 1966 - 1992

AÑO	NUM. DE AERO-PUERTOS	OPERA-CIONES (MILES)	PASAJEROS (MILES)	LTS. SUMINIS-TRADOS (MILLONES)	NUM. DE EMPLEADOS	OP/EMP	PAX/EMP	LTS/EMP	
1966	34	408	4,477		1,370	298	3,268	0	
1967	34	443	5,025		1,443	307	3,482	0	
1968	34	476	5,627	345	1,503	317	3,744	229,541	
1969	34	466	5,969	393	1,571	297	3,799	250,159	
1970	36	498	6,501	496	1,708	292	3,806	290,398	
1971	36	538	7,945	523	2,193	245	3,623	238,486	
1972	36	601	9,286	602	2,525	238	3,678	238,416	
1973	37	624	10,937	714	3,385	184	3,231	210,931	
1974	44	688	13,174	883	3,865	178	3,409	228,461	
1975	46	709	15,158	881	4,048	175	3,745	217,638	
1976	46	874	17,823	983	4,092	214	4,356	240,225	
1977	47	898	19,260	1,065	4,077	220	4,724	261,221	
1978	47	919	22,084	1,122	4,031	228	5,479	278,343	
1979	48	1,121	25,791	1,326	4,917	228	5,245	269,677	*BOOM PETROLERO*
1980	48	1,280	29,648	1,623	5,054	253	5,866	321,132	
1981	49	1,426	34,632	1,787	5,476	260	6,324	326,333	
1982	49	1,321	31,897	1,730	5,487	241	5,813	315,291	
1983	50	1,134	34,677	1,680	6,200	183	5,593	270,968	
1984	50	1,056	34,738	1,784	6,480	163	5,361	275,309	
1985	55	1,005	36,538	1,812	7,830	128	4,666	231,418	
1986	56	990	33,985	1,775	7,453	133	4,560	238,159	
1987	57	1006	33,473	1,832	7,926	127	4,223	231,138	
1988	58	964	30,485	1,658	8,023	120	3,800	206,656	
1989	57	1003	34,796	1,910	7,861	128	4,426	242,972	
1990	57	1087	38,028	2,119	7,986	136	4,762	265,339	
1991	57	1239	40,836	2,165	6,676	186	6,117	324,296	
1992	57	1275	42,103	2,452	6,441	198	6,537	380,686	

* SALE SALTILLO DE A.S.A. QUEDANDO COMO ESTACION DE COMBUSTIBLE UNICAMENTE
FUENTE : AEROPUERTOS Y SERVICIOS AUXILIARES.

AEROPUERTOS Y SERVICIOS AUXILIARES
AVIACION COMERCIAL "A"
NUMERO DE PASAJEROS ATENDIDOS 1985-1991.

AEROPUERTO	1985		1991	
	NUMERO DE PASAJERO ATENDIDOS	PARTICIPACION PORCENTUAL	NUMERO DE PASAJEROS ATENDIDOS	PARTICIPACION PORCENTUAL
MEXICO	12,224,166	35.3	13,170,523	32.54
UADALAJARA	3,495,051	10.1	4,618,450	11.41
CANCUN	1,462,708	4.2	3,653,838	9.03
MONTERREY	1,452,264	4.1	1,884,947	4.66
JUANA	1,500,947	4.4	1,750,053	4.32
UERTO VALLARTA	1,334,147	3.9	1,707,072	4.22
ACAPULCO	1,910,915	5.5	1,534,097	3.79
AZATLAN	1,225,928	3.5	1,168,668	2.89
ERIDA	763,619	2.2	880,649	2.18
SAN JOSE DEL CABO	345,747	1.0	701,259	1.73
ZIHUATANEJO	614,637	1.8	589,256	1.46
ERMOSILLO	555,815	1.6	543,307	1.34
OZUMEL	372,320	1.1	541,214	1.34
CHIHUAHUA	458,793	1.3	518,777	1.28
TULIACAN	320,289	0.9	478,977	1.18
LLAHERMOSA	529,791	1.5	469,545	1.16
OAXACA	493,241	1.4	468,723	1.16
LA PAZ	654,529	2.0	464,750	1.15
ERACRUZ	346,197	1.0	408,668	1.01
AMPICO	420,577	1.2	363,511	0.90
LEON	226,386	0.7	337,605	0.83
ORREON	286,335	0.8	312,396	0.77
D. JUAREZ	277,843	0.8	272,471	0.67
LOS MOCHIS	242,886	0.7	266,447	0.66
MANZANILLO	4,495	N.R.	261,923	0.65
GUASCALIENTES	189,790	0.6	259,688	0.64
LACATECAS	170,135	0.5	236,609	0.58
MINATITLAN	244,415	0.7	226,353	0.56
EXICALI	184,600	0.5	225,386	0.56
D. DEL CARMEN	94,645	0.3	220,204	0.54
CD. OBREGON	232,103	0.7	215,860	0.53
TIJXTLA GUTIERREZ	304,392	0.9	193,622	0.48

AEROPUERTOS Y SERVICIOS AUXILIARES
AVIACION COMERCIAL "A"
NUMERO DE PASAJEROS ATENDIDOS 1985-1991.

AEROPUERTO	1985		1991	
	NUMERO DE PASAJERO ATENDIDOS	PARTICIPACION PORCENTUAL	NUMERO DE PASAJEROS ATENDIDOS	PARTICIPACION PORCENTUAL
DURANGO	192,957	0.6	179,627	0.44
SAN LUIS POTOSI	81,044	0.2	173,606	0.43
CUJAYMAS	121,479	0.4	126,683	0.31
REYNOSA	128,891	0.4	122,397	0.30
TEPIC			122,387	0.30
PACHULA	123,631	0.4	99,985	0.25
NUEVO LAREDO	158,850	0.5	89,771	0.22
MATAMOROS	124,752	0.4	89,567	0.22
ORELIA	71,862	0.2	86,549	0.21
LORETO	86,946	0.3	72,036	0.18
PUERTO ESCONDIDO	2,297	N.R.	66,375	0.16
TEBILA			56,338	0.14
TETUMAL	54,067	0.2	52,874	0.13
CAMPECHE	51,955	0.2	50,333	0.12
TEMPAN	21,948	0.1	39,719	0.10
STORIA	45,789	0.1	36,332	0.09
TULUCA	27,860	0.1	24,442	0.06
POZA RICA	17,984	0.1	20,737	0.05
OGALES			14,366	0.04
SHUACAN			4,960	0.01
TAMUIN			2,612	0.01
TOTAL	34,293,764	100.00	40,476,544	100.00

AEROPUERTOS Y SERVICIOS AUXILIARES
AVIACION COMERCIAL "A"
NUMEROS DE OPERACIONES 1985-1991

AEROPUERTO	1895		1991	
	NUMERO DE OPERACIONES	PARTICIPACION PORCENTUAL	NUMERO DE OPERACIONES	PARTICIPACION PORCENTUAL
MEXICO	120,665	30.5	259,785	21.17
GUADALAJARA	43,197	10.9	99,067	8.07
CANCUN	14,006	3.5	49,654	4.05
MONTERREY	17,314	4.4	44,261	3.61
CULIACAN	4,192	1.1	37,982	3.10
TIJUANA	12,896	3.3	35,991	2.93
HERMOSILLO	7,671	1.9	35,843	2.92
ACAPULCO	19,906	5.0	34,071	2.78
PUERTO VALLARTA	15,350	3.9	32,968	2.69
CHIHUAHUA	6,472	1.6	31,258	2.55
MAZATLAN	17,555	4.4	28,781	2.35
CD. DEL CARMEN	862	0.2	28,241	2.30
TAMPICO	3,755	0.9	28,211	2.30
MERIDA	11,973	3.0	27,127	2.21
VERACRUZ	3,263	0.8	25,845	2.11
TEPIC			25,032	2.04
MEXICALI	1,503	0.4	21,584	1.76
TORREON	4,335	1.1	21,282	1.73
VILLAHERMOSA	7,287	1.8	18,429	1.50
OAXACA	5,944	1.5	18,311	1.49
LA PAZ	10,571	2.7	17,147	1.40
COZUMEL	4,828	1.2	16,399	1.34
SAN JOSE DEL CABO	6,197	1.6	13,689	1.12
SAN LUIS POTOSI	928	0.2	13,537	1.10
LORETO	2,163	0.5	13,461	1.10
MORELIA	952	0.2	13,073	1.07
URUAPAN	382	0.1	12,980	1.06
REYNOSA	1,386	0.4	12,953	1.06
GUAYMAS	2,231	0.6	12,742	1.04
ZIHUATANEJO	6,767	1.7	12,621	1.03
DURANGO	2,851	0.7	12,534	1.02
TOLUCA	909	0.2	12,060	0.98

AEROPUERTOS Y SERVICIOS AUXILIARES
AVIACION COMERCIAL "A"
NUMEROS DE OPERACIONES 1985-1991

AEROPUERTO	1895		1991	
	NUMERO DE OPERACIONES	PARTICIPACION PORCENTUAL	NUMERO DE OPERACIONES	PARTICIPACION PORCENTUAL
LOS MOCHIS	4,719	1.2	11,906	0.97
CD. JUAREZ	3,627	0.9	11,809	0.96
CD. OBREGON	3,914	1.0	11,605	0.95
CHETUMAL	732	0.2	11,564	0.94
LEON	3,230	0.8	11,338	0.92
AGUASCALIENTES	2,176	0.6	9,853	0.80
PUEBLA			9,499	0.77
MINATITLAN	2,104	0.5	9,461	0.77
NOGALES			8,448	0.69
TAPACHULA	1,460	0.4	8,043	0.66
MATAMOROS	1,383	0.4	7,713	0.63
MANZANILLO	4,495	1.1	7,711	0.63
CD. VICTORIA	706	0.2	7,694	0.63
TUXTLA GUTIERREZ	3,440	0.9	7,422	0.60
ACATECAS	2,057	0.5	5,930	0.48
NUEVO LAREDO	1,384	0.4	5,924	0.48
POZA RICA	306	0.1	4,132	0.34
PUERTO ESCONDIDO	20	N.R.	3,203	0.26
CAMPECHE	586	0.2	3,103	0.25
TEHUACAN			3,003	0.24
TAMUIN			692	0.06
TOTAL	394,650	100	1,226,972	100

ANALISIS COMPARATIVO DE PASAJEROS POR OPERACIONES

1981 - 1991

AEROPUERTOS Y SERVICIOS AUXILIARES

CONCEPTO	1 9 8 1			1 9 9 1			VARIACION ABSOLUTA 1991 - 1981			VARIACION REL. 1991 - 1981		
	OPS.	PAS	PAS.X OPER.	OPS.	PAS	PAS.X OPER.	OPS.	PAS	PAS.X OPER.	OPS.	PAS	PAS.X OPER.
	TOTAL	1,425,524	34,632,408	24.29	1,226,972	40,476,544	32.99	(198,552)	5,844,136	8.69	0.86	1.17
AEROPUERTOS TURISTICOS	335,536	8,952,443	26.68	295,419	12,176,488	41.22	(40,117)	3,224,045	14.54	0.88	1.36	1.54
CAPULCO	41,304	1,831,900	44.35	34,071	1,534,097	45.03	(7,233)	(297,803)	0.67	0.82	0.84	1.02
CANCUN	28,444	960,106	33.75	49,654	3,653,838	73.59	21,210	2,693,732	39.83	1.75	3.81	2.18
COZUMEL	31,618	624,761	19.76	16,399	541,214	33.00	(15,219)	(83,547)	13.24	0.52	0.87	1.67
UAYMAS	14,474	87,385	6.04	12,742	126,683	9.94	(1,732)	39,298	3.90	0.88	1.45	1.65
LORETO	10,683	50,644	4.74	13,461	72,036	5.35	2,778	21,392	0.61	1.26	1.42	1.13
PUERTO VALLARTA	36,487	1,027,506	28.16	32,968	1,707,072	51.78	(3,519)	679,566	23.62	0.90	1.66	1.84
PUERTO ESCONDIDO				3,203	66,375	20.72	3,203	66,375	20.72			
SAN JOSE DEL CAB	6,687	156,282	23.37	13,689	701,259	51.23	7,002	544,977	27.86	2.05	4.49	2.19
ZIHUATANEJO	17,839	503,526	28.23	12,621	589,256	46.69	(5,218)	85,730	18.46	0.71	1.17	1.65
TAPAZ	31,827	774,115	24.32	17,147	464,750	27.10	(14,680)	(309,365)	2.78	0.54	0.60	1.11
QUERETARO	35,809	1,100,300	30.73	27,127	880,649	32.46	(8,682)	(219,651)	1.74	0.76	0.80	1.06
MAZATLAN	38,159	1,010,078	26.47	28,781	1,168,668	40.61	(9,378)	158,590	14.14	0.75	1.16	1.53
VERACRUZ	29,908	458,058	15.32	25,845	408,668	15.81	(4,063)	(49,390)	0.50	0.86	0.89	1.03
MINATITLAN	12,297	367,782	29.91	7,711	261,923	33.97	(4,586)	(105,859)	4.06	0.63	0.71	1.00
AEROPUERTOS NACIONALES	156,460	1,971,434	12.60	115,581	2,702,504	23.38	(40,879)	731,070	10.78	0.74	1.37	1.86
CD. JUAREZ	15,776	231,115	14.65	11,809	272,471	23.07	(3,967)	41,356	8.42	0.75	1.18	1.57
MIQUELENA	16,409	150,301	9.16	12,953	122,397	9.45	(3,456)	(27,904)	0.29	0.79	0.81	1.03
GUADALUPE	35,957	756,096	21.03	35,991	1,750,053	48.62	34	993,957	27.60	1.00	2.31	2.31
TAMPICO	14,158	134,356	9.49	8,043	99,985	12.43	(6,115)	(34,371)	2.94	0.57	0.74	1.31
CHETUMAL	10,286	87,101	8.47	11,564	52,874	4.57	1,278	(34,227)	(3.90)	1.12	0.61	0.54
ATAMOROS	15,854	148,235	9.35	7,713	89,567	11.61	(8,141)	(58,668)	2.26	0.49	0.60	1.24
EXICALTE	37,666	284,225	7.55	21,584	225,386	10.44	(16,082)	(58,839)	2.90	0.57	0.79	1.38
NUEVO LAREDO	10,354	180,005	17.39	5,924	89,771	15.15	(4,430)	(90,234)	(2.23)	0.57	0.50	0.87
AEROPUERTOS METROPOLITANOS	400,199	18,179,384	45.43	415,173	19,698,362	47.45	14,974	1,518,978	2.02	1.04	1.08	1.04
MONTEREY				12,060	24,442	2.03	12,060	24,442	2.03			
QUERETARO	103,369	3,253,772	31.48	99,067	4,618,450	46.62	(4,302)	1,364,678	15.14	0.96	1.42	1.48
MEXICO	261,531	13,380,529	51.16	259,785	13,170,523	50.70	(1,746)	(210,006)	(0.46)	0.99	0.98	0.99
MONTEREY	35,299	1,545,083	43.77	44,261	1,884,947	42.59	8,962	339,864	(1.18)	1.25	1.22	0.97

ANALISIS COMPARATIVO DE PASAJEROS POR OPERACIONES
1981 - 1991
AEROPUERTOS Y SERVICIOS AUXILIARES

CONCEPTO	1 9 8 1			1 9 9 1			VARIACION ABSOLUTA 1991 - 1981			VARIACION REL. 1991 - 1981		
	OPS.	PAS	PAS.X OPER.	OPS.	PAS	PAS.X OPER.	OPS.	PAS	PAS.X OPER.	OPS.	PAS	PAS.X OPER.
EROPUERTOS REGIONALES	533,329	5,529,147	10.37	400,799	5,899,190	14.72	(132,530)	370,043	4.35	0.75	1.07	1.42
GUASCALIENTES	8,925	55,314	6.20	9,853	259,688	26.36	928	204,374	20.16	1.10	4.69	4.25
D. VICTORIA	12,163	47,807	3.93	7,694	36,332	4.72	(4,469)	(11,475)	0.79	0.63	0.76	1.20
LOS MOCHIS				11,906	266,447	22.38	11,906	266,447	22.38			
MORELIA	12,816	55,437	4.33	13,073	86,549	6.62	257	31,112	2.29	1.02	1.56	1.53
MINATITLAN				9,461	226,353	23.92	9,461	226,353	23.92			
PUEBLA				9,499	56,338	5.93	9,499	56,338	5.93			
SAN LUIS POTOSI	16,530	56,740	3.43	13,537	173,606	12.82	(2,993)	116,866	9.39	0.82	3.06	3.74
ALTILLO												
RUAPAN	14,041	52,754	3.76	12,980	39,719	3.06	(1,061)	(13,035)	(0.70)	0.92	0.75	0.81
ZACATECS	4,994	21,514	4.31	5,930	236,609	39.90	936	215,095	35.59	1.19	11.00	9.26
D. OBREGON	19,789	258,215	13.05	11,605	215,860	18.60	(8,184)	(42,355)	5.55	0.59	0.84	1.43
D. DEL CARMEN	42,557	438,917	10.31	28,241	220,204	7.80	(14,316)	(218,713)	(2.52)	0.66	0.50	0.76
CAMPECHE	7,071	22,112	3.13	3,103	50,333	16.22	(3,968)	28,221	13.09	0.44	2.28	5.19
CHICHICAN	46,875	491,943	10.49	37,982	478,977	12.61	(8,893)	(12,966)	2.12	0.81	0.97	1.20
JAHUA	50,888	514,675	10.11	31,258	518,777	16.60	(19,630)	4,102	6.48	0.61	1.01	1.64
LANGO	25,959	260,964	10.05	12,534	179,627	14.33	(13,425)	(81,337)	4.28	0.48	0.69	1.43
HERMOSILLO	50,103	542,869	10.84	35,843	543,307	15.16	(14,260)	438	4.32	0.72	1.00	1.40
LEON	25,760	207,633	8.06	11,338	337,605	29.78	(14,422)	129,972	21.72	0.44	1.63	3.69
AXACA	20,695	540,254	26.11	18,311	468,723	25.60	(2,384)	(71,531)	(0.51)	0.88	0.87	0.98
POZA RICA	6,887	80,569	11.70	4,132	20,737	5.02	(2,755)	(59,832)	(6.68)	0.60	0.26	0.43
TAMPICO	49,776	514,113	10.33	28,211	363,511	12.89	(21,565)	(150,602)	2.56	0.57	0.71	1.25
UXTLA GUTIERREZ	8,586	301,820	35.15	7,422	193,622	26.09	(1,164)	(108,198)	(9.06)	0.86	0.64	0.74
CORREON	22,181	284,585	12.83	21,282	312,396	14.68	(899)	27,811	1.85	0.96	1.10	1.14
VILLAHERMOSA	24,615	615,412	25.00	18,429	469,545	25.48	(6,186)	(145,867)	0.48	0.75	0.76	1.02
EPIC	28,103	84,353	3.00	25,032	122,387	4.89	(3,071)	38,034	1.89	0.89	1.45	1.63
EHUACAN	13,850	28,209	2.04	3,003	4,960	1.65	(10,847)	(23,249)	(0.39)	0.22	0.18	0.81
NOGALES	15,076	39,265	2.60	8,448	14,366	1.70	(6,628)	(24,899)	(0.90)	0.56	0.37	0.65
TAMUIN	5,089	13,673	2.69	692	2,612	3.77	(4,397)	(11,061)	1.09	0.14	0.19	1.40

ANÁLISIS COMPARATIVO DE PASAJEROS

1981-1991

AEROPUERTOS Y SERVICIOS AUXILIARES

CONCEPTO	1981	1982	1983	1984	1985	1986	1987	1988	1989	1990	1991	VARIACION	
												ABSOLUTA	RELATIVA
TOTAL AEROPUERTOS TURISTICOS	34,632,408	31,897,557	34,677,114	34,737,524	36,622,307	33,926,180	33,459,044	30,405,609	33,570,800	37,742,265	40,476,544	5,844,136	16.9
ACAPULCO	1,831,900	1,765,774	2,309,717	2,114,204	1,939,478	1,827,136	1,914,906	1,673,943	1,661,293	1,571,592	1,534,097	(297,803)	(16.3)
CANCUN	960,106	1,050,652	1,474,358	1,468,403	1,566,132	1,872,367	2,245,399	1,867,247	2,154,803	3,195,506	3,653,838	2,693,732	280.6
COZUMEL	624,761	524,905	605,314	547,606	525,616	638,307	669,858	507,963	518,406	568,105	541,214	(83,547)	(13.4)
GUAYMAS	87,385	88,865	109,601	126,726	152,934	144,781	144,729	94,091	130,504	131,478	126,683	39,298	45.0
LORETO	50,644	54,618	76,089	100,354	111,456	99,955	101,360	50,785	50,891	77,896	72,036	21,392	42.2
PUERTO VALLARTA	1,027,506	1,051,043	1,525,912	1,468,726	1,366,263	1,371,518	1,647,213	1,616,278	1,641,468	1,688,343	1,707,072	679,566	66.1
PUERTO ESCONDIDO		36,949	41,580	17,083	4,446	63,556	79,580	74,607	76,521	70,422	66,375	66,375	
SAN JOSE DEL CABO	156,282	154,885	248,686	331,563	397,918	302,795	450,687	378,887	458,968	596,266	701,259	544,977	348.7
ZIHUATANEJO	503,526	610,616	714,026	713,068	635,999	561,052	679,810	638,850	608,814	571,569	589,256	85,730	17.0
LA PAZ	774,115	716,996	647,500	593,463	671,085	585,617	527,110	503,176	586,551	505,720	464,750	(309,365)	(40.0)
MERIDA	1,100,300	879,302	852,142	797,340	785,779	708,729	761,593	616,025	685,495	790,186	880,649	(219,651)	(20.0)
MAZATLAN	1,010,078	988,649	1,232,916	1,215,601	1,247,928	1,068,958	1,113,884	1,093,792	143,338	1,200,974	1,168,668	158,590	15.7
VERACRUZ	458,058	425,710	363,275	350,658	382,206	307,116	213,109	213,109	263,233	349,591	408,668	(49,390)	(10.8)
MANZANILLO	367,782	359,289	347,951	319,050	321,431	299,738	337,516	310,706	334,694	318,817	261,923	(105,859)	(28.8)
AEROPUERTOS FRONTERIZOS	1,971,434	1,977,921	2,485,672	2,486,733	2,776,934	2,805,312	2,329,388	2,144,643	2,614,038	2,659,590	2,702,504	731,070	37.1
CD. JUAREZ	231,115	222,421	236,960	256,770	294,695	294,195	268,226	177,631	235,207	278,312	272,471	41,356	17.9
REYNOSA	150,301	137,630	154,351	155,703	159,045	143,241	130,838	90,776	84,138	87,189	122,397	(27,904)	(18.6)
TIJUANA	756,096	888,121	1,350,896	1,355,760	1,548,534	1,684,817	1,352,339	1,391,553	1,799,001	1,763,454	1,750,053	993,957	131.5
TAPACHULA	134,356	128,420	122,763	124,355	141,582	124,278	108,228	81,059	78,895	82,250	99,985	(34,371)	(25.6)
CHETUMAL	87,101	79,938	62,980	59,595	68,907	59,841	61,575	34,615	36,063	40,595	52,874	(34,227)	(39.3)
MATAMOROS	148,235	135,126	153,389	149,504	152,112	127,050	106,412	76,716	77,072	82,957	89,567	(58,668)	(39.6)
MEXICALI	284,225	229,477	236,943	220,338	235,873	228,062	193,782	189,251	189,529	220,599	225,386	(58,839)	(20.7)
NUEVO LAREDO	180,005	156,788	167,390	164,708	176,186	143,828	107,988	103,043	114,133	104,234	89,771	(90,234)	(50.1)
AEROPUERTOS METROPOLITANOS	18,179,384	16,022,805	16,359,280	16,502,475	17,482,381	15,843,434	15,256,615	14,470,300	16,718,398	18,155,984	19,698,362	1,518,978	8.4
TOLUCA					38,428	42,484	31,133	47,498	24,772	23,016	24,442	24,442	
GUADALAJARA	3,253,772	2,930,805	3,220,786	3,336,986	3,568,375	3,368,242	3,213,356	3,216,108	3,787,513	4,176,839	4,618,450	1,364,678	41.9
MEXICO	13,380,529	11,826,958	11,866,862	11,801,495	12,403,881	11,113,979	10,724,443	10,051,195	11,480,932	12,307,355	13,170,523	(210,006)	(1.6)
MONTERREY	1,545,083	1,265,042	1,271,632	1,363,994	1,471,697	1,318,729	1,287,683	1,155,499	1,425,181	1,648,774	1,884,947	339,864	22.0

**ANALISIS COMPARATIVO DE PASAJEROS
1981-1991
AEROPUERTOS Y SERVICIOS AUXILIARES**

CONCEPTO	1981	1982	1983	1984	1985	1986	1987	1988	1989	1990	1991	VARIACION	
												ABSOLUTA	RELATIVA
AEROPUERTOS REGIONALES	5,529,147	5,188,578	5,283,095	5,584,471	6,254,321	5,425,809	4,986,287	4,151,207	4,923,385	5,290,226	5,899,190	370,043	6.7
AGUASCALIENTES	55,314	60,060	116,996	183,308	200,192	185,437	187,322	152,905	228,321	241,820	259,688	204,374	369.5
CD. VICTORIA	47,807	27,873	54,664	61,819	61,960	54,066	53,370	29,159	35,753	33,372	36,332	(11,475)	(24.0)
LOS MOCHIS			81,563	207,287	261,491	219,108	214,458	233,354	248,978	241,352	266,447	266,447	
MORELIA	55,437	41,415	21,193	23,840	82,081	94,576	106,406	60,400	71,666	70,709	86,549	31,112	56.1
MINATITLAN		120,730	249,085	249,051	260,924	198,489	167,799	167,392	182,953	218,291	226,353	226,353	
PUEBLA					4,743	31,635	22,502	16,423	14,649	36,725	56,338	56,338	
SAN LUIS POTOSI	56,740	51,888	27,439	27,677	104,566	117,495	103,021	87,812	118,753	137,655	173,606	116,866	206.0
SALTILLO					41,338	36,423	18,472					0	
URUAPAN	52,754	42,206	53,390	58,146	41,595	35,600	28,190	29,831	42,588	41,819	39,719	(13,035)	(24.7)
ZACATECS	21,514	13,877	69,751	137,987	178,018	154,258	139,594	207,039	244,542	270,850	236,609	215,095	999.8
CD. OBREGON	258,215	259,539	231,804	214,616	247,823	199,445	177,502	143,379	180,555	178,816	215,860	(42,355)	(16.4)
CD. DEL CARMEN	438,917	376,982	345,294	366,033	348,744	293,119	243,387	234,893	216,937	213,549	220,204	(218,713)	(49.8)
CAMPECHE	22,112	51,424	61,487	52,753	59,790	50,560	48,583	59,408	73,372	55,776	50,333	28,221	127.6
CULIACAN	491,943	440,757	414,733	393,386	407,536	360,154	322,597	307,464	365,627	376,993	478,977	(12,966)	(2.6)
CHIHUAHUA	514,675	499,922	503,026	485,660	512,797	448,761	407,917	312,695	439,707	483,320	518,777	4,102	0.8
DURANGO	260,964	237,237	201,082	200,272	219,455	207,967	192,326	144,490	182,391	196,069	179,627	(81,337)	(31.2)
HERMOSILLO	542,869	489,367	496,071	525,646	615,434	551,601	501,195	387,327	547,407	532,860	543,307	438	0.1
LEON	207,633	203,755	171,153	169,449	251,719	213,360	200,066	134,032	158,097	241,088	337,605	129,972	
OAXACA	540,254	494,628	530,573	547,585	563,685	471,089	467,932	413,459	467,896	447,656	468,723	(71,531)	(13.2)
POZA RICA	80,569	33,722	24,511	21,771	25,488	24,590	21,161	7,278	7,175	8,778	20,737	(59,832)	(74.3)
TAMPICO	514,113	492,311	436,104	425,333	473,895	373,512	304,360	266,049	274,402	331,980	363,511	(150,602)	(29.3)
TUXTLA GUTIERREZ	301,820	256,931	265,947	279,854	323,855	266,476	222,888	137,105	132,104	140,250	193,622	(108,198)	(35.8)
TORREON	284,585	265,874	269,344	283,009	306,837	289,043	293,270	177,611	244,270	276,578	312,396	27,811	9.8
VILLAHERMOSA	615,412	554,993	531,814	566,015	568,511	459,234	449,342	339,968	352,618	399,328	469,545	(145,867)	(23.7)
TEPIC	84,353	107,844	74,691	61,606	54,505	57,453	70,402	80,265	74,896	94,603	122,387	38,034	45.1
TEHUACAN	28,209	22,416	18,420	11,615	8,917	7,600	4,187	4,159	5,059	5,294	4,960	(23,249)	(82.4)
NOGALES	39,265	30,958	24,221	25,836	23,564	23,010	16,247	16,239	11,839	12,915	14,366	(24,899)	(63.4)
TAMUIN	13,673	11,869	8,739	4,917	4,858	1,748	1,791	1,071	830	1,780	2,612	(11,061)	(80.9)

ANALISIS COMPARATIVO DE OPERACIONES

1981-1991

AEROPUERTOS Y SERVICIOS AUXILIARES

CONCEPTO	1981	1982	1983	1984	1985	1986	1987	1988	1989	1990	1991	VARIACION	
												ABSOLUTA	RELATIVA
TOTAL	1,425,524	1,317,955	1,129,084	1,056,931	1,008,077	995,154	1,010,329	959,259	996,001	1,075,418	1,226,972	(198,552)	(14)
AEROPUERTOS TURISTICOS	335,536	319,807	302,069	283,011	235,355	251,899	257,500	242,195	257,084	275,484	295,419	(40,117)	(12)
ACAPULCO	41,304	37,411	40,881	40,134	30,604	30,664	31,979	32,700	36,432	33,823	34,071	(7,233)	(18)
CANCUN	28,444	24,979	26,528	23,666	22,884	29,026	30,487	29,273	32,892	45,420	49,654	21,210	75
COZUMEL	31,618	26,691	24,518	20,779	20,066	25,042	23,859	20,423	20,140	18,028	16,399	(15,219)	(48)
GUAYMAS	14,474	13,808	13,712	12,762	12,548	12,005	12,165	11,320	11,276	11,929	12,742	(1,732)	(12)
LORETO	10,683	10,733	10,212	10,422	9,683	10,046	10,244	9,397	10,082	12,245	13,481	2,778	26
PUERTO VALLARTA	36,487	33,978	31,909	25,642	22,507	23,073	25,229	25,519	27,289	28,696	32,968	(3,519)	(10)
PUERTO ESCONDIDO		3,017	3,514	1,324	203	3,101	2,955	2,917	2,495	2,827	3,203	3,203	
SAN JOSE DEL CABO	6,687	7,071	8,498	10,075	9,546	9,901	10,418	9,269	10,795	13,030	13,689	7,002	105
ZIHUATANEJO	17,839	28,564	24,114	17,564	15,627	17,588	16,251	15,741	12,623	12,100	12,621	(5,218)	(29)
LA PAZ	31,827	27,690	22,674	20,031	16,601	16,836	19,089	17,074	19,057	17,208	17,147	(14,680)	(46)
MERIDA	35,809	29,563	22,870	21,289	21,718	22,520	24,399	19,381	19,110	23,322	27,127	(8,682)	(24)
MAZATLAN	38,159	34,798	31,915	26,742	27,268	26,325	24,644	24,269	25,707	26,669	28,781	(9,378)	(25)
VERACRUZ	29,908	29,207	23,723	21,450	18,258	17,650	17,475	17,021	20,959	22,036	25,845	(4,093)	(14)
MANZANILLO	12,297	12,297	17,001	11,131	7,862	8,122	8,506	7,891	8,247	8,331	7,711	(4,586)	(37)
AEROPUERTOS FRONTERIZOS	156,460	139,769	125,368	118,815	109,990	107,246	111,196	104,535	105,286	102,529	115,581	(40,879)	(26)
CD JUAREZ	15,776	13,200	10,996	9,837	10,510	11,509	11,088	10,939	11,323	11,436	11,809	(3,967)	(25)
REYNOSA	16,409	14,514	11,825	11,943	11,592	10,021	11,118	11,639	11,085	12,054	12,953	(3,456)	(21)
TIJUANA	35,957	36,162	38,458	35,267	31,637	32,877	30,450	27,291	29,297	29,647	35,991	34	0
TAPACHULA	14,158	12,092	9,107	11,682	9,828	7,358	7,299	6,427	7,257	7,300	8,043	(6,115)	(43)
CHETUMAL	10,286	8,562	6,641	4,846	6,076	6,073	10,236	9,575	10,090	9,906	11,564	1,278	12
MATAMOROS	15,854	12,764	13,010	11,615	10,756	8,698	9,591	7,825	6,940	6,802	7,713	(8,141)	(51)
MEXICALI	37,666	33,313	28,114	25,069	22,344	22,505	24,800	23,878	23,075	19,793	21,584	(16,082)	(43)
NUEVO LAREDO	10,354	9,162	7,217	8,356	7,247	6,205	6,614	6,961	6,219	5,591	5,924	(4,430)	(43)

43

ANALISIS COMPARATIVO DE OPERACIONES

1981-1991

AEROPUERTOS Y SERVICIOS AUXILIARES

CONCEPTO	1981	1982	1983	1984	1985	1986	1987	1988	1989	1990	1991	VARIACION	
												ABSOLUTA	RELATIVA
AEROPUERTOS METROPOLITANOS	400,199	363,869	311,457	295,233	296,773	287,430	288,370	275,284	303,002	344,870	415,173	14,974	4
TOLUCA					6,142	7,320	6,963	10,337	9,392	10,758	12,060	12,060	
GUADALAJARA	103,369	94,428	84,621	79,284	75,483	74,728	73,276	67,614	74,386	83,692	99,067	(4,302)	(4)
MEXICO	261,531	237,767	198,255	188,610	188,356	180,045	182,774	174,916	194,542	218,126	259,785	(1,748)	(1)
MONTERREY	35,299	31,874	28,581	27,339	26,792	25,339	25,357	22,417	24,682	32,294	44,261	8,962	25
AEROPUERTOS REGIONALES	533,329	494,510	390,190	380,072	365,959	348,579	353,263	337,245	330,629	352,555	400,799	(132,530)	(25)
AGUASCALIENTES	8,925	9,460	6,234	5,682	5,859	6,663	6,683	7,345	7,960	8,121	9,853	928	10
CD. VICTORIA	12,183	11,221	11,134	8,589	8,105	7,357	7,434	5,941	6,551	7,112	7,694	(4,469)	(37)
LOS MOCHIS			2,070	8,485	10,747	9,474	9,316	10,611	10,135	10,172	11,906	11,906	
MORELIA	12,816	11,959	7,609	5,907	5,564	7,577	10,284	9,356	9,905	10,092	13,073	257	2
MINATITLAN		4,754	10,711	14,748	8,350	5,861	5,611	5,802	6,657	8,478	9,461	9,461	
PUEBLA					898	7,793	6,710	7,828	6,788	8,301	9,499	9,499	
SAN LUIS POTOSI	16,530	18,015	9,083	9,719	9,136	8,943	9,796	9,188	9,800	10,598	13,537	(2,993)	(18)
SALTILLO		3,017	3,504	1,324	2,681	4,900	4,710						
URUAPAN	14,041	15,721	14,310	14,295	7,747	7,972	10,844	10,632	10,320	10,667	12,980	(1,061)	(8)
ZACATECAS	4,994	4,072	3,198	3,970	4,430	4,418	3,953	4,392	4,732	5,702	5,930	936	19
CD. OBREGON	19,789	18,793	12,201	11,295	11,012	10,105	9,712	9,230	9,146	9,870	11,605	(6,184)	(41)
CD DEL CARMEN	42,557	38,246	34,925	36,203	34,064	30,876	30,502	30,533	26,170	28,035	28,241	(14,316)	(34)
CAMPECHE	7,071	5,380	3,913	3,398	3,490	6,327	6,761	6,174	5,965	3,117	3,103	(3,968)	(56)
CULIACAN	46,875	40,846	39,408	36,584	37,318	36,481	32,676	31,880	29,590	31,375	37,982	(8,893)	(19)
CHIHUAHUA	50,888	42,887	33,959	28,945	28,875	26,644	29,445	29,198	27,492	28,799	31,258	(19,630)	(39)
DURANGO	25,959	21,629	12,623	11,457	10,191	9,448	11,158	10,610	13,247	13,169	12,534	(13,425)	(52)
HERMOSILLO	50,103	40,933	23,562	32,197	32,423	30,070	32,129	32,614	34,888	33,313	35,843	(14,260)	(28)
LEON	25,760	22,984	18,358	12,429	14,466	10,284	9,666	8,931	8,980	10,150	11,338	(14,422)	
OAXACA	20,695	19,397	17,728	20,301	18,616	14,680	14,541	14,006	15,715	16,588	18,311	(2,384)	(12)
POZA RICA	6,887	6,526	3,864	3,196	3,392	3,249	2,924	2,837	2,844	3,214	4,132	(2,755)	(40)
TAMPICO	49,776	46,123	31,701	27,566	27,356	23,952	23,689	24,083	22,125	22,901	28,211	(21,565)	(43)
TUXTLA GUTIERREZ	8,586	5,666	5,335	5,836	12,944	10,954	10,558	5,220	4,643	5,399	7,422	(1,164)	(14)
TORREON	22,181	19,276	14,694	14,334	13,208	13,652	14,487	14,329	17,367	17,905	21,282	(899)	(4)
VILLAHERMOSA	24,615	22,915	19,322	26,310	25,010	24,023	20,527	15,221	12,212	14,900	18,429	(6,186)	(25)
TEPIC	28,103	38,836	29,656	20,137	15,010	14,096	16,107	16,586	17,157	23,086	25,032	(3,071)	(11)
TEHUACAN	13,850	9,802	7,988	5,186	3,813	3,180	2,248	2,224	2,649	2,636	3,003	(10,847)	(78)
NOGALES	15,076	12,100	9,160	9,731	8,938	8,694	9,895	9,914	7,196	7,990	8,448	(6,628)	(44)
TAMUIN	5,089	5,952	3,942	2,248	2,316	706	899	590	415	687	692	(4,397)	(86)

México: Desarrollo Económico e Infraestructura (anexo)

CONTENIDO

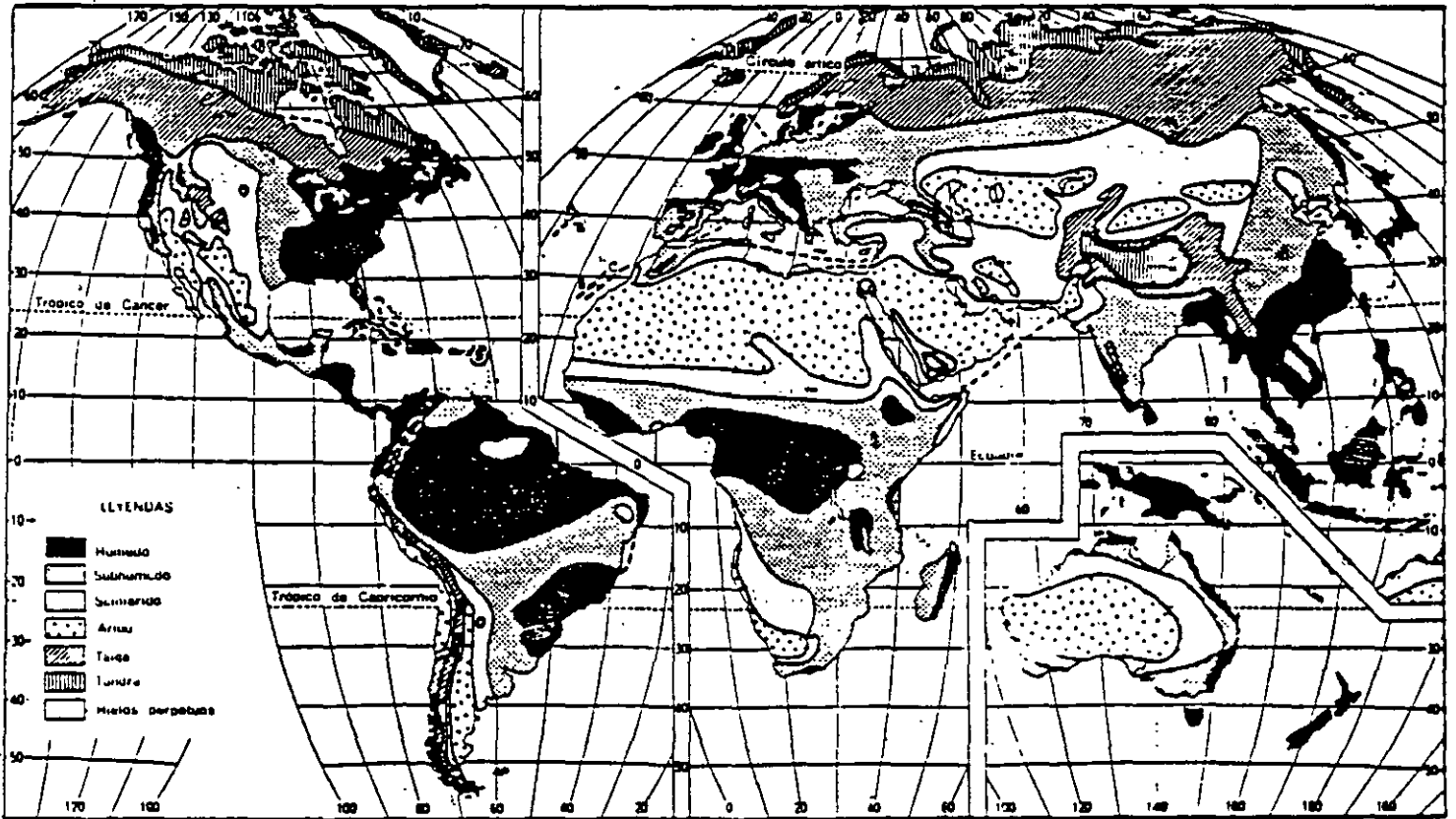
Laminas, gráficas y cuadros.

1. Efectos del clima. Humedad y Desarrollo.
2. Población y Producto Interno Bruto Mundial 1991.
3. Productividad relativa en los países con mayor producto 1991. Gráfica.
4. Población y Superficie Mundial 1991.
5. Densidad demográfica de los países más poblados 1991.
6. El Oasis de América (Mapa).
7. México: Geografía, Cultura y Desarrollo en los '90. (2)
8. México Distribución regional del Ingreso 1970-1988 (Curva de Lorenz)
9. México: Población y Obra Pública 1910-1994. (2)
10. México: Población y Obra Pública 1910-1994. TMAC (2)
11. México: Inflación y PIB 1960-1993.
12. México: Indicadores de Marginación Nacional 1940-1990.(Censos)
13. México: Participación de los salarios con respecto al PIB 1950-1992.
14. México: Salario mínimo nominal en dólares (1981=100) 1940-1970, gráfica y cuadro.
15. México: Salario mínimo nominal en dólares (1981=100) 1970-1994. Gráfica y Cuadro.
16. México: Distribución del ingreso por deciles 1950-1989. Cuadro y Gráfica-
17. México: Tipología de Productores Agropecuarios por Entidad Federativa 1983.
18. México: Población Ocupada y Producto Percápita por Ramas Económicas 1963-1989.
19. México: Productividad relativa por Rama de Actividad 1963-1989.
20. México: Indicadores de Carga Fiscal y Coeficiente de deuda Pública Federal/PIB. 1934-1994 (2).
21. México: Carga fiscal y Coeficiente de Endeudamiento Gráfica 1934-1994.
22. México: Fuente de los Ingresos Federales en Términos de Porcentaje para años seleccionados 1869-1989.
23. México: Gastos efectivos del Gobierno Federal, según el carácter político de la función 1910-1992.
24. México: Gasto relativo del Gobierno Federal. 1910-1992 Gráfica.

25. México: Estructura de la Cuenta Corriente 1940-1994. (2).
26. Inversión extranjera directa en México 1939-1994.
27. México: Inflación y Tasas de Interés 1968-1994.
28. Ocupación u Desocupación en México 1995.
29. Distribución de la Población Ocupada 1995.

EFFECTOS DEL CLIMA

HUMEDAD Y DESARROLLO



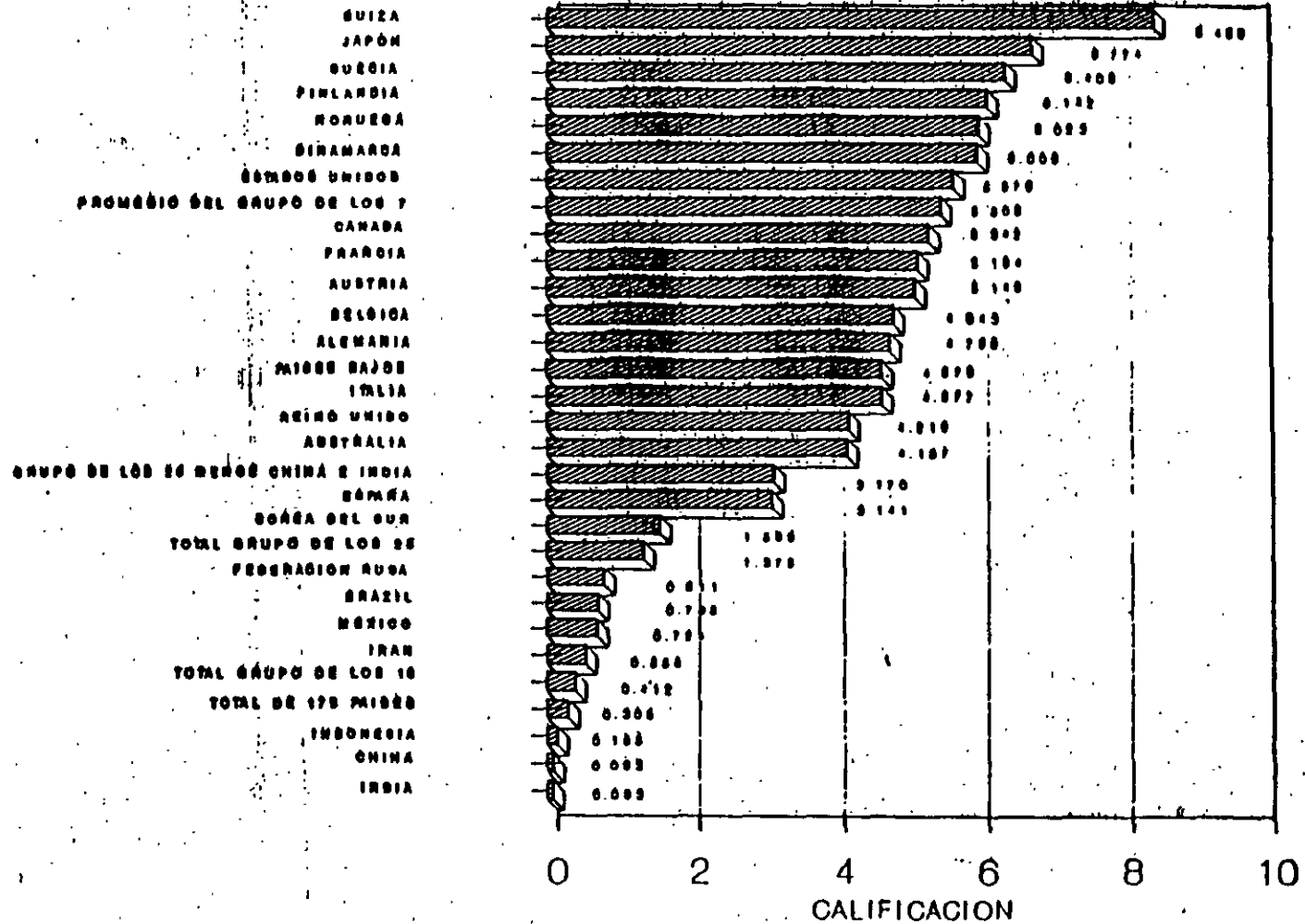
Buen pasto tropical entre el cual hay hierba guinea

POBLACION Y PRODUCTO INTERNO BRUTO MUNDIAL EN 1991
(MILL. DE PERSONAS Y DE DOLARES) - CUADRO 2.

	PAIS	POBLACION MILL. PERSONAS	(1) (%)	P.I.B. MILES DE MILLS. DE DOLARES	(2) (%)	(3)-(2) PRODUCTIVIDAD RELATIVA	PRODUCTO PERCAPITA DOLARES
1.-	ESTADOS UNIDOS	252.0	4.730	5,688.0	26.881	5.679	22,564
2.-	JAPON	124.0	2.327	3,337.2	15.765	6.774	26,913
3.-	ALEMANIA	79.6	1.494	1,516.8	7.165	4.796	19,055
4.-	FRANCIA	56.7	1.064	1,167.7	5.516	5.184	20,595
5.-	ITALIA	57.7	1.083	1,072.2	5.065	4.677	18,582
6.-	REINO UNIDO	57.5	1.079	963.7	4.553	4.219	16,760
7.-	CANADA	28.8	0.503	568.8	2.687	5.342	21,223
	TOTAL DEL GRUPO (7)	654.3	12.280	14,312.4	67.612	5.506	21.874
8.-	ESPAÑA	39.0	0.732	486.6	2.299	3.141	12,477
9.-	FEDERACION RUSA	148.9	2.795	479.5	2.265	0.811	3,221
10.-	BRAZIL	153.2	2.875	447.3	2.113	0.735	2,920
11.-	CHINA	1,150.1	21.585	424.0	2.003	0.093	0,369
12.-	AUSTRALIA	17.3	0.325	287.8	1.359	4.187	18,634
13.-	INDIA	865.0	16.234	284.7	1.345	0.083	0,329
14.-	PAISES BAJOS	15.0	0.282	278.8	1.317	4.679	18,589
15.-	COREA DEL SUR	43.2	0.811	274.5	1.297	1.599	6,353
16.-	MEXICO	87.8	1.648	252.4	1.192	0.724	2,874
17.-	SUIZA	6.7	0.128	225.9	1.067	8.486	33,715
18.-	SUECIA	8.6	0.161	218.9	1.034	6.408	25,457
19.-	BELGICA	10.0	0.188	192.4	0.909	4.843	19,240
20.-	AUSTRIA	7.7	0.145	157.5	0.744	5.149	20,455
21.-	IRAN	57.8	1.085	127.4	0.602	0.555	2,204
22.-	FINLANDIA	5.0	0.094	122.0	0.576	6.142	24,400
23.-	DINAMARCA	5.1	0.096	121.7	0.575	6.006	23,863
24.-	INDONESIA	181.4	3.405	111.4	0.526	0.155	0,614
25.-	NORUEGA	4.3	0.081	102.9	0.486	6.023	23,930
	TOTAL DEL GRUPO (18)	2,806.1	52.665	4,595.7	21.710	0.412	1.638
	TOTAL DE LOS GRUPOS (25)	3,460.4	64.945	18,908.2	89.322	1.375	5.464
	(MENOS CHINA E INDIA (23))	1,445.3	27.125	18,199.5	85.975	3.170	12,592
	RESTO DE LOS PAISES (175)	1,867.8	35.055	2,260.3	10.678	0.305	1,210
	TOTAL DE LOS PAISES (200)	5,328.2	100.000	21,168.5	100.000	1.000	3,973

FUENTE: THE WORLD BANK ATLAS: 25TH ANNIVERSARY EDITION, 1992 WORLD BANK

PRODUCTIVIDAD RELATIVA EN LOS PAISES CON MAYOR PRODUCTO EN 1991



SUENTE: THE WORLD BANK ATLAS: 20TH EDITION, 1992. WORLD BANK.

POBLACION Y SUPERFICIE MUNDIAL 1991

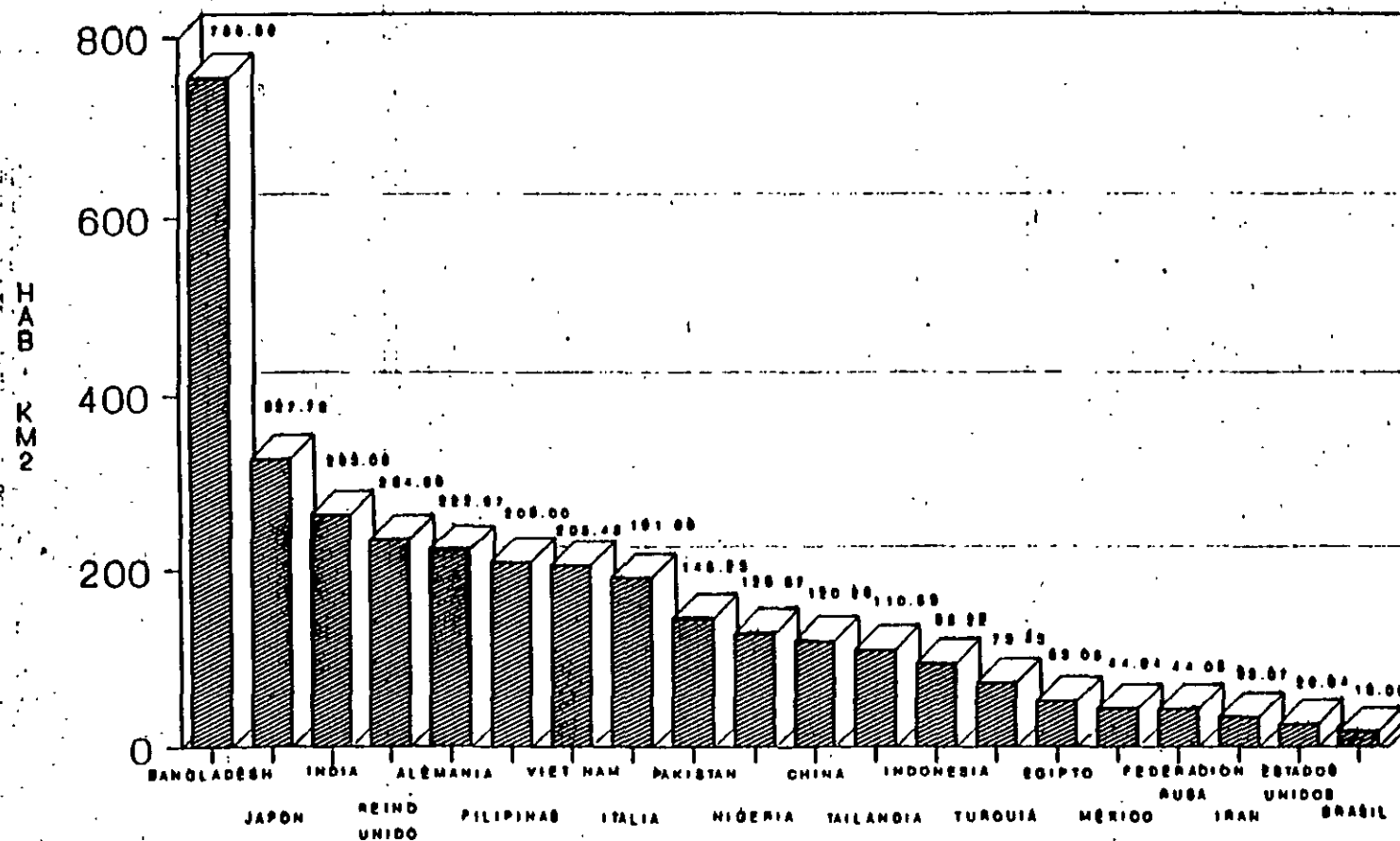
CUADRO 4

	PAISES MAS POBLADOS	POBLACION (MILES PERSONAS) 1991	POBLACION ESTRUCTURA %	SUPERFICIE MILES KMS. 1990	SUPERFICIE ESTRUCTURA %	DENSIDAD DEMOGRAFICA HABITANTES x KM2.
1	CHINA	1,150,100.0	21.37	9,581	7.1703	120.29
2	INDIA	865,000.0	16.07	3,288	2.4658	263.08
3	ESTADOS UNIDOS	252,000.0	4.68	9,373	7.0293	26.89
4	INDONESIA	181,400.0	3.37	1,905	1.4287	95.22
5	BRASIL	153,200.0	2.85	8,512	6.3836	18.00
6	FEDERACION RUSA	148,900.0	2.77	3,380	2.5348	44.05
7	JAPON	123,900.0	2.30	378	0.2835	327.78
8	NIGERIA	118,800.0	2.21	924	0.6930	128.57
9	PAKISTAN	115,600.0	2.15	796	0.5970	145.23
10	BANGLADESH	108,800.0	2.02	144	0.1080	755.56
11	MEXICO	87,800.0	1.63	1,958	1.4684	44.84
12	ALEMANIA	79,600.0	1.48	357	0.2677	222.97
13	VIET NAM	67,800.0	1.26	330	0.2475	205.45
14	FILIPINAS	62,700.0	1.16	300	0.2250	209.00
15	IRAN	57,800.0	1.07	1,648	1.2359	35.07
16	ITALIA	57,700.0	1.07	301	0.2257	191.69
17	REINO UNIDO	57,500.0	1.07	245	0.1837	234.69
18	TURQUIA	57,200.0	1.06	779	0.5842	73.43
19	TAILANDIA	56,700.0	1.05	513	0.3847	110.53
20	EGIPTO	53,100.0	0.99	1,001	0.7507	53.05
	SUMA 20 PAISES	3,855,600.0	71.64	45,693	34.27	84.38
	RESTO 180 PAISES	1,528,600.0	27.64	87,649	65.73	17.42
	TOTAL MUNDIAL (200 PAISES)	5,382,200.0	100.00	133,342	100.00	40.36

FUENTE POBLACION: THE WORLD BANK ATLAS 25TH. ANNIVERSARY EDITION 1992.

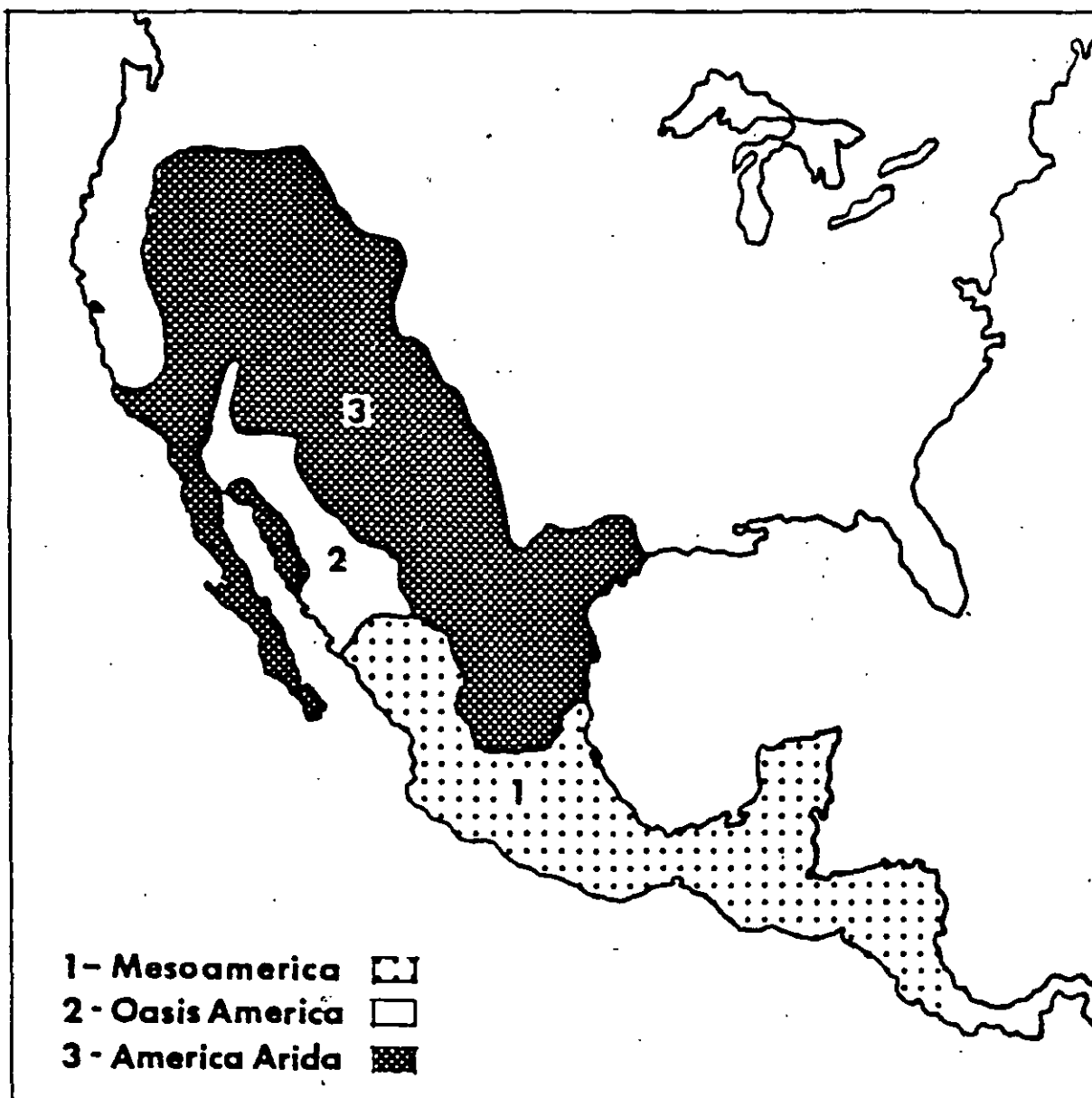
FUENTE SUPERFICIE: INDICADORES DEL DESARROLLO MUNDIAL INFORME SOBRE EL DESARROLLO MUNDIAL 1992.
LA SUPERFICIE DE RUSIA ES ESTIMADA.

DENSIDAD DEMOGRAFICA DE LOS PAISES MAS POBLADOS 1991



FUENTE: THE WORLD BANK ATLAS 88 1M. ANIVERSARY EDITION 1988.

EL OASIS DE AMERICA



Areas culturales de México

MÉXICO: GEOGRAFÍA, CULTURA Y DESARROLLO EN LOS '90
MESOAMÉRICA Y ARIDOAMÉRICA

	PIB '70-'88 CRECIMTO (2)	PIB '70-'88 PARTICIPN % (2)	PIB '81 MILLS. DLS.	POBLACN % 1990	POBLACN '81. MILLS (E)	PRODUCTO PERCAPITA '81 DLS	POB. ECO. ACTIVA '89 MILES	TASA DE DESEMPLEO '89 (E)	TASA DE CRECIMTO POBL 70-90	HABITANTES POR KM2 1990	SUPERFICIE % (1)
TOTAL NACIONAL	4.20	100.00	252,406.27	100.00	82.75	2,783.44	26,016.80	10.40	3.26	42.27	100.00
I. ARIDOAMÉRICA	4.20	28.70	72,433.37	29.50	24.42	2,887.58	7,127.00	8.40	3.66	41.88	59.80
1 AGUASCALIENTES	5.50	0.64	1,615.24	0.90	0.74	2,168.57	188.40	7.00	5.39	128.76	0.30
2 BAJA CALIFORNIA	3.40	2.55	6,435.72	2.00	1.68	3,888.18	475.20	7.00	4.33	23.65	3.60
3 BAJA CALIFORNIA SUR	4.70	0.43	1,085.24	0.40	0.33	3,278.27	82.40	7.00	6.84	4.31	3.70
4 CHIHUAHUA	3.30	3.11	7,849.05	3.00	2.48	3,161.37	738.20	7.00	2.45	9.87	12.60
5 COAHUILA	3.70	2.71	6,839.53	2.40	1.99	3,443.45	570.20	7.00	3.66	13.01	7.70
6 DURANGO	4.10	1.30	3,280.95	1.70	1.41	2,332.01	420.80	17.50	2.09	11.30	6.10
7 GUANAJUATO	3.90	3.17	8,000.48	4.90	4.08	1,972.87	1,152.40	11.40	3.58	130.12	1.60
8 NUEVO LEÓN	3.20	5.80	14,638.10	3.80	3.14	4,654.58	947.10	7.00	3.92	47.81	3.30
9 QUERÉTARO	5.80	0.92	2,321.91	1.30	1.08	2,158.15	264.20	7.00	5.35	88.73	0.60
10 SAN LUIS POTOSÍ	4.20	1.49	3,760.48	2.50	2.07	1,817.53	826.90	15.80	2.67	31.85	3.20
11 SONORA	5.50	2.73	6,890.00	2.20	1.82	3,784.22	570.70	3.30	3.13	9.85	9.40
12 TAMAULIPAS	3.40	3.01	7,596.67	2.80	2.32	3,278.27	735.80	8.20	2.58	28.11	4.10
13 ZACATECAS	2.90	0.84	2,120.00	1.60	1.32	1,601.02	354.70	17.00	1.65	17.03	3.80

	PIB '70-'88 CRECIMTO (2)	PIB '70-'88 PARTICIPN % (2)	PIB '81 MILLS. DLS.	POBLACN % 1990	POBLACN '81. MILLS (E)	PRODUCTO PERCAPITA '81 DLS	POB. ECO. ACTIVA '89 MILES	TASA DE DESEMPLEO '89 (E)	TASA DE CRECIMTO POBL 70-90	HABITANTES POR KM2 1990	SUPERFICIE % (1)
MESOAMÉRICA TOTAL	4.60	71.30	179,872.80	70.50	58.33	2,630.11	18,884.80	11.20	4.56	670.88	40.20
II. MESOAMÉRICA ALTA	4.90	43.41	109,331.46	32.10	26.55	3,009.88	8,179.80	12.83	3.76	1,100.03	4.40
1 DISTRITO FEDERAL	4.30	27.80	70,197.18	10.20	8.44	8,314.52	3,903.20	25.20	0.95	5,494.67	0.10
2 HIDALGO*	4.10	1.29	3,255.71	2.30	1.90	1,710.40	595.20	17.20	2.73	89.61	1.10
3 MÉXICO	5.80	9.58	24,178.10	12.10	10.01	2,414.44	2,839.90	7.00	7.43	457.38	1.10
4 MORELOS	3.80	1.03	2,599.52	1.50	1.24	2,094.03	358.00	4.40	4.46	241.93	0.30
5 PUEBLA	4.00	3.12	7,874.29	5.10	4.22	1,865.61	1,274.40	15.20	3.06	121.41	1.70
6 TLAXCALA	7.50	0.49	1,236.67	0.90	0.74	1,660.31	206.20	6.20	3.91	195.12	0.20

	PIB '70-'88 CRECIMTO (2)	PIB '70-'88 PARTICIPN % (2)	PIB '81 MILLS. DLS.	POBLACN % 1990	POBLACN '81. MILLS (E)	PRODUCTO PERCAPITA '81 DLS	POB. ECO. ACTIVA '89 MILES	TASA DE DESEMPLEO '89 (E)	TASA DE CRECIMTO POBL 70-90	HABITANTES POR KM2 1990	SUPERFICIE % (1)
III. MESOAMÉRICA BAJA	4.50	27.89	70,541.46	38.40	31.78	2,268.38	9,712.70	9.97	4.94	41.34	35.80
1 CAMPECHE	4.40	0.45	1,135.71	0.60	0.50	2,287.16	158.30	6.60	5.28	10.20	2.60
2 COLIMA	5.10	0.48	1,211.43	0.50	0.41	2,927.57	128.10	7.00	3.62	77.85	0.30
3 CHIAPAS	5.60	1.93	4,870.95	3.90	3.23	1,509.14	884.80	3.10	4.87	43.38	3.80
4 JALISCO*	4.00	8.94	17,515.24	6.50	5.38	3,255.98	1,666.00	7.90	2.86	65.87	4.10
5 GUERRERO	3.40	1.60	4,038.10	3.20	2.65	1,524.78	847.40	26.70	3.08	41.10	3.20
6 MICHOACÁN	3.90	2.49	6,284.29	4.40	3.64	1,725.77	1,028.50	13.80	2.48	9.03	3.00
7 NAYARIT	3.10	0.76	1,918.10	1.00	0.83	2,317.66	247.60	7.10	2.37	29.55	1.40
8 OAXACA	4.50	1.41	3,558.57	3.70	3.06	1,162.13	1,011.30	24.70	2.38	31.68	4.80
9 SINALOA*	3.60	2.39	6,031.91	2.70	2.23	2,699.42	669.80	3.30	3.54	38.08	3.00
10 QUINTANA ROO	9.80	0.36	908.57	0.60	0.50	1,829.73	155.20	3.00	22.32	9.80	2.60
11 TABASCO	10.60	2.44	6,158.10	1.90	1.57	3,916.27	385.90	0.20	4.56	60.87	1.30
12 VERACRUZ	2.90	5.55	14,007.15	7.70	6.37	2,198.05	2,116.40	17.70	3.00	85.36	3.70
13 YUCATÁN	4.30	1.19	3,003.33	1.70	1.41	2,134.69	433.40	7.20	3.81	34.66	2.00

1. SUPERFICIE CONTINENTAL DE LA REPÚBLICA MEXICANA 1'967,183 KM2

2. MEDIA ARITMÉTICA

*ESTADOS QUE FORMAN PARTE DE MESOAMÉRICA Y ARIDOAMÉRICA.

EN BASE A ESTUDIOS DE: INEGI, CENSOS DE POBLACIÓN, CENSO ESTADÍSTICO 4o INFORME DE GOB. 1992, CIDE, ATLAS DE MÉXICO Y CO

MÉXICO: GEOGRAFÍA, CULTURA Y DESARROLLO EN LOS '90
MESOAMÉRICA Y ARIDOAMÉRICA

	% PRODUCTOS EXCEDENTARIOS '83 EJIDOS Y COMUNIDADES	% PRODUCTOS PEQUEÑOS PROPIETARIOS	% DE POBLACION ANALFABETA 1990	16 AÑOS Y MAS SIN PRIMARIA COMPLETA '90	% POBLACION OCUPADA HASTA 2 SALARIOS MÍN '90	% OCUPANTES VIVIENDA S/AGUA ENTUBADA '90	% POBLACION EN LOCS C/MENOS DE 6000 HABITANTES 1990	% OCUPANTES EN VIVIENDA S/ENERGÍA ELÉCTRICA '90
TOTAL NACIONAL	20.80	14.60	12.50	38.80	83.22	20.40	37.40	13.10
II: ARIDOAMÉRICA	47.00	40.54	8.43	34.52	69.69	14.94	31.84	12.07
AGUASCALIENTES	70.00	64.00	7.06	33.85	62.53	4.18	26.97	4.97
BAJA CALIFORNIA	100.00	100.00	4.68	24.01	39.96	19.59	11.95	10.49
BAJA CALIFORNIA SUR	100.00	100.00	5.39	27.77	54.06	10.17	25.60	11.10
CHIHUAHUA	54.00	45.00	6.12	30.86	52.81	11.96	25.57	13.23
COAHUILA	30.00	22.00	5.48	28.18	60.89	7.78	17.13	5.24
DURANGO	25.00	18.00	6.99	39.49	67.65	14.98	49.29	13.73
GUANAJUATO	41.00	33.00	16.57	46.91	61.32	16.77	40.82	12.50
NUEVO LEÓN	21.00	16.00	4.65	23.18	58.74	6.70	9.48	3.55
QUERÉTARO	34.00	24.00	15.37	39.60	60.48	16.43	47.68	15.65
SAN LUIS POTOSÍ	4.00	3.00	14.95	44.51	71.14	33.77	49.90	27.98
SONORA	80.00	73.00	5.62	29.08	52.70	8.52	25.99	9.24
TAMAULIPAS	50.00	28.00	6.86	32.15	61.07	18.68	21.51	15.90
ZACATECAS	2.00	1.00	9.88	49.13	72.70	24.69	62.08	13.30

MESOAMÉRICA TOTAL	10.00	7.00	14.83	38.73	85.30	21.06	38.80	12.68
II: MESOAMÉRICA ALTA	15.00	9.50	12.67	33.95	85.88	16.20	32.71	8.16
DISTRITO FEDERAL	0.00	0.00	4.00	16.77	60.47	3.33	0.32	0.76
HIDALGO*	7.00	5.00	20.69	45.73	73.70	29.86	62.88	22.60
MÉXICO	14.00	10.00	9.03	28.74	62.73	14.70	21.30	6.44
MORELOS	46.00	35.00	11.95	33.98	59.50	11.37	26.56	3.96
PUEBLA	10.00	7.00	19.22	44.90	72.41	29.22	46.45	15.47
TLAXCALA	13.00	9.00	11.13	33.60	72.33	8.73	38.73	5.64

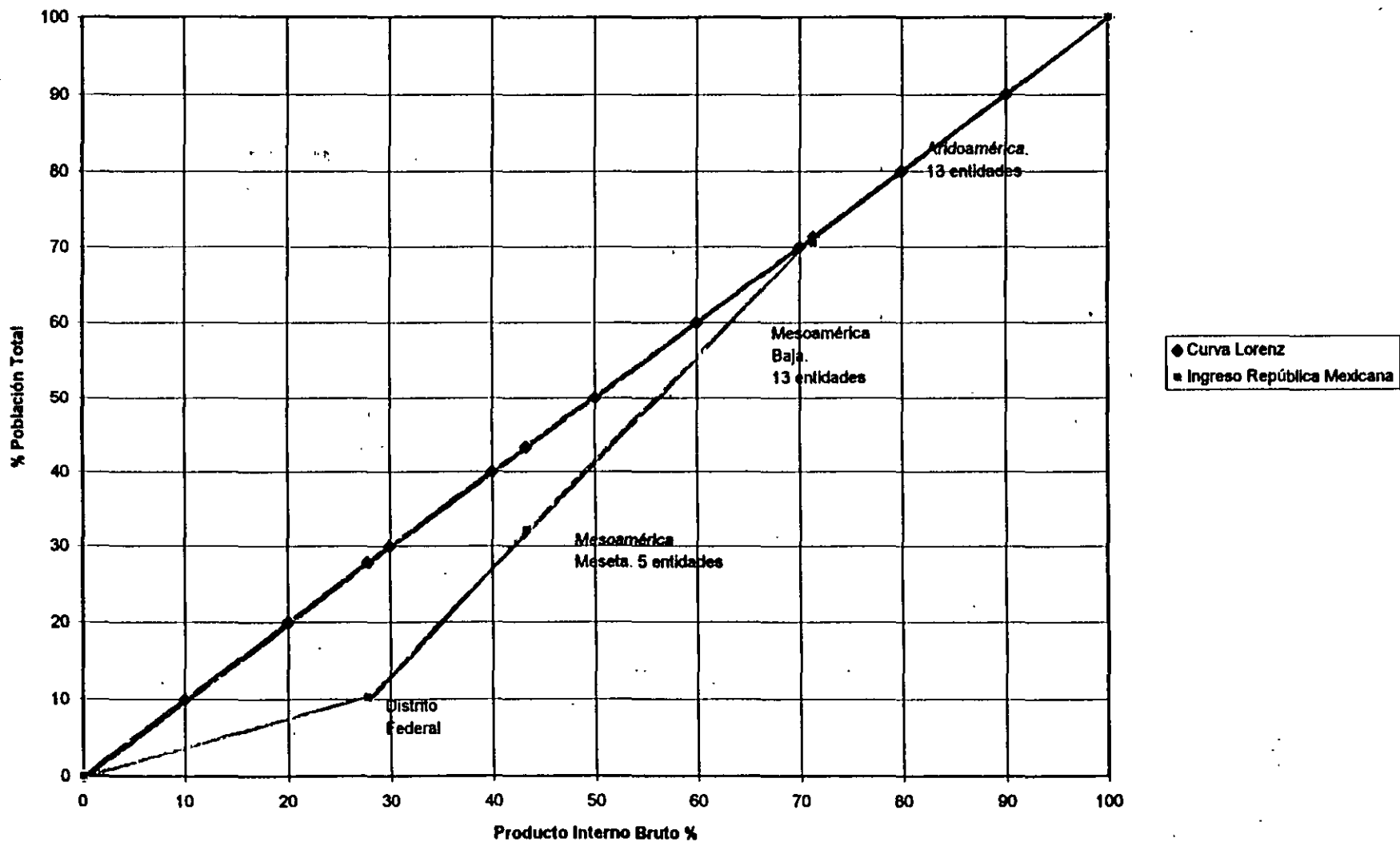
III: MESOAMÉRICA BAJA	11.36	8.54	16.60	46.51	83.84	27.71	46.09	16.01
CAMPECHE	0.00	0.00	15.40	44.82	68.07	29.52	36.21	15.02
COLIMA	24.00	16.00	9.30	36.02	50.40	6.61	22.39	5.82
CHIAPAS	4.00	2.00	30.12	62.08	80.08	42.09	66.56	34.92
JALISCO*	17.00	12.00	8.90	35.92	55.49	13.80	23.02	7.87
GUERRERO	0.00	0.00	26.87	50.36	67.81	44.03	56.13	22.63
MICHOACÁN	19.00	14.00	17.32	48.56	59.98	20.90	46.34	13.13
NAYARIT	18.00	14.00	11.34	41.67	53.63	16.11	48.78	8.67
OAXACA	0.00	0.00	27.54	56.70	78.73	42.21	69.62	23.81
SINALOA*	53.00	44.00	9.86	37.40	55.61	19.45	43.46	8.99
QUINTANA ROO	0.00	0.00	12.30	38.80	49.17	10.49	33.39	15.39
TABASCO	0.00	0.00	12.67	43.94	65.49	43.82	57.52	15.45
VERACRUZ	12.00	8.00	18.26	47.59	71.85	41.91	50.39	27.17
YUCATÁN	1.00	1.00	15.86	47.82	73.61	29.35	32.36	9.20

CUADRO 2/2

*ESTADOS QUE FORMAN PARTE DE MESOAMÉRICA Y ARIDOAMÉRICA.

EN BASE A ESTUDIOS DE: INEGI, CENSOS DE POBLACION, ANEXO ESTADÍSTICO 4o INFORME DE GOB. 1992, CIDE, ATLAS DE MÉXICO Y CONAPO.
OLIVER RODRIGUEZ, JESÚS ALBERTO. MÉXICO: FORMACIÓN SOCIOECONÓMICA Y POLÍTICA. ENSAYOS 1988-1995.

México: Distribución del Ingreso 1970-1988



Fuente: Estudios de la Desagregación Geográfica del PIB por Entidad. 1970-1988. A. Pulido Guadalupe y J. A. Hernández Rivas. INEGI 1989.

MEXICO: POBLACION Y OBRA PUBLICA 1910 - 1994

cuatro l

TRANSPORTE AEREO	1910	1940	1960	1980	1988	1990	1991	1994 e/
AEROPISTAS				1244	1776	2086	2344	2523
PISTAS FEDERALES								
AEROPUERTOS			34	50	78	82	82	83
AVIONES REGISTRADOS				4859	5164	5874	6123	6526
OPERACIONES AEREAS (miles)			70	1280	967			1286
PASAJEROS TRANSPORTADOS (miles)			4673 11/	26585	25758	33406	36141	51689
PASAJEROS NACIONALES (miles)			2852 11/	19784	17100	22487	24903	35638
PASAJEROS INTERNACIONALES (miles)			1821 11/	6801	8658	10919	11238	16053
CARGA (miles de toneladas)			73	165	151			241
COMUNICACIONES	1910	1940	1960	1980	1988	1990	1991	1994
OFICINAS DE CORREO	2872	3804	4699	6044	6071			7458
CORRESPONDENCIA (miles de piezas)	201661	319359	924681	1029139	751164			980000
OFICINAS DE TELEGRAFOS	525	1086	1673	3350	2442			2634
LINEAS DESARROLLADAS (km)	74254	110352	127087 8/	138035				
CANALES DESARROLLADOS					72030			91800
MENSAJE TELEGRAFICO	4779653	10194527	28912000	52912000	46443000			27000000
TELEFONOS (aparatos)	12941	179528	531958	5024161	8665312		11113000	11779780
EDUCACION (alumnos)	1907	1940	1960	1980	1988	1990	1991	1994
BASICA	666723	891328	5807236	18771732	22120300			18986900
MEDIA SUPERIOR	5782	77572 8/	106200	1265741	2197200			2315000
SUPERIOR	9984	22908 5/	28100	937789	1130300			1240800
INFRAESTRUCTURA PRODUCTIVA	1910	1940	1960	1980	1988	1990	1991	1994
CAPACIDAD DE ALMACENAMIENTO DE AGUA (m3)		5207200	21300000	20588000	19786000			36862000
CAPACIDAD INSTALADA DE ENERGIA ELECTRICA (meg.watts)	99	681	3058	14625	23954			31817
CAPACIDAD NOMINAL DE REFINACION DE PETROLEO (barriles/dia, miles de barriles)	114000 3/	141400	459400	2952000	3909000			4153000
PRODUCCION DE PETROLEO CRUDO (miles de barriles)	3634	44045	89048	708593	914909			1009000
POBLACION Y OTROS	1910	1940	1960	1980	1988	1990	1991	1994
POBLACION TOTAL (Republica Mexicana)	15160369	19653552	34923129	66846833	79139989	81140922		87389625
POBLACION AREA CONURBADA (A C)						14343743		
DENSIDAD DEMOGRAFICA (A C)						588 8		
POBLACION (Distrito Federal)	720753	1757530	4870876	8831079	8355788	8236960		7999320
DENSIDAD DEMOGRAFICA (Distrito Federal)						5569 3		5408 8
PRODUCTO INTERNO BRUTO (1980=100) (M N \$)	249 8	371 4	1197 1	4470 1	4883 7	5271 8		5520 1
SALARIO MINIMO (Dolares)	0 24	0 28	0 65	6 14	3 17			4 4
INVERSION EXTRANJERA DIRECTA (mil de dts)	22 3 4/	9 3	78 4	6458 8	24087 4	30309 5	33874 5	46094 1
INVERSION EXTRANJERA DIRECTA EN EL MERCADO DE VALORES (millones de dts)	N D	N D	N D	N D	4140 9/	1 256 0	6 332 0	4315 5 10/
INVERSION EXTRANJERA DIRECTA -- FIJA (millones de dolares)	N D	N D	N D	N D	26173 1 9/	29053 5	27542 5	41778 6
MEDIO CIRCULANTE (M I) (M N)	0 39	1 1	18 3	492 1	22312			2234303
INFLACION	N D	N D	2 2 e/	29 8	51 7	29 9		5 0

	1930	1940	1950	1960	1970	1980	1990	1991	1994
ROMPEOLAS (metros)				11617		23323	27823	27823	32952
ESCOLLERAS (metros)				27418		28960	29077	29255	29817
ESPIGONES (metros)				10797		18323	18323	121059	81842
PUERTOS DE ALTURA				25		27	31	32	33
PUERTOS DE CABOTAJE				110		80	90	90	79
PATIOS (m2)				1206663		1993926	1993926	2060148	2351459
COBERTIZOS (m2)				54737		61941	61941	61941	64856
BODEGAS (m2)				239944		311200	311200	319280	344792
OPERACIONES									
CARGA ENTREGADA (Miles de Tons)	2078	1738	5238	33670		43044	52898	52540	57338
CARGA SALIDA (Miles de Tons)	790	4590	8328	52538		119213	122738	128011	153130
PASAJEROS ENTRADA	N D	50619	12784	825008		1485721	2346188	3145402	3158832
PASAJEROS SALIDA	N D	43972	12223	729678		1487605	2341402	3144271	3188604

	1910	1940	1960	1980	1980	1990	1991	1994
LONGITUD TOTAL DE VIAS (Km)	10748	22978.7	23369	25510		26399	26361	26445
PASAJEROS/Km (Miles)	2134382 1/	1861464	4127930	5296408		5619200	5336321	3833000
TONELADAS/Km. (Miles de Tons)	2282046 1/	5763819	14004412	41323305		41177333	38417114	32952398
FUERZA TRACTIVA (Miles de HP) 8/	20858 2/	18782	23021	3678		4341	4221	4311
NUMERO DE UNIDADES (Locomotoras)	1623 2/	1333	1158	1635		1742	1677	1700
EQUIPO DE CARGA 7/	20268 2/	20302	23570	48613		48968	46602	44003
EQUIPO DE PASAJEROS	899 2/	1222	785	1099		964	939	836

	1930	1940	1960	1980	1980	1990	1991	1994
CARRETERAS (Federales y Autopistas) (Km. Acumulados)	541	4781	28978	66920		81358	83925	85931

	1924	1940	1960	1980	1980	1990	1991	1994
AUTOTRANSPORTE								
VEHICULOS REGISTRADOS								
AUTOS	35531	93632	483101	4256545		5806984	6839337	7053040
CAMION DE PASAJEROS	4802	10141	28128	75719		88568	94575	98109
CAMION DE CARGA	5525	41935	293423	1505560		2435952	2982081	3247562
CARGA Y PASAJE	10327	52076	319547	1581278		2522518	3076658	3345675
MOTOCICLETAS	612	3747	24367	342024		218207	249722	262355
BICICLETAS	28972	74447	473991	779345		N D	N D	N D

	1910	1940	1960	1980	1980	1990	1991	1994
SECTOR SALUD								
MEDICO X C / 1000 Habls				1		1		8
CAMA X C / 1000 Habls.				1		1		1

1/ Corresponde al año de 1921.
2/ Corresponde al año de 1930
3/ Corresponde al año de 1938

4/ Corresponde al año de 1939
5/ Corresponde al año de 1949
6/ Corresponde al año de 1959

7/ Furgones, Jaulas, Gondolas, Tolvas,
Tanques Refrigeradores, Cnbiuses,
Plataformas y Remolques
8/ A partir de 1965 ya no corren locomotoras de vapor

9/ Corresponde al año de 1989
10/ Al Mes de Julio
11/ Corresponde al año de 1967
e/ Cifras Estimadas
N D No Disponible

FUENTES:

Estadísticas Históricas de México, Tomo I y II INEGI, 1990
Anuario Estadístico de los Estados Unidos Mexicanos, INEGI, 1992
Anexo Estadístico del VI Informe de Gobierno 1994

Coordinación: Jesús Alberto Olivér Rodríguez
Integración Estadística:
Ramiro Pecina Sandoval
Laura Cerón Martínez
Alfonso Mayo Vázquez
Jorge H. Alejo Carranza
Jesús Aguilar García

MEXICO: POBLACION Y OBRERA PUBLICA 1910-1994

Cuadro 2

Tasa Media Anual de Crecimiento

	1910-1940	1940-1960	1960-1980	1980-1994	1910-1994
TRANSPORTE AEREO					
AEROPISTAS		10.4	2.1	4.5	8.0
PISTAS FEDERALES		2.2	7.5	2.6	
AEROPUERTOS				5.7	(12.9)
AVIONES REGISTRADOS			7.2	2.8	4.0
OPERACIONES AEREAS (mln)			15.6	(3.4)	4.9
PASAJEROS TRANSPORTADOS (mln)	18.2	16.2	91.8 J	(0.4)	12.3
PASAJEROS NACIONALES (mln)			102.8 J	(1.6)	13.0
PASAJEROS INTERNACIONALES (mln)			88.8 J	(3.1)	10.8
CARGA (mln de toneladas)	32.2	14.3	4.2	(1.1)	8.1
COMUNICACIONES					
OFICINAS DE CORREO	09	11	13	0.06	3.5
CORRESPONDENCIA (mln de papeles)	15	55	05	(3.9)	4.5
OFICINAS DE TELEGRAFOS	25	22	35	(3.9)	1.3
LINEAS DESARROLLADAS (km)	13	0.7	0.4 6 J		
CANALES DESARROLLADOS (km)				(7.6)	4.1
Mensaje TELEGRAFICO	28	5.4	3.0	(1.6)	(8.6)
TELEFONOS (aparatos)	92	5.6	11.8	7.1	5.3
EDUCACION (alumnos)					
BASICA	09 1 J	8.8	8.0	2.1	(2.5)
MEDIA SUPERIOR	6.4	28.8 J	13.2	7.1	0.8
SUPERIOR	2.0	10.8 J	18.2	2.4	1.8
INFRAESTRUCTURA PRODUCTIVA					
CAPACIDAD DE ALMACENAMIENTO DE AGUA (m ³)		7.3	(0.7)	(0.5)	10.9
CAPACIDAD INSTALADA DE ENERGIA ELEC- TRICA (mega-watts)	8.8	7.8	8.1	6.4	4.8
CAPACIDAD NOMINAL DE REFINACION DE PETROLEO (barriles/dia) (mln de barriles)	11.4 3 J	8.1	8.7	3.8	1.0
PRODUCCION DE PETROLEO CRUDO (mln de barriles)	8.7	4.1	10.3	3.2	1.8
POBLACION Y OTROS					
POBLACION TOTAL (Republica Mexicana)	09	29	3.4	2.1	1.7
POBLACION AREA CONURBADA (A C)					
DENSIDAD DEMOGRAFICA (A C)					
POBLACION (Distrito Federal)	3.0	5.2	3.0	(0.7)	(0.7)
PRODUCTO INTERNO BRUTO (1980=100) (M N S)	1.3	6.0	6.8	1.1	2.1
SALARIO MINIMO (Dolares)	0.5	4.3	11.9	(7.9)	4.4
INVERSION EXTRANJERA DIRECTA (mln de dls)	(58.3) 4 J	11.2	14.0	11.7	11.4
INVERSION EXTRANJERA DIRECTA EN EL MERCADO DE VALORES (mln de dls)					47.8 10
INVERSION EXTRANJERA DIRECTA FLUJ (mln de dolares)					8.1
MEDIO CIRCULANTE (M I) (M N)	3.5	15.1	17.8	18.1	35.0 8 J
INFLACION PROMEDIO	N D	N D	8.7	75.3	20.9

TRANSPORTE MARITIMO	1910 - 1940	1940 - 1960	1960 - 1980	1980 - 1988	1988 - 1994
ROMPEOLAS (metros)	1.1	1.7	0.8	91	59
ESCOLLERAS (metros)		1.0	4.0	07	05
ESPIGONES (metros)		3.7	5.4	66	283
PUERTOS DE ALTURA		2.9	2.4	10	34
PUERTOS DE CABOTAJE	0.5	4.1	2.5	(39)	(02)
PATIOS (m2)	2.4	5.2	10.8	65	28
COBERTIZOS (m2)		4.6	21.0	18	08
BODEGAS (m2)				33	17
OPERACIONES					
CARGA ENTREGADA (Miles de Tons)	(08)	57	98	31	49
CARGA SALIDA (Miles de Tons)	60	30	98	108	43
PASAJEROS ENTRADA		(66)	232	76	134
PASAJEROS SALIDA		(82)	227	91	138

TRANSPORTE FERROVIARIO	1910 - 1940	1940 - 1960	1960 - 1980	1980 - 1988	1988 - 1994
LONGITUD TOTAL DE VIAS (Km)	05	01	04	04	0
PASAJEROS/Km. (Miles)	(07) 2 /	4.1	17	07	(62)
TONELADAS/Km. (Miles de Tons)	50 2 /	45	56	(004)	(26)
FUERZA TRACTIVA (Miles de HP) & /	(10)	49	56 7 /	21	(32)
NUMERO DE UNIDADES (Locomotoras)	(19)	(07)	17	06	(39)
EQUIPO DE CARGA @ /	002	07	37	01	(51)
EQUIPO DE PASAJEROS	31	(22)	02	(12)	(66)

AUTOTRANSPORTE	1910 - 1940	1940 - 1960	1960 - 1980	1980 - 1988	1988 - 1994
CARRETERAS (Federales y Autopistas) (Km. Acumulados)	244	90	48	25	25

VEHICULOS REGISTRADOS	1910 - 1940	1940 - 1960	1960 - 1980	1980 - 1988	1988 - 1994
AUTOS	62	88	115	40	48
CAMION DE PASAJEROS	48	48	55	17	27
CAMION DE CARGA	135	102	85	62	85
CARGA Y PASAJE	106	95	83	80	64
MOTOCICLETAS	120	93	141	(55)	(07)
BICICLETAS	61	97	25	N D.	N D.

SECTOR SALUD	1910 - 1940	1940 - 1960	1960 - 1980	1980 - 1988	1988 - 1994
MEDICO X C / 1000 Habls.				0	414
CAMA X C / 1000 Habls				0	0

1 / Corresponde al periodo 1907 - 1940
 2 / Corresponde al periodo 1921 - 1940
 3 / Corresponde al periodo 1938 - 1940

4 / Corresponde al periodo 1939 - 1940
 5 / Corresponde al periodo 1949 - 1960
 6 / Corresponde al periodo 1959 - 1980

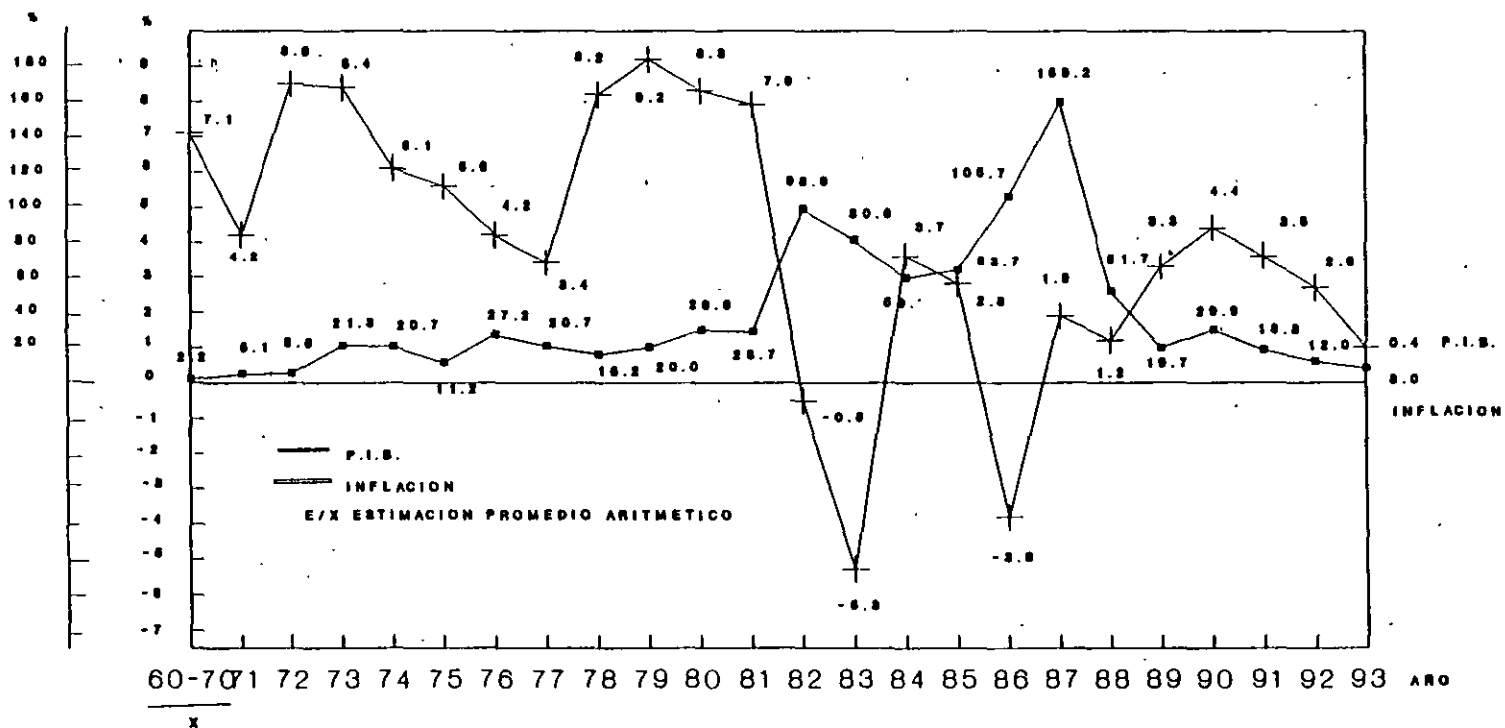
7 / Corresponde al periodo 1965 - 1980
 8 / Corresponde al periodo 1988 - 1993
 9 / Corresponde al periodo 1967 - 1980
 10 / Al Mes de Julio

N D. No Disponible.
 @ / Furgones, Jaulas, Gondolas, Tolvas, Tanques, Refrigeradores, Cabuses, Plataformas y Remolques.
 & / A partir de 1965 ya no corren locomotoras de vapor.

FUENTES:

Estadísticas Históricas de México, Tomo. I y II INEGI, 1990
 Anuario Estadístico de los Estados Unidos Mexicanos, 1992, INEGI
 Anuario Estadístico del Informe de Gobierno 1994

TASA DE VARIACION DEL P.I.B Y TASA DE INFLACION * 1960-1993 (PORCENTAJES)



* INDICE NACIONAL DE PRECIOS AL CONSUMIDOR

FUENTE: INDICADORES ECONOMICOS, BANXICO

ELABORADO POR: GERENCIA DE COMERCIO EXTERIOR Y

ESTUDIOS CANAME.

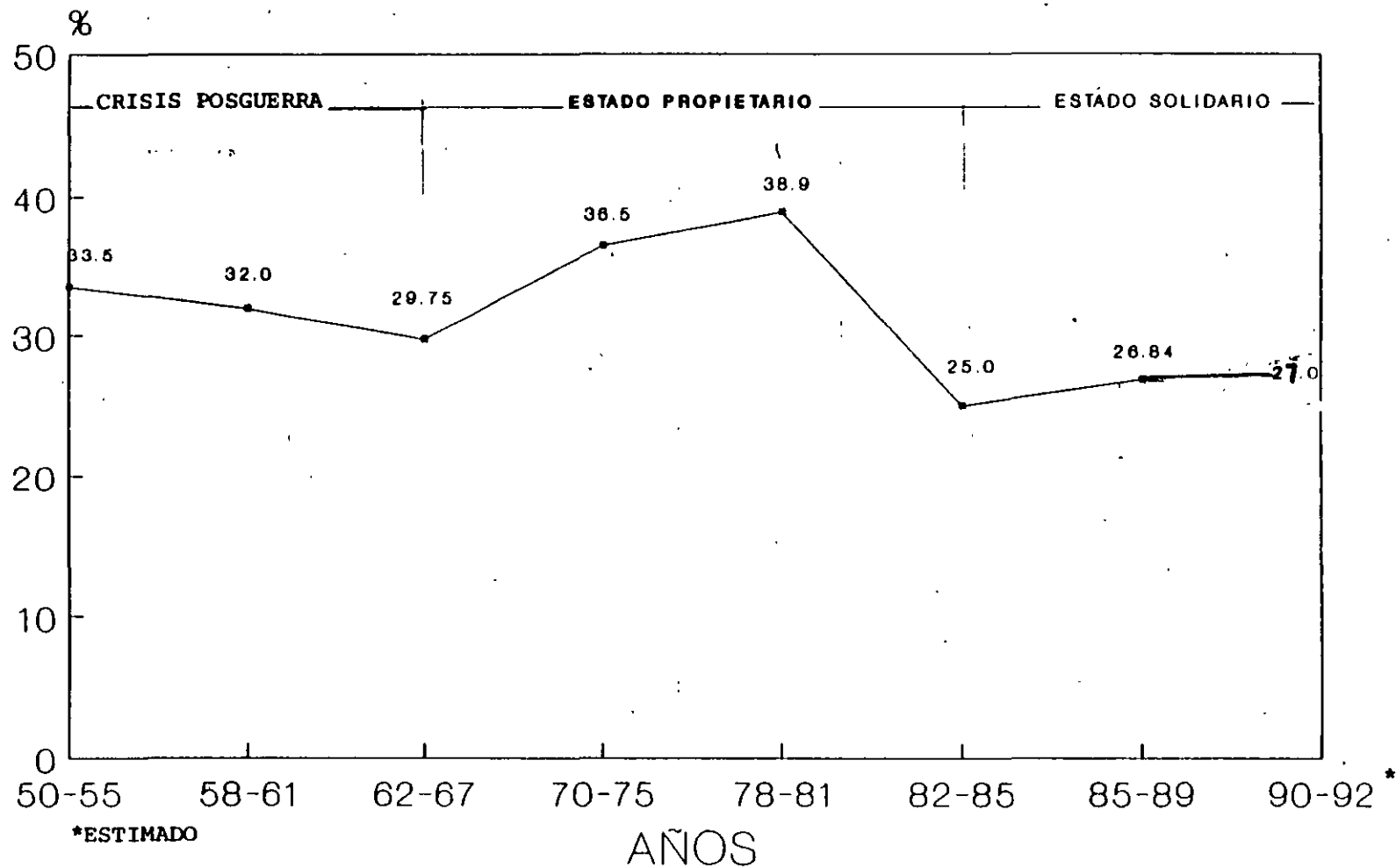
MEXICO: INDICADORES DE MARGINACIÓN NACIONAL 1940-1990.

	1940	1950	1960	1970	1980	1990
1.- % POBLACIÓN ANALFABETA	70.3	58.5	53.4	29.9	17.5	12.5
2.- % POBLACIÓN MAYOR DE 15 AÑOS SIN PRIMARIA COMPLETA.	28.9	30.9	38.9	57.0	18.1	38.9
3.- % OCUPACIONES EN VIVIENDA S/DRENAJE.			76.7	66.0	50.5	22.4
4.- % OCUPANTES EN VIVIENDA S/AGUA ENTUBADA.		60.0	72.5	44.3	31.2	20.4
5.- % POBLACIÓN EN VIVIENDA CON HACIMIENTO (MÁS DE 2 PERSONAS POR HABITACIÓN).			92.6	92.2	82.0	58.0
6.- % POBLACIÓN EN VIVIENDA C/PISO DE TIERRA.		56.4	N.D.	47.8	5.0	21.1
7.- % POBLACIÓN EN VIVIENDA S/E. ELECTRICA.				45.0	23.9	13.1
8.- % POBLACIÓN EN LOCALIDADES CON MENOS DE 5000 HABITANTES.					45.8	37.4
9.- % POBLACIÓN CON INGRESO MENOR A DOS SALARIOS MINIMOS.						63.2

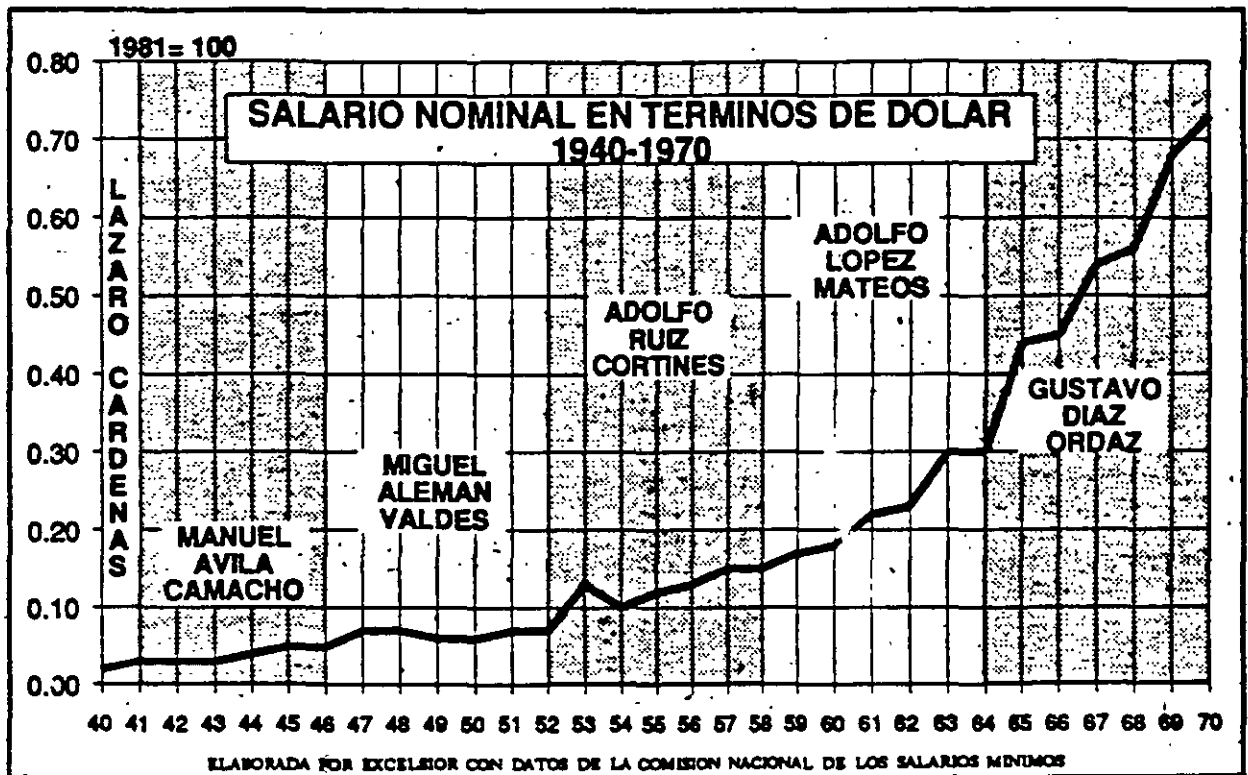
FUENTE: CENSOS GENERALES DE POBLACIÓN 1940-1980.

INDICES DE MARGINACIÓN MUNICIPAL 1990. CONAPO 1993.

MEXICO: PARTICIPACION DE LOS SALARIOS CON RESPECTO AL PIB 1950-1992



FUENTE: Sistema Nacional de Cuentas Nacionales (INEGI)



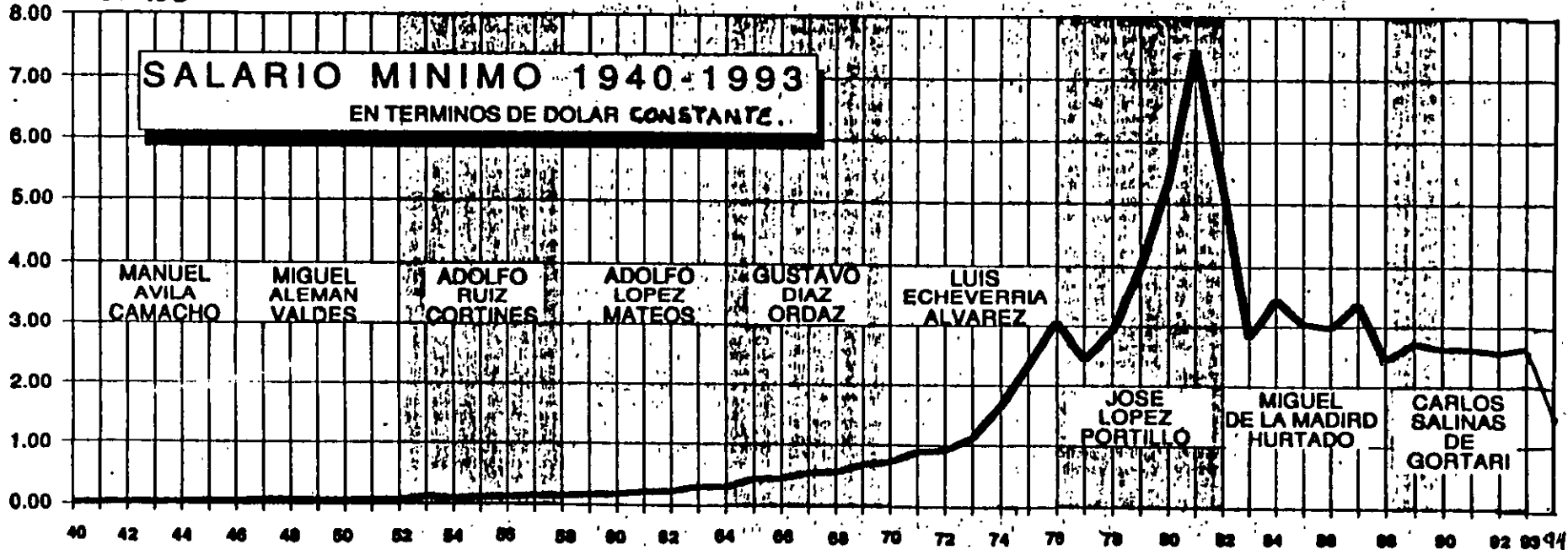
SALARIOS MINIMOS EN MEXICO 1940-1970 DOLARES CORRIENTES Y DOLARES CONSTANTES 1981

1940	1941	1942	1943	1944	1945	1946	1947	1948	1949	1950	1951	1952	1953	1954	1955	1956	1957	1958	1959	1960	1961	1962	1963	1964	1965	1966	1967	1968	1969	1970
SALARIOS MINIMOS PESOS		PARIDAD PESO/DOLAR PROMEDIO		SALARIO MINIMO DOLARES		INFLACION EN EU %		INDICE DE INFLACION EU 1981-100		SALARIO MIN DOLARES 1981-100																				
1.52	1.52	5.40	0.28	0.7	0.084	0.02																								
1.52	1.52	4.85	0.31	9.9	0.090	0.03																								
1.52	1.52	4.85	0.31	9.0	0.100	0.03																								
1.52	1.52	4.85	0.31	3.0	0.109	0.03																								
1.90	1.90	4.85	0.39	2.3	0.113	0.04																								
1.90	1.90	4.85	0.39	2.2	0.116	0.05																								
2.48	2.48	4.85	0.51	18.1	0.119	0.05																								
2.48	2.48	5.74	0.43	8.8	0.145	0.07																								
3.01	3.01	8.01	0.37	3.0	0.159	0.07																								
3.01	3.01	8.65	0.35	2.1	0.164	0.06																								
3.35	3.35	8.65	0.39	5.9	0.167	0.06																								
3.35	3.35	8.65	0.39	6.0	0.178	0.07																								
5.35	5.35	8.60	0.62	0.8	0.189	0.07																								
5.35	5.35	11.34	0.47	0.7	0.205	0.13																								
6.34	6.34	12.50	0.51	0.4	0.221	0.10																								
6.34	6.34	12.50	0.51	3.0	0.237	0.12																								
7.25	7.25	12.50	0.58	2.9	0.247	0.13																								
7.25	7.25	12.50	0.58	1.8	0.255	0.15																								
7.25	7.25	12.50	0.58	1.7	0.262	0.15																								
8.13	8.13	12.50	0.65	1.4	0.267	0.17																								
8.13	8.13	12.50	0.65	1.4	0.272	0.18																								
9.89	9.89	12.50	0.79	0.7	0.276	0.22																								
9.89	9.89	12.50	0.79	1.3	0.297	0.23																								
12.44	12.44	12.50	0.99	1.6	0.300	0.30																								
12.44	12.44	12.50	0.99	1.0	0.306	0.30																								
17.80	17.80	12.50	1.42	1.9	0.309	0.44																								
17.80	17.80	12.50	1.42	3.5	0.315	0.45																								
20.90	20.90	12.50	1.67	3.0	0.326	0.54																								
20.90	20.90	12.50	1.67	4.7	0.338	0.56																								
24.15	24.15	12.50	1.93	6.2	0.352	0.68																								
24.15	24.15	12.50	1.93	6.6	0.376	0.73																								

ELABORADO POR EXCELSIOR CON DATOS MINIMOS...
 1) COMISION NACIONAL DE LOS SALARIOS MINIMOS...
 2) INFORME DE GOBIERNO 1962 Y COTIZACIONES BANCARIAS...
 3) DEPARTMENT OF LABOR EU. ECONOMIC INDICATORS 1962...
 ESTIMADOS

De Salarios y Sucesiones; 1940-1993

DLRS 1981=100



ELABORADA POR EXCELSIOR CON DATOS DE LA COMISION NACIONAL DE SALARIOS MINIMOS Y EL CUARTO INFORME DE GOBIERNO DE CARLOS SALINAS DE GORTARI D.C.

SALARIOS MINIMOS EN MEXICO 1971 - 1994

DOLARES CORRIENTES Y DOLARES CONSTANTES 1981

CUADRO 4

AÑOS	SALARIOS 1/ MINIMOS PESOS	PARIDAD 2/ PESO/DOLAR PROMEDIO	SALARIO MINIMO DOLARES	INFLACION 3/ EN E. U. %	INDICE DE INFLACION E.U. 1981-100	SALARIO MIN. DOLARES 1981-100
1971	27.93	12.50	2.23	3.3	0.397	0.89
1972	27.93	12.50	2.23	3.4	0.412	0.92
1973	33.23	12.50	2.66	8.7	0.426	1.10
1974	45.03	12.50	3.60	12.3	0.460	1.66
1975	55.24	12.50	4.42	6.9	0.532	2.35
1976	82.70	15.40	5.37	4.9	0.574	3.08
1977	91.20	22.56	4.04	6.7	0.601	2.43
1978	103.50	22.73	4.55	9.0	0.644	2.93
1979	119.80	22.75	5.26	13.3	0.759	3.99
1980	140.70	22.93	6.14	12.5	0.875	5.37
1981	183.50	24.49	7.49	8.9	1000	7.49
1982	318.30	57.58	5.53	3.8	0.962	5.32
1983	459.00	150.29	3.05	3.8	0.925	2.82
1984	719.0	185.19	3.88	3.9	0.889	3.45
1985	1107.6	311.18	3.56	3.8	0.856	3.05
1986	2243.0	637.95	3.52	1.10	0.846	2.98
1987	5867.2	1404.72	4.18	4.4	0.809	3.38
1988	7253.0	2287.1	3.17	4.4	0.773	2.45
1989	9139.9	2483.38	3.68	4.6	0.738	2.72
1990	10786.6	2838.36	3.8	6.1	0.693	2.63
1991	12084.0	3016.16	4.01	3.1	0.671	2.63
1992	12084.0	3084.25	3.92	2.3	0.656	2.57
1993 *	13.06	3153.88	4.14	2.2	0.641	2.65
1994 *	14.36	3.222366	4.45	2.2	0.626	2.81
1994 DIC. *	14.36	5.50	2.61	2.2	0.626	1.63

ELABORADO POR EXCELSIOR CON DATOS DE:

1/ COMISION NACIONAL DE LOS SALARIOS MINIMOS.

2/ IV INFORME DE GOBIERNO 1992 Y COTIZACIONES BANCARIAS.

3/ DEPARTMENT OF LABOR E.U.A. ECONOMIC INDICATORS 1992.

* ESTIMADOS

MEXICO : DISTRIBUCION DEL INGRESO EN MEXICO POR DECILES, 1950 - 1989.
(PORCENTAJES)

DECILES	1950		1958		1963		1970		1979		1983		1989	
	RELA-TIVO	ACUMU-LADO	RELA-TIVO	ACUMU-LADO	RELA-TIVO	ACUMU-LADO	RELA-TIVO	ACUMU-LADO	RELA-TIVO	ACUMU-LADO	RELA-TIVO	ACUMU-LADO	RELA-TIVO	ACUMU-LADO
I	2.43	2.43	2.32	2.32	1.63	1.63	1.42	1.42	1.08	1.08	1.33	1.33	1.14	1.14
II	3.17	5.60	3.21	5.56	1.97	3.60	2.34	3.76	2.21	3.29	2.67	4.00	2.48	3.62
III	3.18	8.78	4.06	9.59	3.42	7.02	3.49	7.25	3.23	6.58	3.84	7.84	3.52	7.14
IV	4.29	13.07	4.98	14.57	3.42	10.44	4.54	11.79	4.42	11.00	5.00	12.84	4.56	11.70
V	4.93	18.00	6.02	20.59	5.14	15.58	5.46	17.73	5.73	16.73	6.33	19.17	5.76	17.46
VI	5.96	23.96	7.49	28.08	6.08	21.66	8.24	25.49	7.15	23.88	7.86	27.03	7.21	24.67
VII	7.04	31.00	8.29	36.37	7.85	29.51	8.24	33.73	9.15	32.99	9.76	36.79	9.02	33.69
VIII	9.63	40.63	10.73	47.10	12.38	41.89	10.44	44.17	11.98	44.97	12.56	49.35	11.42	45.11
IX	13.89	54.52	17.20	64.30	16.45	58.34	16.61	60.78	17.09	62.06	17.02	66.37	15.92	61.03
XA	10.38	64.90	10.24	74.54	13.04	71.38	11.52	72.30	12.54	74.60	33.63	100.00	38.96	99.99
XB	35.10	100.00	25.46	100.00	28.56	99.94	27.69	99.99	25.45	100.05				

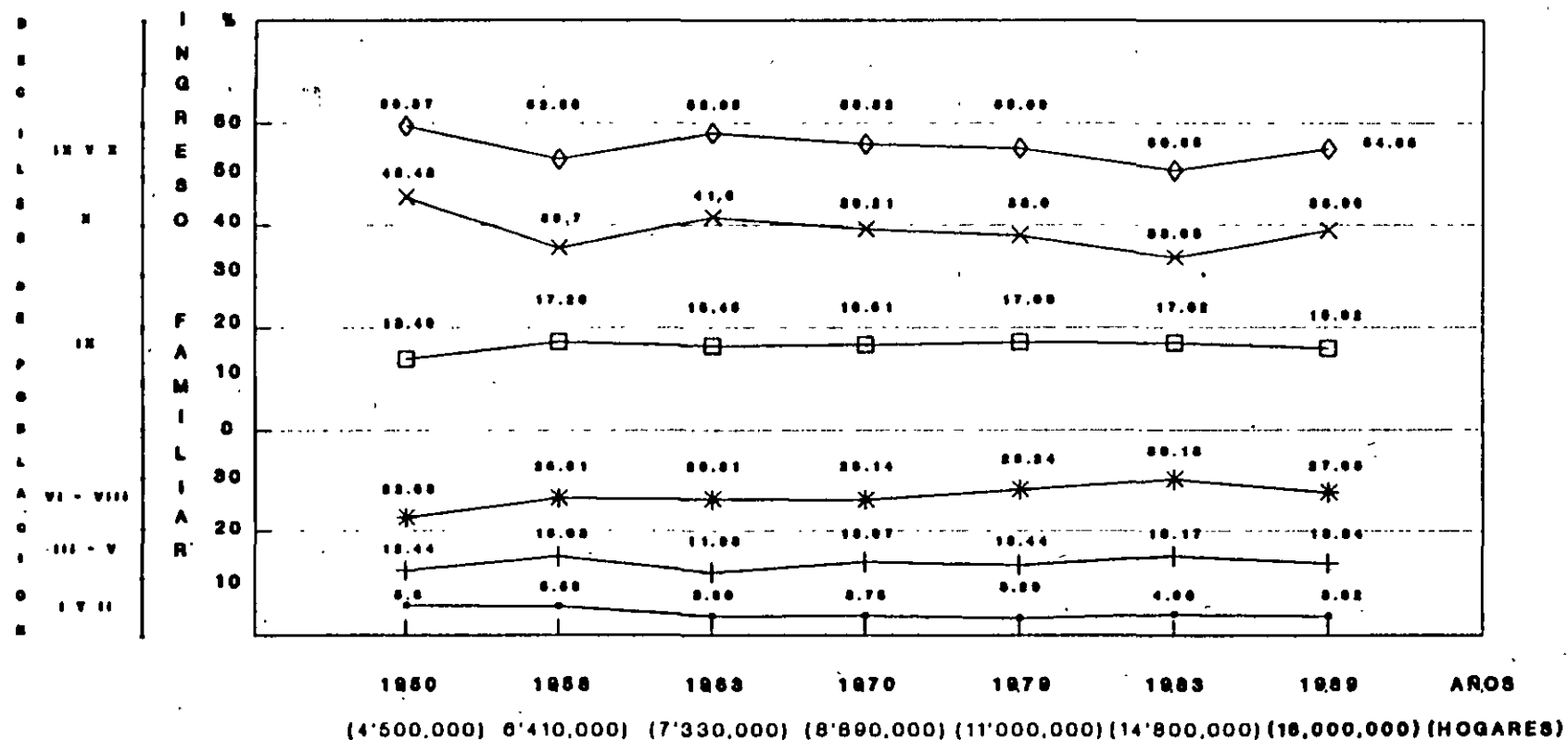
/ NUMERO DE FAMILIAS DE CADA DECIL: 1950: 4'500,000; 1958: 6'410,000; 1963: 7'330,000
1970: 8'890,000; 1977: 11'000,000; 1983: 14'800,000; 1989: 16'000,000 (TOTAL DE HOGARES)

* LAS SUMAS NO TOTALIZA EL 100% POP. EL REDONDEO DE CIFRAS.

FUENTE: - ESTADISTICAS HISTORICAS DE MEXICO, TOMO I. INEGI, 1990.

- ENCUESTA NACIONAL DE INGRESOS Y GASTOS DE LOS HOGARES, 1989. INEGI, 1992.

MEXICO: DISTRIBUCION DEL INGRESO POR DECILES 1950 - 1989 (PORCENTAJES)



FUENTE: ESTADISTICAS HISTORICAS DE MEXICO. INEGI 1990. ENCUESTA NACIONAL DE INGRESOS Y GASTOS DE LOS HOGARES. INEGI-92.

MEXICO: TIPOLOGIA DE PRODUCTORES POR ENTIDAD FEDERATIVA 1983

ESTADO	PRODUCTORES PRODUCTIVOS			PRODUCTORES POTENCIALES PRODUCTIVOS			PRODUCTORES SUBSISTENCIA			% EJIDOS Y COMUNIDADES			% PEQUEÑA PROPIEDAD		
	MPIOS.	NO. EJ. COM	PEQ. PROP.	MPIOS.	NO. EJ. COM.	PEQ. PROP.	MPIOS.	NO. EJ. COM.	PEQ. PROP.	PRODUCT.	POTENC. PRODUCT.	SUB-SISTENCIA	PRODUCT.	POTENC. PRODUCT.	SUB-SISTENCIA
AGUASCALIENTES	6	127	3128	1	15	484	2	40	1291	69.8	8.2	22.0	63.8	9.9	26.3
BAJA CALIFORNIA	4	211	5194							100.0	0.0		100.0	0.0	0.0
BAJA CALIFORNIA SUR	3	67	1649							100.0	0.0		100.0	0.0	0.0
CAMPECHE				1	71	2292	7	280	10974	0.0	20.2	79.8	0.0	17.3	82.7
COAHUILA	21	469	11545	11	222	7166	6	177	7101	54.0	25.6	20.4	44.7	27.8	27.5
COLIMA	4	35	862	4	81	2615	2	33	1934	23.5	54.4	22.1	15.9	48.3	35.7
CHIAPAS	4	63	1551	20	295	9523	86	1378	54223	3.6	17.0	79.4	2.4	14.6	83.0
CHIHUAHUA	22	282	6942	14	269	8683	31	390	15492	30.0	28.6	41.4	22.3	27.9	49.8
DISTRITO FEDERAL				13	93	3002				0.0	100.0	0.0	0.0	100.0	0.0
DURANGO	4	247	6080	3	61	1969	30	672	26466	25.2	6.2	68.6	17.6	5.7	76.7
GUANAJUATO	17	559	13761	16	553	17851	13	248	9683	41.1	40.7	18.2	33.9	43.2	23.4
GUERRERO	1	4	98	3	28	904	71	1190	47122	0.3	2.3	97.4	0.2	1.9	97.9
HIDALGO	11	80	1969	22	236	7618	51	776	31275	7.3	21.6	71.1	4.8	18.6	76.5
JALISCO	20	234	5760	46	642	20724	53	533	21302	16.6	45.6	37.8	12.1	43.4	44.6
MEXICO	22	158	3889	35	286	9232	63	689	27311	13.9	25.2	60.8	9.6	22.8	67.5
MICHOACAN	22	332	8173	24	375	12105	65	1029	39576	19.1	21.6	59.3	13.7	20.2	66.1
MORELOS	14	104	2560	5	45	1452	13	78	3228	45.8	19.8	34.4	35.4	20.1	44.6
NAYARIT	2	70	1723	11	256	8264	6	67	2582	17.8	65.1	17.0	13.7	65.7	20.5
NUEVO LEON	15	128	3151	19	245	7909	17	228	9037	21.3	40.8	37.9	15.7	39.4	45.0
OAXACA				40	393	8328	530	1095	43449	0.0	26.4	73.6	0.0	16.1	63.9
PUEBLA	11	116	2856	36	226	7295	170	810	32476	10.1	19.6	70.3	6.7	17.1	76.2
QUERETARO	5	123	3028	1	51	1646	12	192	7749	33.6	13.9	52.5	24.4	13.2	62.4
QUINTANA ROO							4	199	7746	0.0	0.0	100.0	0.0	0.0	100.0
SAN LUIS POTOSI	1	48	1182	9	250	8070	45	906	35503	4.0	20.8	75.2	2.8	18.0	79.3
SINALOA	6	609	14992	6	345	11137	5	195	7746	53.0	30.0	17.0	44.3	32.9	22.9
SONORA	49	683	16813	11	70	2260	9	103	3673	79.8	8.2	12.0	73.3	9.8	16.9
TABASCO				4	132	4261	13	523	20656	0.0	20.2	79.8	0.0	17.1	82.9
TAMAULIPAS	18	634	15607	9	216	6973	16	428	33567	49.6	16.9	33.5	27.8	12.4	59.8
TLAXCALA	2	31	763	7	79	2550	34	134	5164	12.7	32.4	54.9	9.0	30.1	60.9
VERACRUZ	26	369	9576	33	531	17141	143	2421	95735	11.6	15.9	72.5	7.8	14.0	78.2
YUCATAN	3	4	100	28	80	2562	75	484	19365	0.7	14.1	85.2	0.5	11.7	87.8
ZACATECAS	5	15	369	8	135	4360	43	612	23884	2.0	17.7	80.3	1.3	15.2	83.5
TOTAL	318	5822	143310	440	6281	198396	1614	15910	645510	20.6	22.4	56.8	14.5	20.1	65.4

NOTA: LOS DATOS ESTAN MANEJADOS SOBRE UN UNIVERSO DE 28013 EJIDOS Y COMUNIDADES, 987225 PEQUEÑAS PROPIEDADES CORRESPONDIENTE A 2372 MUNICIPIOS.

FUENTE: CIDE, APPENDINI, 1983.

MEXICO: POBLACION OCUPADA Y PRODUCTO RCPITA POR RAMAS ECONOMICAS
1963-1992

CUADRO 5 1/2

	1963			1975			1987			1992		
	PIB MILLS. DE PESOS	POBLACION OCUPADA MILES	PIB PERCAPITA PESOS	PIB MILLS DE PESOS	POBLACION OCUPADA MILES	PIB PERCAPITA PESOS	PIB MILLS. DE PESOS	POBLACION OCUPADA MILES	PIB PERCAPITA PESOS	PIB MILLS DE PESOS	POBLACION OCUPADA MILES	PIB PERCAPITA MILES/PESOS
TOTAL	207,952.0	11,706.3	17,629	1,100,050.0	16,059.9	65,247	18,024.5	20,995.0	858,514	506,673.3	22,279.0	22,742.20
SUMA RELATIVOS	100.0	100.0		100.0	100.0		100.0	100.0		100.0	100.0	
	%	%	PESOS	%	%	PESOS	%	%	PESOS	%	%	N/PESOS
1 AGROPECUARIA, SILVICULTURA Y PESCA	14.8	54.2	4,814	9.5	39.4	15,732	7.7	27.9	236,940	7.7	27.6	6,344.80
2 MINERIA	5.0	1.2	73,429	4.9	1.4	228,390	7.1	1.1	5,541,128	2.7	1.2	51,235.05
3 INDUSTRIA MANUFACTURERA	19.4	13.7	24,983	23.4	16.7	91,411	20.9	11.1	1,616,736	24.5	10.9	51,543.65
4 CONSTRUCCION	4.1	3.6	20,075	5.1	4.4	75,611	4.5	8.4	459,751	3.9	8.7	10,196.10
5 ELECTRICIDAD, GAS Y AGUA	1.2	0.4	52,899	2.1	0.4	344,791	0.9	0.4	1,928,571	1.3	0.5	59,342.35
6 COMERCIO, PARAESTATAL Y HOTELES	34.2	9.5	63,465	34.0	9.2	241,148	28.1	14.6	1,652,529	26.9	14.5	42,196.60
7 TRANSPORTE, ALMACENAMIENTO Y COMUNICACIONES	3.2	2.1	18,195	3.7	2.6	66,233	6.5	4.7	1,167,437	7.4	4.6	35,073.90
8 SERVICIOS FINANCIEROS, SEGUROS E INMUEBLES	12.5	13.5	16,303	10.2	16.7	39,846	7.7	2.1	3,147,392	9.9	2.1	107,161.85
9 SERVICIOS COMUNALES, SOCIALES, PERSONALES Y GOBIERNO	5.6	0.8	12,340	7.1	3.1	146,612	18.6	29.5	491,378	15.7	29.7	12,021.80

* A PARTIR DE 1983 SE DA UN REORDENAMIENTO CONTABLE ENTRE LAS RAMAS ECONOMICAS 8 Y 9 VIGENTES

FUENTES: - ESTADISTICAS HISTORICAS DE MEXICO, TOMO I INEGI, 1990

- ANEXO ESTADISTICO DEL CUARTO INFORME DE GOBIERNO, 1992

LA ECONOMIA MEXICANA EN CIFRAS, NAFINSA, 1990

70

MEXICO: PRODUCTIVIDAD RELATIVA POR RAMA DE ACTIVIDAD
1963-1989

CUADRO 5 2/2

	PRODUCTIVIDAD RELATIVA			
	CALIFICACION			
	1963	1975	1983	1989
TOTAL				
MEDIA NACIONAL	2.54	2.16	2.10	1.83
1 AGROPECUARIA, SILVICULTURA Y PESCA	0.27	0.24	0.27	0.27
2 MINERIA	4.16	3.50	6.45	2.25
3 INDUSTRIA MANUFACTURERA	1.41	1.40	1.88	2.24
4 CONSTRUCCION	1.13	1.15	0.53	0.44
5 ELECTRICIDAD, GAS Y AGUA	3.00	5.25	2.25	2.60
6 COMERCIO, PARAESTATAL Y HOTELES	3.60	3.69	1.92	1.85
7 TRANSPORTE, ALMACENAMIENTO Y COMUNICACIONES	1.03	1.32	1.38	1.54
8 SERVICIOS FINANCIEROS, SEGUROS E INMUEBLES	0.92	0.61	3.66	4.71
9 SERVICIOS COMUNALES, SOCIALES, PERSONALES Y GOBIERNO	7.00	2.29	0.56	0.52

* A PARTIR DE 1983 SE DA UN REORDENAMIENTO CONTABLE ENTRE LAS RAMAS ECONOMICAS 8 Y 9 VIGENTES.

FUENTES: - ESTADISTICAS HISTORICAS DE MEXICO, TOMO I. INEGI, 1990.

- ANEXO ESTADISTICO DEL CUARTO INFORME DE GOBIERNO, 1992.

LA ECONOMIA MEXICANA EN CIFRAS; NAFINSA, 1990.

MEXICO
INDICADORES DE CARGA FISCAL (1934 -1994)
(MILLONES DE DOLARES)

AÑO	INDICE INFLACION EEUU	INGRESOS TRIBUTARIOS	TOTAL DEUDA	P.I.B.	INGRESOS TRIBUTARIOS (1981=100)	SALDO ACUMU- LADO DEUDA (1981=100)	P.I.B. (1981=100)	CARGA FISCAL	COEFICIENTE DEUDA/P.I.B.
1934	0.078	61.7	351.5	1153.1	4.81	27.42	89.94	5.35	30.48
1935	0.081	71.1	358.1	1261.1	5.76	29.01	102.15	5.64	28.40
1936	0.083	83.6	370.8	1485.0	6.94	30.78	123.26	5.63	24.97
1937	0.084	102.2	379.7	1888.9	8.58	31.89	158.67	5.41	20.10
1938	0.084	80.3	311.3	1612.6	6.75	26.15	135.46	4.98	19.30
1939	0.084	91.7	278.3	1502.9	7.70	23.38	126.24	6.10	18.52
1940	0.084	87.6	320.0	1527.6	7.36	26.88	128.32	5.73	20.95
SUMA		578.2	2369.7	10431.2	47.90	195.50	864.03		
1941	0.09	115.3	392.9	1903.5	10.38	35.36	171.32	6.06	20.64
1942	0.1	128.5	384.1	2202.3	12.85	38.41	220.23	5.83	17.44
1943	0.109	192.0	49.6	2687.6	20.93	5.41	292.95	7.14	1.85
1944	0.113	229.9	49.6	3876.5	25.98	5.60	438.04	5.93	1.28
1945	0.116	251.1	49.6	4240.4	29.13	5.75	491.89	5.92	1.17
1946	0.119	334.8	418.0	5758.8	39.84	49.74	685.30	5.81	7.26
SUMA		1251.6	1343.8	20669.1	139.10	140.28	2299.72		
1947	0.145	360.2	635.4	6396.5	52.23	92.13	927.49	5.63	9.93
1948	0.159	326.5	634.7	5766.7	51.91	100.92	916.91	5.66	11.01
1949	0.164	309.6	521.2	4545.8	50.77	85.48	745.51	6.81	11.47
1950	0.167	337.6	637.6	4874.3	56.38	106.48	814.01	6.93	13.08
1951	0.178	463.8	564.2	6286.1	82.56	100.43	1118.93	7.38	8.98
1952	0.189	519.5	599.4	7051.2	98.19	113.29	1332.68	7.37	8.50
SUMA		2317.2	3592.5	34920.6	392.04	598.72	5855.52		
1953	0.205	471.4	325.0	7054.0	95.64	66.63	1446.07	6.68	4.61
1954	0.221	424.3	83.8	6520.0	93.77	18.52	1440.92	6.51	1.29
1955	0.237	541.3	74.0	7204.2	128.29	17.54	1707.40	7.51	1.03
1956	0.247	603.8	70.7	8233.6	149.14	17.46	2033.70	7.33	0.86
1957	0.255	593.4	67.7	9456.5	151.32	17.26	2411.41	6.28	0.72
1958	0.262	680.2	63.8	10510.2	178.21	16.72	2753.67	6.47	0.61
SUMA		3314.4	685.0	48978.5	797.36	154.12	11793.16		
1959	0.267	727.4	61.7	11261.8	194.22	16.47	3006.90	6.46	0.55
1960	0.272	815.0	22.0	12776.2	221.68	5.98	3475.13	6.38	0.17
1961	0.276	865.2	20.1	13858.9	238.80	5.55	3825.06	6.24	0.15
1962	0.297	968.8	978.6	14942.5	287.73	290.64	4437.92	6.48	6.55
1963	0.3	1110.4	993.6	16636.2	333.12	298.08	4990.86	6.67	5.97
1964	0.306	1349.6	3154.7	19640.1	412.98	965.34	6009.87	6.87	16.06
SUMA		5836.4	5230.7	89115.7	1688.52	1582.07	25745.74		

MEXICO
INDICADORES DE CARGA FISCAL (1965 - 1994)
(MILLONES DE DOLARES)

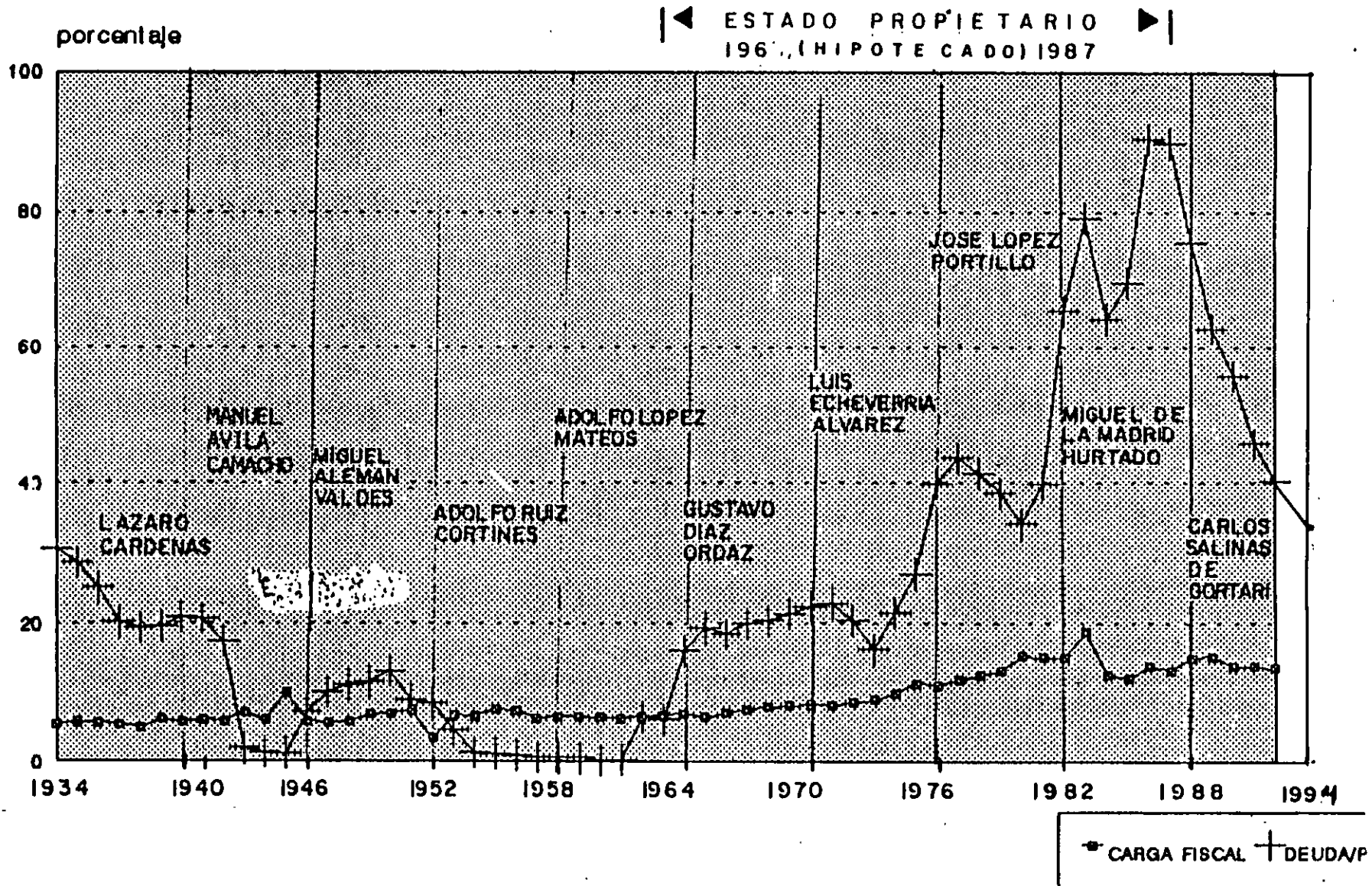
ANO	INDICE INFLACION REVU	INGRESOS TRIBUTARIOS	TOTAL DEUDA	P. I. B.	INGRESOS TRIBUTARIOS (1965=100)	SALDO ACUMULADO DEUDA (1965=100)	P. I. B. (1965=100)	CARGA FISCAL	COEFICIENTE DEUDA/P. I. B.
1965	0.309	1 387.2	4 112.0	21 393.6	420.61	1 270.61	6 610.62	6.36	18.22
1966	0.315	1 685.2	4 367.7	23 775.7	524.54	1 375.83	7 489.35	7.00	18.37
1967	0.328	1 954.1	5 171.5	26 002.0	637.04	1 685.91	8 476.65	7.52	19.89
1968	0.338	2 270.1	5 875.0	28 788.6	762.75	1 974.00	9 672.97	7.89	20.41
1969	0.352	2 563.5	6 747.0	31 823.7	902.35	2 374.94	11 201.94	8.06	21.20
1970	0.378	2 931.6	7 820.2	35 541.7	1 102.28	2 978.00	13 363.68	8.25	22.28
SUMA		12 745.7	34 183.4	187 325.3	4 349.8	11 659.3	58 815.2	7.7	20.52
1971	0.397	3 185.5	8 955.5	39 200.9	1 268.81	3 555.33	15 562.78	8.15	22.85
1972	0.412	3 870.6	9 215.1	45 178.2	1 594.69	3 796.62	18 613.42	8.57	20.40
1973	0.428	4 924.2	8 942.1	55 271.3	2 097.71	3 809.33	23 545.57	8.91	16.18
1974	0.46	7 038.5	15 478.8	71 876.6	3 237.71	7 118.33	33 109.24	9.78	21.50
1975	0.532	9 898.5	23 735.9	88 004.0	5 264.94	12 627.50	46 818.13	11.25	26.97
1976	0.574	9 761.8	35 398.9	89 023.9	5 603.16	20 318.97	51 099.72	10.97	39.76
SUMA		38 688.9	101 724.3	388 654.9	19 066.8	51 227.1	188 746.8	10.1	27.14
1977	0.601	9 680.1	35 806.6	81 970.9	5 817.74	21 519.77	49 264.51	11.81	43.68
1978	0.644	12 801.7	42 537.9	102 833.2	8 244.29	27 394.41	66 224.58	12.45	41.37
1979	0.759	17 677.2	51 730.8	134 836.3	13 416.99	39 263.68	102 340.75	13.11	38.37
1980	0.875	28 496.2	63 398.5	186 501.9	18 650.19	55 473.69	163 189.16	15.28	33.99
1981	1	38 102.0	95 497.4	239 866.7	38 102.00	85 497.40	239 866.70	15.04	39.80
1982	0.962	24 655.3	106 841.2	163 547.9	23 718.40	102 877.43	157 333.08	15.08	65.39
SUMA		129 412.5	395 812.4	809 658.9	112 233.6	342 026.4	778 318.8	14.4	43.94
1983	0.925	21 306.5	90 297.7	114 057.4	19 708.51	83 525.37	105 503.10	18.68	79.17
1984	0.889	19 491.9	99 617.1	155 240.0	17 328.30	88 559.60	138 008.36	12.56	64.17
1985	0.856	16 207.8	105 820.0	152 331.6	15 585.88	90 667.52	130 395.85	11.95	69.53
1986	0.846	17 098.2	112 588.5	124 388.2	14 465.08	95 249.87	105 232.42	13.75	90.51
1987	0.809	18 348.9	125 227.3	139 255.1	14 844.26	101 308.89	112 657.38	13.18	89.93
1988	0.773	25 412.8	128 638.6	170 187.4	19 644.09	99 437.64	131 562.59	14.93	75.58
SUMA		119 868.1	662 289.2	855 469.7	101 576.1	558 748.9	723 359.7	14.0	77.24
1989	0.738	30 621.9	127 481.5	202 815.4	22 598.96	94 081.35	149 677.77	15.10	62.86
1990	0.693	32 754.4	133 655.5	239 195.7	22 698.80	92 823.28	165 782.62	13.69	55.88
1991	0.671	38 838.8	129 587.3	282 738.1	26 060.83	86 953.08	189 717.27	13.74	45.83
1992	0.656	39 135.6	115 837.5	289 241.0	25 672.95	78 055.00	189 742.10	13.53	40.08
1993	0.641	43 244.2	117 219.1	329 202.6	27 719.53	75 137.44	211 018.87	13.14	35.61
1994*	0.626	48 406.7	123 112.0	359 484.5	28 050.59	77 068.11	225 037.30	12.91	34.25
SUMA		231001.6	746992.9	1702677.3	153801.678	501818.241	1130955.91	13.6	44.38

* Cifras Estimadas.

Fuente. Estadísticas Históricas de México, Tomo II, INEGI.
IV Informe de Gobierno 1992, Anexo Estadístico.
Indicadores de Moneda y Banca, Banco de México, noviembre de 1994.

73

CARGA FISCAL Y COEFICIENTE DE ENDEUDAMIENTO 1934-1994 (MILLONES DE DOLARES)



Los datos de 1994 de ingresos tributarios y P.I.B. son estimados

Fuentes: Estadísticas Históricas de México, Tomo II I.N.E.G.I.

IV Informe de Gobierno 1992, Anexo Estadístico

1994: INDICADORES DE BANXICO. NOV. 94

MEXICO: FUENTE DE LAS ENTRADAS EN TERMINOS DE PORCENTAJE PARA AÑOS SELECCIONADOS, 1868-1989.

FUENTES PRINCIPALES DE INGRESOS FEDERALES

AÑO	CANTIDAD (MMP)	ENTRADAS TOTALES %	IMPORTA- CIONES	EXPORTA- CIONES	INDUSTRIA	COMERCIO	I.S.R. 1/	SERVICIOS PUBLICOS	PRESTAMOS Y FINANCIA- MIENTOS	OTRAS FUENTES
1868-1869	0.02	100.0	27.2	7.0	0.0	15.3	0.0	0.0	0.0	50.5
1898-1899	0.06	100.0	44.0	1.8	1.0	43.4	0.0	6.4	0.0	0.4
1911-1912	0.11	100.0	40.1	0.0	0.0	31.8	0.0	7.2	0.0	20.9
1912-1913	0.11	100.0	43.5	0.4	0.0	29.5	0.0	6.7	0.0	19.9
1924	0.28	100.0	22.0	7.4	3.9	13.0	1.0	5.8	0.0	46.9
1929	0.32	100.0	26.2	3.8	14.5	11.7	4.9	18.6	0.0	20.3
1932	0.21	100.0	23.9	1.8	20.1	14.7	5.0	12.9	0.0	21.7
1934	0.30	100.0	20.1	2.5	20.1	7.7	2.9	8.7	0.0	32.0
1940	0.61	100.0	17.1	10.7	20.3	9.1	9.2	6.6	5.7	21.3
1943	1.3	100.0	7.6	16.9	15.5	7.4	17.1	4.6	14.3	16.6
1946	2.2	100.0	10.7	11.1	16.0	10.4	16.7	4.0	9.7	31.4
1952	6.3	100.0	10.8	12.0	11.7	7.6	22.7	3.0	7.1	25.0
1958	13.2	100.0	12.0	5.5	11.3	7.0	21.3	2.7	10.3	26.9
1960	19.5	100.0	10.1	5.8	8.8	6.8	18.8	2.2	33.2	14.3
1963	19.7	100.0	10.7	5.9	11.9	9.2	27.8	2.9	19.9	11.7
1970	52.1	100.0	12.3	1.9	13.1	9.5	29.7	2.2	20.6	10.7
1975	203.1	100.0	5.2	1.2	15.1	12.5	24.2	1.4	34.7	5.7
1976	266.8	100.0	4.3	1.9	10.9	11.3	23.0	1.3	43.1	5.2
1977	357.7	100.0	3.0	4.3	14.1	11.9	26.0	2.1	35.4	3.2
1978	454.3	100.0	3.3	4.6	13.2	12.4	29.1	1.6	31.8	4.0
1979	670.5	100.0	4.6	5.1	10.7	12.0	25.8	1.0	37.4	3.7
1980	1,039.3	100.0	4.6	13.1	5.8	10.6	23.7	1.0	34.2	7.0
1981	1,608.7	100.0	3.2	12.3	5.3	10.8	20.6	0.9	42.7	6.2
1982	3,527.6	100.0	1.1	14.2	1.0	6.1	13.1	0.6	56.9	7.0
1983	6,886.7	100.0	0.0	3.7	16.0	9.2	12.2	0.6	42.1	14.2
1984	8,256.9	100.0	0.0	1.5	21.6	10.9	14.2	0.7	37.8	13.3
1985	14,221.8	100.0	0.0	2.1	17.3	9.6	13.4	0.8	41.2	15.6
1986	36,637.9	100.0	1.75	0.13	5.99	6.26	9.13	8.89	64.21	3.65
1987	65,516.2	100.0	1.83	0.02	5.72	7.21	9.11	12.71	59.03	4.37
1988	173,861.7	100.0	1.07	0.02	6.12	7.81	11.56	9.04	58.97	5.41
1989	131,702.2	100.0	3.15	0.07	9.65	13.27	20.72	15.44	26.54	11.16

1/CFR. APENDICE N.

a EN PROYECTO

FUENTE: MEXICO. SECRETARIA DE HACIENDA Y CREDITO PUBLICO. MEMORIA 1970.
760: 1900-1991. 74. CUENTA PUBLICA. 1911-1912. 2. MEMORIA: 1911-1913.
355-356: 1923-1923. 48. ANUARIO ESTADISTICO 1950.312: 1958. 287-291:
1960-1961. 583. CUENTA PUBLICA. 1940-1976. CFR. NAFIN, MEXICO EN CIFRAS.
1972 (MEXICO, NACIONAL FINANCIERA, 1974), 342-343. PARA DATOS EXCLUYENDO
PRESTAMOS HASTA 1950. DE 1977-1988 CUENTA PUBLICA.

INGRESOS.FED

D. OLIVER

MEXICO. GASTOS EFECTIVOS DEL GOBIERNO FEDERAL SEGUN EL CARACTER POLITICO DE LA FUNCION, 1910 - 1992.

(MILES DE MILLONES DE PESOS).

PERIODO	ESTADO GENDARME					FUNCIONES DE ESTADO INTERVENTOR							TOT. DEUDA PUBLICA (H)	%	GRAN TOTAL GASTO
	TOTAL (A+B+C)	%	ADMON. FISCAL Y FUNCIONES (A)	GASTOS MILITARES (B)	OTROS GASTOS (C)	TOTAL	%	ECONOMICOS (D)	SOCIALES (E)	DESARROLLO REGIONAL (F)	PRONASOL (G)				
1910-1911	0.07	77.78	0.04	0.02	0.01	0.02	22.22	0.02					N.D.		0.09
1912-1913	0.15	71.43	0.15	N.D.	N.D.	0.06	28.57	0.04	0.02				N.D.		0.21
1914-1916	N.D.	N.D.	N.D.	N.D.	N.D.	N.D.	N.D.	N.D.	N.D.				N.D.		
1917-1920	0.31	83.78	0.31	N.D.	N.D.	0.06	16.22	0.05	0.01				N.D.		0.37
1921-1924	0.67	69.79	0.67	N.D.	N.D.	0.29	30.21	0.18	0.11				N.D.		0.96
1925-1928	0.56	48.28	0.10	0.33	0.13	0.36	31.03	0.24	0.12				0.24	20.69	1.16
1929	0.38	70.37	0.27	0.09	0.02	0.13	24.07	0.09	0.04				0.03	5.56	0.54
1930-1932	0.33	43.42	0.08	0.19	0.06	0.38	50.00	0.27	0.11				0.05	6.58	0.76
1933-1934	0.23	46.00	0.08	0.11	0.04	0.19	38.00	0.11	0.08				0.08	16.00	0.50
1935-1940	0.93	35.36	0.34	0.49	0.10	1.35	51.33	0.84	0.51				0.35	13.31	2.63
1941-1946	2.47	36.87	1.33	0.94	0.20	2.89	43.13	1.77	1.12				1.34	20.00	6.70
1947-1952	3.55	26.47	0.84	2.11	0.60	6.30	46.98	3.61	2.69				3.56	26.55	13.41
1953-1958	7.48	23.55	1.57	4.51	1.40	14.91	46.95	7.89	7.02				9.37	29.50	31.76
1959-1963	10.60	17.23	2.57	5.73	2.30	25.96	42.20	11.24	14.72				24.95	40.56	61.51
1964-1970	28.84	17.12	9.74	13.70	5.40	73.74	43.78	26.01	47.73				65.85	39.10	168.43
1971-1975	47.22	15.82	17.78	22.34	7.10	161.66	54.17	56.06	105.60				89.55	30.01	298.43
1976-1982	1,266.48	20.96	1,031.25	137.83	1/	97.40	2,295.10	37.98	1,007.64	1,172.76	114.70	2/	2,481.66	41.07	6,043.44
1983-1988	13,763.60	7.08	7,323.10	4,194.50	2,246.00	58,242.10	29.98	27,300.60	24,623.00	4,225.10	1,893.40	3/	122,389.60	62.96	194,395.30
1989-1992	26,787.80	8.42	10,041.70	10,471.50	6,274.60	134,336.80	42.21	46,037.80	71,352.60		16,946.40		157,145.30	49.37	318,269.60

1/ INCLUYE INDUSTRIA MILITAR HASTA 1977.

2/ COMPRENDE EL PERIODO 1977-1982.

3/ CONSIDERA EL PERIODO 1984-1988.

A) LA CLASIFICACION QUE SE UTILIZA DIFIERE DE LA DE J. WILKIE, POR QUE PRESENTA POR SEPARADO LOS GASTOS POR CONCEPTO DE DEUDA PUBLICA Y PORQUE AGRUPA, LOS GASTOS CORRESPONDIENTES A FUNCION DEL ESTADO LIBERAL CLASICO LAISSEZ (ESTADO GENDARME) Y POR OTRO, LOS GASTOS CORRESPONDIENTES AL ESTADO INTERVENTOR, AUNQUE HAY ALGUNAS DIFICULTADES DE SEPARACION, LAS CIFRAS PUEDEN ILUSTRAR LAS MODIFICACIONES EN EL ORDEN DE MAGNITUD. SE COMPONE POR HACIENDA, PROGRAMACION Y PRESUPUESTO, PATRIMONIO Y CONTRALORIA.

B) SECRETARIAS DE DEFENSA, MARINA E INDUSTRIA MILITAR.

C) PODERES JUDICIAL, LEGISLATIVO, SECRETARIA DE LA PRESIDENCIA, RELACIONES EXTERIORES, GOBERNACION, PROCURADURIA GENERAL DE LA REPUBLICA.

D) SECRETARIA DE LA INDUSTRIA Y COMERCIO, AGRICULTURA Y GANADERIA, COMUNICACIONES Y TRANSPORTES, OBRAS PUBLICAS Y RECURSOS HIDRAULICOS, DEPARTAMENTO AGRARIO, TURISMO, PESCA, TRANSFERENCIAS Y SUBSIDIOS PARA FINES ECONOMICOS, ORGANISMOS Y EMPRESAS PUBLICAS.

E) SECRETARIA DE EDUCACION PUBLICA, SALUBRIDAD Y ASISTENCIA, TRABAJO Y PREVISION SOCIAL, PAGOS AL I.M.S.S., SEDUE, Y LAS TRANSFERENCIAS Y SUBSIDIOS PARA FINES DE BIENESTAR Y BENEFICIO SOCIAL.

F) CORRESPONDE AL RAMO XXVI DEL PRESUPUESTO DE EGRESOS DE LA FEDERACION.

G) CONSIDERA DIVERSOS PROGRAMAS DE TIPO SOCIAL Y A PARTIR DE 1988 SE LE DENOMINA PRONASOL.

H) COMPRENDE TODOS LOS PAGOS POR CONCEPTO DE DEUDA DEL GOBIERNO FEDERAL.

- PARA 1912 - 1916 JAMES W. WILKIE "GASTO FEDERAL Y CAMBIO SOCIAL F.C.E."

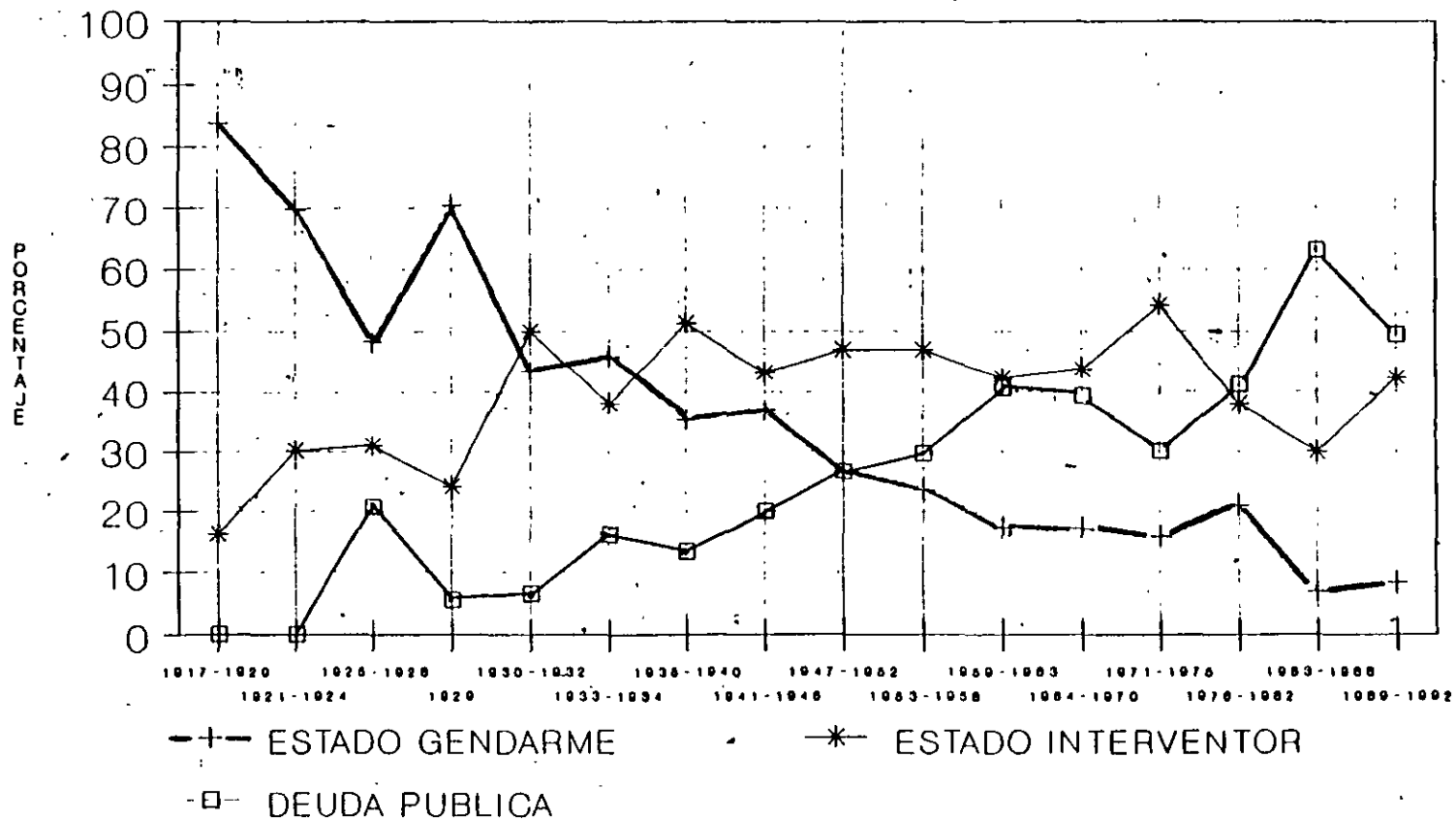
FUENTES: CUENTA DE LA HACIENDA PUBLICA. VARIOS AÑOS

LA ECONOMIA MEXICANA EN CIFRAS; NAFINSA, 1990 Y 1992.

ANEXO ESTADISTICO DEL CUARTO INFORME DE GOBIERNO, 1992.

ESTADISTICAS HISTORICAS DE MEXICO, 1985.

MEXICO: GASTO RELATIVO DEL GOBIERNO FEDERAL, SEGUN CARACTER POLITICO DE LA FUNCION 1917-1992



ESTRUCTURA DE LA CUENTA CORRIENTE 1940 - 1994
(Millones de Dólares)

AÑO	SALDO EN CUENTA CORRIENTE	CUENTA COMERCIAL				CUENTA DE SERVICIOS				TRANSFERENCIAS	
		EXPORTACIONES		IMPORTACIONES		NO FACTORIALES		FACTORIALES		SALDO	%
				SALDO	%	SALDO	%	SALDO	%		
1940	81.5	213.9	132.4	81.5	100.0						
1941	43.7	243.2	199.5	43.7	100.0						
1942	100.3	272.5	172.2	100.3	100.0						
1943	197.9	410.1	212.2	197.9	100.0						
1944	121.2	432.2	311.0	121.2	100.0						
1945	128.2	500.7	372.5	128.2	100.0						
1946	-30.5	570.1	600.6	-30.5	100.0						
	642.3	2642.7	2000.4	642.3							
1947	-6.4	713.9	720.3	-6.4	100.0						
1948	124.1	715.5	591.4	124.1	100.0						
1949	186.7	701.1	514.4	186.7	100.0						
1950	163.1	493.4	555.7	-62.3	-38.2	241.4	148.0	-49.0	-30.0	33.0	20.2
1951	-202.8	591.5	822.2	-230.7	113.8	50.8	-25.0	-57.9	28.6	35.2	-17.4
1952	-213.0	625.3	807.4	-182.1	85.5	10.6	-5.0	-72.1	33.8	30.6	-14.4
	51.7	3840.7	4011.4	-170.7		302.6		-179.0		98.8	
1953	-204.3	559.1	807.5	-248.4	121.6	96.3	-47.1	-87.2	42.7	35.0	-17.1
1954	-227.5	615.8	788.7	-172.9	76.0	-10.6	4.7	-68.9	30.3	24.9	-10.9
1955	1.7	738.6	883.7	-145.1	-8535.3	209.3	12311.8	-85.8	-5047.1	23.3	1370.6
1956	-182.9	807.2	1071.6	-264.4	144.6	150.9	-82.5	-106.3	58.1	36.9	-20.2
1957	-359.9	706.1	1155.2	-449.1	124.8	153.6	-42.7	-100.8	28.0	36.4	-10.1
1958	-385.6	709.1	1128.6	-419.5	108.8	110.2	-28.6	-114.4	29.7	38.1	-9.9
	-1358.5	4135.9	5835.3	-1699.4		709.7		-563.4		194.6	
1959	-232.0	723.0	1006.6	-283.6	122.2	147.4	-63.5	-134.3	57.9	38.5	-16.6
1960	-419.6	738.7	1186.4	-447.7	106.7	161.4	-38.5	-166.3	39.6	33.0	-7.9
1961	-343.5	799.8	1138.6	-338.8	98.6	136.9	-39.9	-162.9	47.4	21.3	-6.2
1962	-249.6	889.4	1143.0	-253.6	101.6	172.1	-69.0	-186.6	74.8	18.5	-7.4
1963	-226.3	928.5	1239.7	-311.2	137.5	273.7	-120.9	-206.0	91.0	17.2	-7.6
1964	-381.6	1003.6	1429.9	-426.3	111.7	257.3	-67.4	-238.3	62.4	25.7	-6.7
	-1852.6	5083.0	7144.2	-2061.2		1148.8		-1094.4		154.2	
1965	-442.9	1101.3	1559.6	-458.3	103.5	248.0	-56.0	-245.5	55.4	12.9	-2.9
1966	-477.7	1169.9	1602.0	-432.1	90.5	214.3	-44.9	-271.6	56.9	11.7	-2.4
1967	-603.0	1102.9	1736.8	-633.9	105.1	357.6	-59.3	-347.4	57.6	20.7	-3.4
1968	-865.5	1165.0	1917.3	-752.3	86.9	284.9	-32.9	-426.9	49.3	28.8	-3.3
1969	-708.6	1341.8	1988.8	-647.0	91.3	387.7	-54.7	-484.1	68.3	34.8	-4.9
1970	-1129.0	1593.0	2500.0	-907.0	80.3	184.0	-16.3	-623.0	55.2	217.0	-19.2
	-4226.7	7473.9	11304.5	-3830.6		1676.5		-2398.5		325.9	

ESTRUCTURA DE LA CUENTA CORRIENTE 1940 - 1994

(Millones de Dólares)

AÑO	SALDO EN CUENTA CORRIENTE	CUENTA COMERCIAL				CUENTA DE SERVICIOS				TRANSFERENCIAS	
		EXPORTACIONES	IMPORTACIONES	SALDO	%	NO FACTORIALES		FACTORIALES		SALDO	%
						SALDO	%	SALDO	%		
1971	-896.0	1702.0	2453.0	-751.0	83.8	299.0	-33.4	-705.0	78.7	261.0	-29.1
1972	-1022.0	2163.0	3076.0	-913.0	89.3	417.0	-40.8	-812.0	79.5	286.0	-28.0
1973	-1393.0	2826.0	4364.0	-1538.0	110.4	636.0	-45.7	-843.0	60.5	352.0	-25.3
1974	-3221.0	4051.0	6900.0	-2849.0	88.5	467.0	-14.5	-1258.0	39.1	419.0	-13.0
1975	-4426.0	4258.0	7449.0	-3191.0	72.1	198.0	-4.5	-1909.0	43.1	476.0	-10.8
1976	-3579.0	4981.0	7228.0	-2247.0	62.8	423.0	-11.8	-2257.0	63.1	502.0	-14.0
	-14537.0	19981.0	31470.0	-11489.0		2440.0		-7784.0		2296.0	
1977	-1428.0	6035.0	6579.0	-544.0	38.1	802.0	-56.2	-2228.0	158.0	542.0	-38.0
1978	-2683.0	7921.0	9147.0	-1226.0	45.7	850.0	-31.7	-2931.0	109.2	624.0	-23.3
1979	-4937.0	11517.0	13706.0	-2189.0	44.3	634.0	-12.8	-4073.0	82.5	691.0	-14.0
1980	-10739.9	15511.8	18896.6	-3384.8	31.5	-960.2	8.9	-6669.4	62.1	274.5	-2.6
1981	-16052.0	20102.1	23948.4	-3846.3	24.0	-2206.4	13.7	-10287.3	64.1	288.0	-1.8
1982	-6221.0	21229.7	14437.0	6792.7	-109.2	-850.5	13.7	-12459.4	200.3	296.2	-4.8
	-42060.9	82316.6	86714.0	-4397.4		-1731.1		-38648.1		2715.7	
1983	5418.3	22312.0	8550.9	13761.1	254.0	621.4	11.5	-9265.4	-171.0	301.2	5.6
1984	4238.3	24196.0	11254.3	12941.7	305.4	949.7	22.4	-10063.8	-237.4	410.7	9.7
1985	404.3	21663.8	14533.1	7130.7	1763.7	631.7	156.2	-9157.2	-2265.0	1799.1	445.0
1986	-1770.4	16157.4	12432.5	3725.2	-210.4	808.1	-45.6	-7671.3	433.3	1367.6	-77.2
1987	3820.9	20494.5	13305.5	7189.0	188.1	1892.8	49.5	-6939.9	-181.6	1679.0	43.9
1988	-2922.2	20545.8	20273.7	272.1	-9.3	2293.7	-78.5	-7373.3	252.3	1885.3	-64.5
	9189.2	125369.8	80350.0	45019.8		7197.4		-50470.9		7442.9	
1989	-6085.3	22842.1	25437.9	-2595.8	42.7	2477.1	-40.7	-8041.8	132.2	2075.2	-34.1
1990	-7114.0	40710.9	41593.3	-882.4	12.4	-1980.6	27.8	-7716.0	108.5	3465.0	-48.7
1991	-14892.6	42687.5	49968.6	-7279.1	48.9	-1750.9	11.8	-8608.0	57.8	2745.4	-18.4
1992	-24804.4	46195.6	62129.3	-15933.7	64.2	-2296.3	9.3	-9594.8	38.7	3020.4	-12.2
1993	-23392.8	51886.0	65366.5	-13480.5	57.6	-1675.7	7.2	-10923.6	46.7	2687.0	-11.5
1994 1/	-22057.6	43869.2	57577.8	-13708.6	62.1	-1263.7	5.7	-9305.6	42.2	2220.3	-10.1
	-98346.7	248191.3	302071.4	-53880.1		-6490.1		-54189.8		16213.3	

1/ Cifras al mes de septiembre

Fuentes: Estadísticas Históricas de México 1960 (de 1940 a 1969)
 Sexto Informe de Gobierno, Anexo estadístico (de 1970 a 1974)
 Anuario Estadístico de los Estados Unidos Mexicanos 1992, INEGI
 (de 1980 a 1990)
 Indicadores Económicos Banco de México (de 1991 a 1994)

Servicios no factoriales

Se refieren a transportes diversos, fletes y seguros, turismo, transacciones fronterizas y servicios por transformación

Servicios factoriales

Comprenden intereses, utilidades y comisiones.

INVERSION EXTRANJERA DIRECTA EN MEXICO

(millones de dolares)

AÑO	INVERSION	EN EL MERCADO DE VALORES	FIJA
1939	22.3		22.3
1940	9.3		9.3
1941	16.3		16.3
1942	5.5		5.5
1943	8.9		8.9
1944	39.9		39.9
1945	46		46
1946	11.5		11.5
1947	37.3		37.3
1948	33.3		33.3
1949	30.5		30.5
1950	72.4		72.4
1951	120.6		120.6
1952	68.2		68.2
1953	41.8		41.8
1954	93.2		93.2
1955	105.4		105.4
1956	126.4		126.4
1957	131.6		131.6
1958	100.3		100.3
1959	133		133
1960	78.4		78.4
1961	119.3		119.3
1962	126.5		126.5
1963	117.5		117.5
1964	161.9		161.9
1965	213.9		213.9
1966	186.1		186.1
1967	88.6		88.6
1968	116.8		116.8
1969	195.8		195.8
1970	200.7		200.7
1971	196.1		196.1
1972	189.3		189.3
1973	286.9		286.9
1974	362.2		362.2
1975 ^{2/}	5016.7		5016.7
1976	5315.8		5315.8
1977	5642.9		5642.9
1978	6026.2		6026.2
1979	6836.2		6836.2
1980	8458.8		8458.8
1981	10159.9		10159.9
1982	10786.4		10786.4
1983	11470.1		11470.1
1984	12899.9		12899.9
1985	14628.9		14628.9
1986	17053.1		17053.1
1987	20930.3		20930.3
1988	24087.4		24087.4
1989	26587.1	414	26173.1
1990	30309.5	1256	29053.5
1991	33874.5	6332	27542.5
1992	37474.1	4783.1	32691
1993	42374.8	10716.3	31658.5
1994 ^{3/}	46094.1	4315.5	41778.6

1/ 1939-1974 INFORMACION TOMADA DE ESTADISTICAS HISTORICAS DE MEXICO, TOMO II, INEGI, 1992.

2/ 1975-1984 INFORMACION TOMADA DEL VI INFORME DE GOBIERNO 1994

3/ CIFRAS PRELIMINARES AL MES DE JULIO

INFLACION Y TASA DE INTERES

1968 - 1994

AÑO	PESO X DOLAR COTIZACION LIBRE			% INFLACION MEXICO DIC. - DIC.	TASA PREFERENTE 1+2	MEXICO COSTO PROMEDIO DE CAPTACION BANCARIA (CPP)	INTERES REAL		INFLACION E.E.U.U.	E.E.U.U. TASA INTERES (PRIME)	LONDRES TASA INTERES (LIBOR)	E-7
	PROMEDIO ANUAL	AL 31 DIC.	DESPLAZAMIENTO DIC. - DIC.				4-2	4-3				
1968	12.50	12.50	0.00	4.50	4.50	9.00	4.50	4.50	4.70	5.50	8.14	0.64
1969	12.50	12.50	0.00	3.10	3.10	10.00	6.90	6.90	6.20	6.48	8.29	1.63
1970	12.50	12.50	0.00	5.90	5.90	10.00	4.10	4.10	5.60	6.48	8.29	1.83
1971	12.50	12.50	0.00	5.10	5.10	9.00	3.90	3.90	3.30	4.60	8.21	1.61
1972	12.50	12.50	0.00	5.50	5.50	8.50	3.00	3.00	3.40	4.30	4.99	0.69
1973	12.50	12.50	0.00	21.30	21.30	9.50	(11.80)	(11.80)	8.70	8.08	9.53	1.47
1974	12.50	12.50	0.00	20.50	20.50	10.50	(10.00)	(10.00)	12.30	9.91	10.70	0.79
1975	12.50	12.50	0.00	11.44	11.44	10.50	(0.94)	(0.94)	6.90	6.00	6.32	0.32
1976	15.44	19.95	59.60	27.20	86.80	11.25	(15.95)	(75.55)	4.90	4.80	5.23	0.43
1977	22.58	22.74	14.00	20.70	34.70	14.04	(8.66)	(20.66)	6.70	5.29	5.72	0.43
1978	22.77	22.73	0.00	16.20	16.20	15.88	(0.32)	(0.32)	9.00	7.57	8.30	0.73
1979	22.80	22.80	0.30	20.00	20.30	17.52	(2.48)	(2.78)	13.30	10.42	11.66	1.24
1980	22.95	23.25	2.30	29.80	32.10	24.25	(5.55)	(7.65)	12.50	12.23	13.77	1.54
1981	24.51	26.23	12.80	28.70	41.50	31.81	3.11	(9.69)	8.90	15.53	16.75	1.22
1982	57.20	150.00	471.90	98.90	570.80	48.12	(52.78)	(524.68)	3.80	11.83	12.76	0.93
1983	150.30	181.35	7.30	80.80	88.10	46.44	(34.36)	(41.66)	3.80	8.67	9.35	0.68
1984	185.20	210.70	30.30	59.20	89.50	47.54	(11.66)	(41.96)	3.90	9.91	10.43	0.52
1985	310.30	450.00	133.60	63.70	177.30	65.68	1.96	(111.64)	3.80	7.65	8.14	0.49
1986	637.90	914.50	104.20	106.70	209.90	95.33	(10.37)	(114.57)	1.10	5.35	6.26	0.91
1987	1 405.80	2 225.00	143.40	159.20	302.60	104.29	(54.91)	(198.31)	4.40	6.30	7.08	0.78
1988	2 257.00	2 295.00	3.14	51.70	54.84	45.48	(6.22)	(9.36)	4.40	7.24	7.86	0.62
1989	2 483.40	2 680.75	18.80	19.70	36.50	40.11	20.41	3.61	4.60	10.50	9.00	(1.50)
1990	2 838.40	2 943.15	9.78	29.90	39.68	29.23	(0.67)	(10.45)	6.10	9.95	8.23	(1.72)
1991	3 025.70	3 074.95	4.48	18.80	23.28	19.95	1.15	(3.33)	3.10	8.41	5.90	(2.51)
1992	3 084.25	3 183.60	3.53	9.80	13.33	22.78	12.96	9.43	2.30	6.43	4.04	(2.39)
1993*	3 153.88	3.33	4.58	5.80	10.38	14.68	8.88	4.30	2.20	6.00	3.19	(2.81)
1994	3.22	5.20	56.00	7.50	63.50	16.34	6.84	(47.16)	2.70	8.50	6.00	(2.50)

* A partir de 1993 las cotizaciones se expresan en nuevos pesos
 1/ Corresponden al mes de noviembre

Fuente: INEGI, BANXICO, NAFIN y Anexo Estadístico del Cuarto Informe de Gobierno 1992
 Para E.E.U.U. Reporte Anual del Presidente (inflacion)

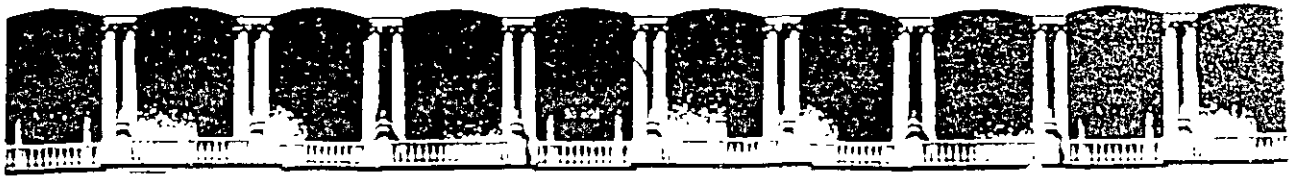
OCUPACION Y DESOCUPACION EN MEXICO, 1995

cifras estimadas

Población Total 89,267,299	Población menor de 12 años 21,753,452 24.4%	PEA (Población Económicamente Activa) 36,563,283 54.2%	Población Ocupada 25,777,115 70.5%	Trabajando 25,519,343 99.0%	con pago 23,829,217 93.4%	
			Ausente 257,771 1.0%	sin pago 1,690,126 6.8%		
					sin goce de sueldo o ganancia 190,751 74.0%	
					con goce de sueldo o ganancia 67,020 26.0%	
					iniciador de un trabajo 12,889 5.0%	
	Población de 12 años y más 67,513,847 75.6%	PEI (Población Económicamente Inactiva) 30,950,564 45.8%	Población Desempleada Abierta 10,786,168 29.5%	Con experiencia laboral 9,157,457 84.9%		
				Disponibles 588,061 1.9%	Sin experiencia laboral 1,628,711 15.1%	
					Dedicada a quehaceres del hogar 305,782 52.0%	
					Estudiantes 235,224 40.0%	
					Jubilados o pensionados 29,403 5.0%	
					Otros 17,642 3.0%	
			No Disponible 30,362,503 98.1%		Dedicada a quehaceres del hogar 15,667,052 51.6%	
					Estudiantes 11,568,114 38.1%	
					Jubilados o pensionados 1,275,225 4.2%	
					Incapacitados permanentemente para trabajar 637,613 2.1%	
					Otros 1,214,500 4.0%	

Fuente: Cuadro elaborado por el Dr. Carlos M. Jarque, director del INEGI. Mercado de Valores 4, feb 15, 1993.

Cifras y porcentajes: Estimaciones y Proyecciones del Sistema de Información Empresarial



**FACULTAD DE INGENIERIA U.N.A.M.
DIVISION DE EDUCACION CONTINUA**

CURSOS INSTITUCIONALES

XXV CURSO INTERNACIONAL DE INGENIERIA DE AEROPUERTOS

del 25 de agosto al 24 de octubre de 1997

A. S. A.

MATERIAL DIDACTICO

Ing. Roberto Sosa Garrido

Palacio de Minería

1997.

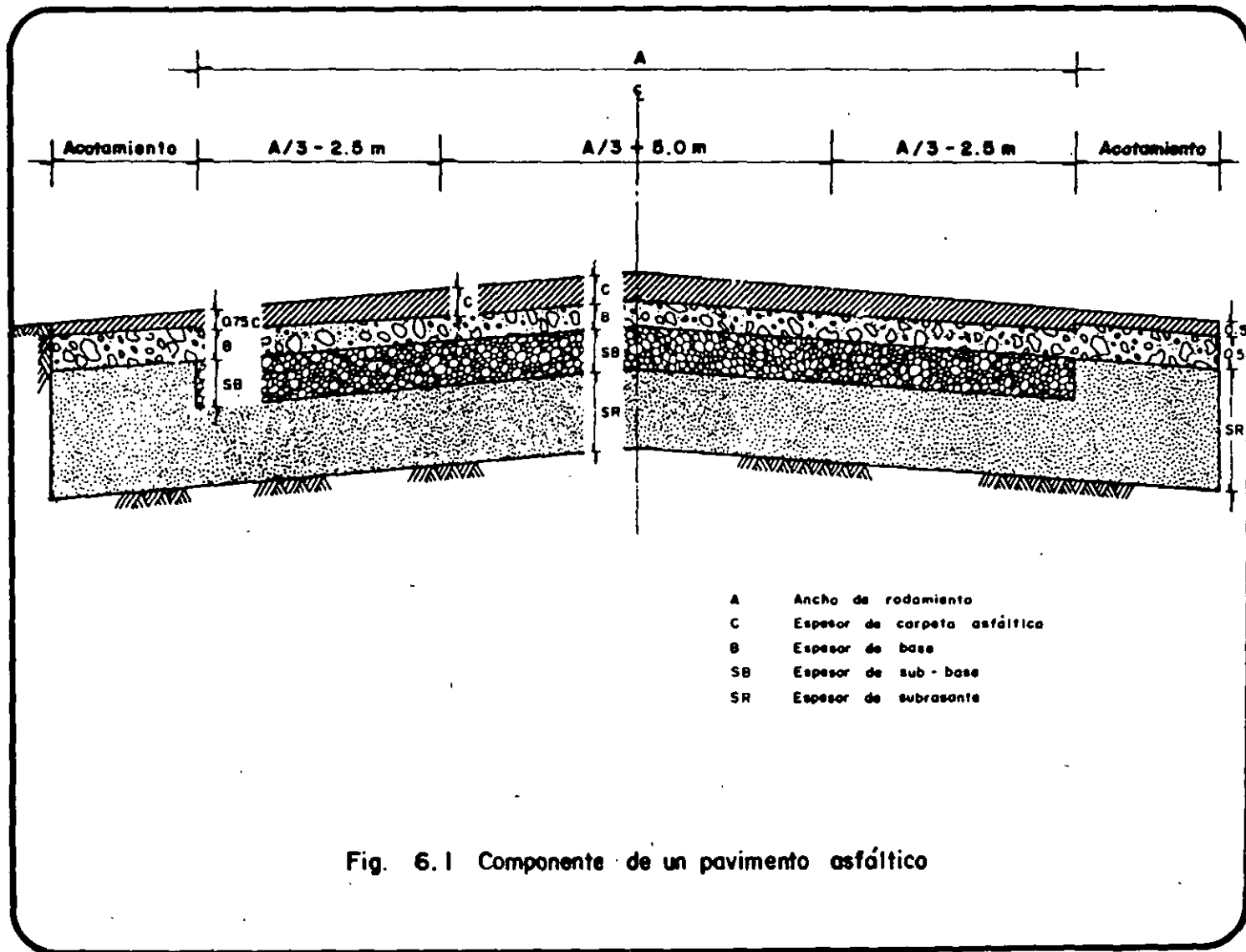
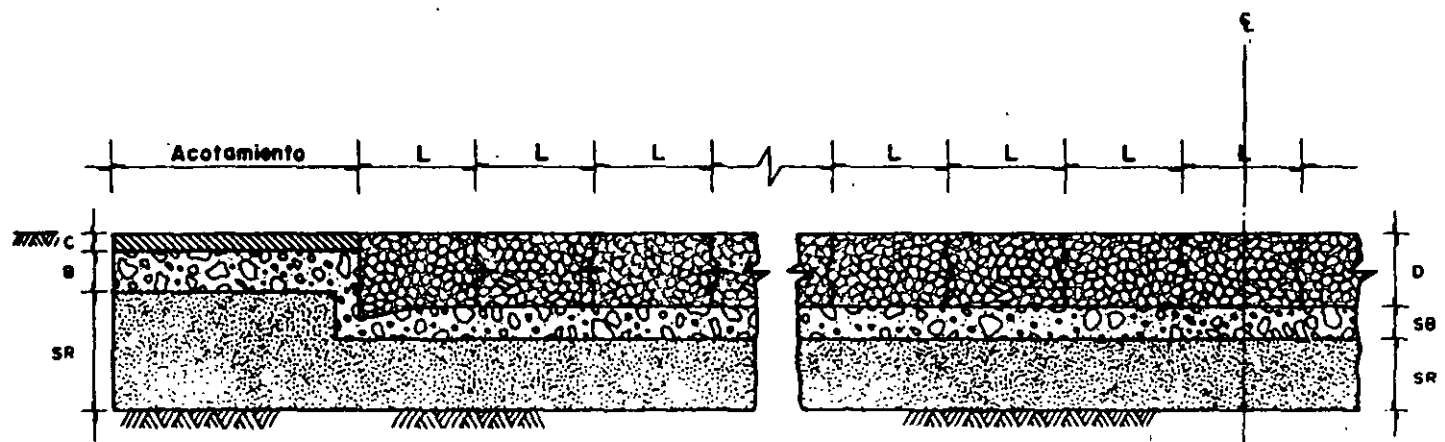


Fig. 6.1 Componente de un pavimento asfáltico



- L Ancho de losas de concreto
- D Espesor de losa
- SE Espesor de sub-basa
- SR Espesor de subrasante
- C Espesor de carpeta en acotamiento
- B Espesor de base en acotamiento

Fig. 6.2 Sección estructural de un pavimento de concreto

La capacidad de carga del pavimento en la superficie depende de la resistencia a la tensión por flexión de la carpeta.

Los pavimentos asfálticos fallan estructuralmente por la acumulación de las deformaciones plásticas o permanentes, producidas por las repeticiones de las cargas.

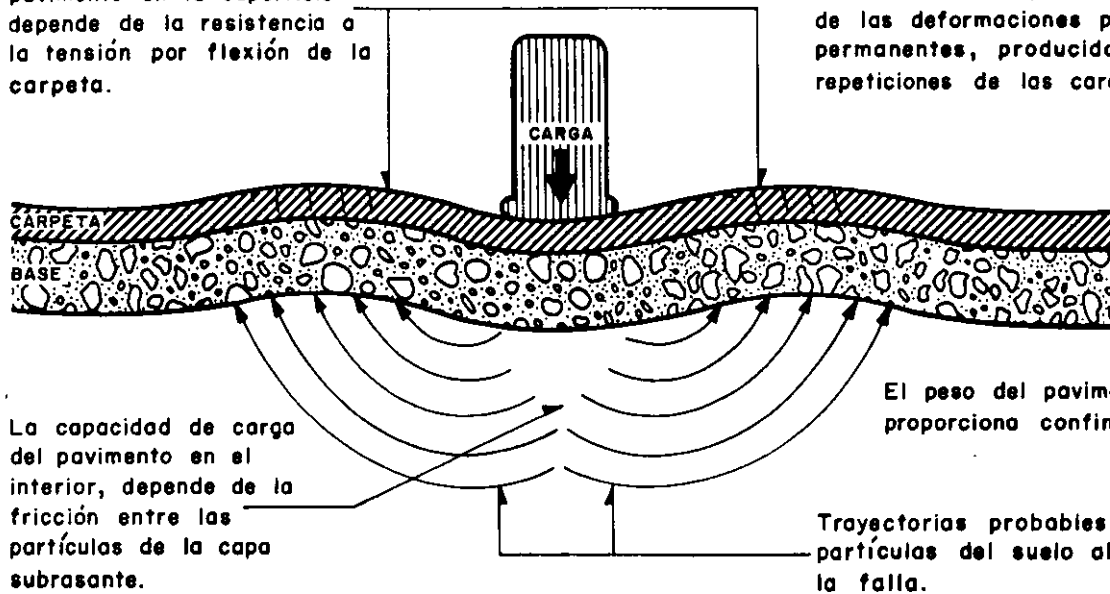


Fig. 6.3 Modelo de falla estructural de un pavimento asfáltico

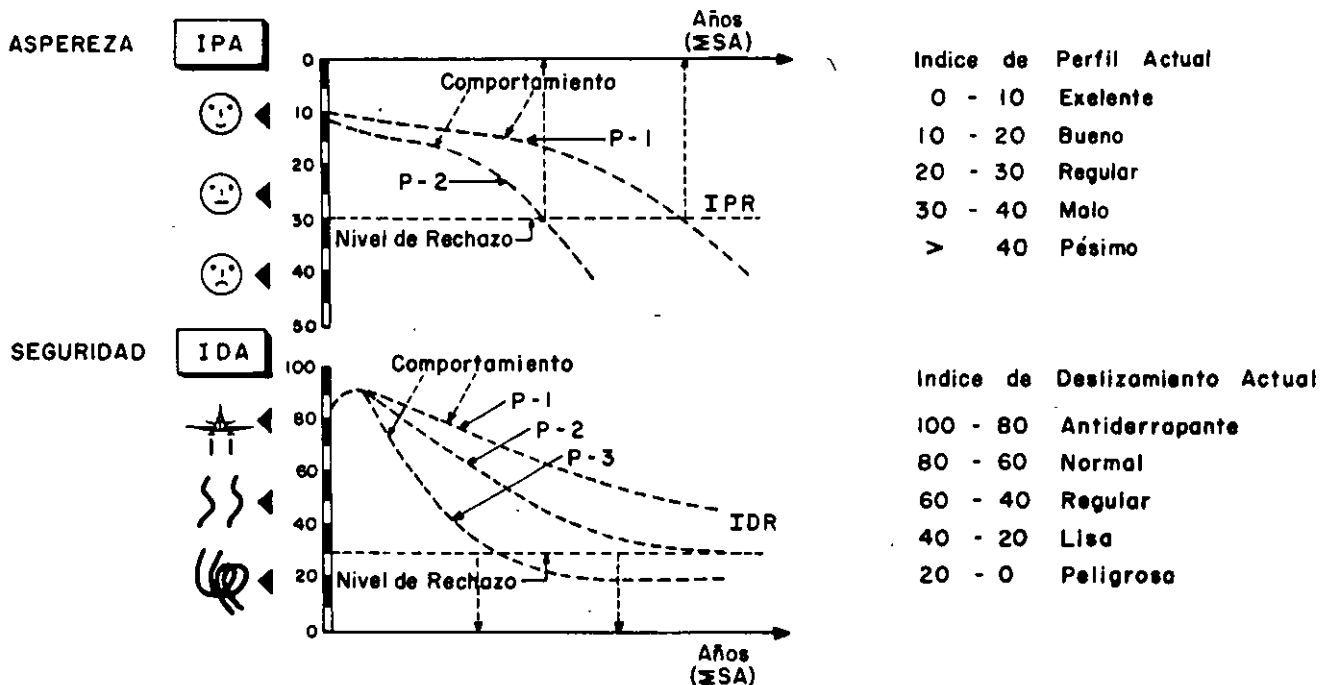

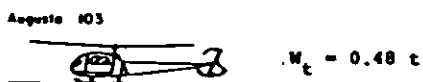
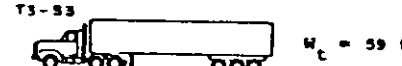
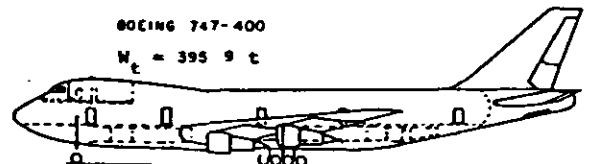
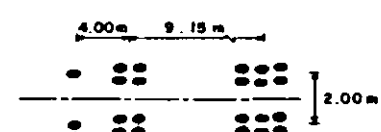
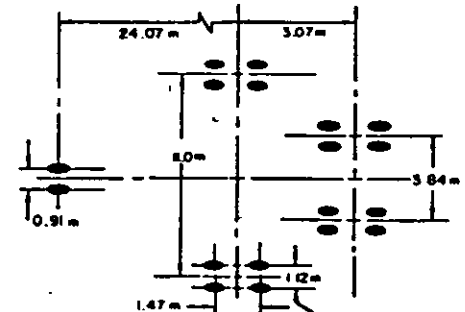


Fig. 6.4 Modelos de falla funcional de pavimentos (Análisis de comportamiento superficial)

4

FACTORES		CARRETERAS	AERODROMOS
Magnitud de las cargas	por elemento, en t por rueda, en t	0.8 a 22.5, por eje 0.4 a 5.0, por rueda	0.24 a 95.42, por pierna 0.24 a 23.90, por pierna
Presión de inflado máxima		5.8 kg/cm ²	15.9 kg/cm ²
Vehículo tipo	más ligeros		
	más pesados		
Configuraciones y disposiciones más críticas de las llantas			
Número de elementos de descarga		de 2 a 6 ejes (4 a 12 ruedas)	de 3 a 5 piernas (3 a 18 llantas)
Elemento de diseño		Eje sencillo de 8.2 t; P _c =5.8 kg/cm ²	Aeronave más frecuente (DAI) o con peso por llanta mayor (W _r)
Velocidad máxima de circulación		150 kph	300 kph
Efecto del impacto		Hasta dos veces la carga estática	Intrascendente
Vida útil normal de proyecto		15 años (pavimento asfáltico) 30 años (pavimento de concreto)	20 años (pavimento asfáltico) 20 años (pavimento de concreto)
Geometría de rodamiento		2.75 m s 3.65 m, por carril	23 m, rodajes; 45 m, aeropistas; > 80 m plataformas
Frecuencia de cargas	por capacidad acumuladas	hasta 2000 automóviles por hora 10 ⁵ a 10 ⁶ ejes estándar de 8.2 t	de 45 a 99 operaciones por hora 25x10 ⁴ a 5x10 ⁵ salidas de la aeronave de diseño
Banda crítica de rodamiento		de 20 a 70 cm de la orilla externa	en la franja central de 15 m de ancho de los rodajes

6.12

TABLA . CARACTERISTICAS DE AERONAVES COMERCIALES USUALES EN EL DISEÑO Y
EVALUACION DE PAVIMENTOS DE AKROPISTAS

Aeronave tipo	Peso bruto W_b (t)	Disposición y número de ruedas	Carga por pierna W_p (t)	Presión de neumáticos P_c (kg/cm ²)	Area de contacto A_c (cm ²)	Separación de ruedas (cm)		
						S	St	Sd
DC-3	11.4	2, sencilla	5.35	3.2	1672	-	-	-
DC-6/A/B	48.5	4, gemelas	21.35	7.4	1443	78	-	-
DC-9/15	41.5	4, gemelas	19.18	9.1	1054	61	-	-
DC-9/21	45.8	4, gemelas	21.62	10.0	1081	64	-	-
DC-9/41	52.2	4, gemelas	24.33	11.2	1086	66	-	-
B-737/300	62.8	4, gemelas	28.89	13.4	1078	86	-	-
DC-9/80	64.0	4, gemelas	30.57	11.7	1306	71	-	-
A-320/100	66.4	4, gemelas	30.88	11.9	1297	93	-	-
B-727/100	77.1	4, gemelas	34.85	11.4	1515	86	-	-
B-727/200N	78.5	4, gemelas	36.25	11.7	1549	86	-	-
B-727/200P	95.3	4, gemelas	43.91	11.7	1877	86	-	-
B-757/200	109.3	8, bogie	49.52	12.3	1007	86	114	143
B-767/200	141.5	8, bogie	63.37	12.9	1290	114	142	182
B-707/320B	148.8	8, bogie	68.44	12.7	1353	88	142	167
A-300/B4	150.9	8, bogie	69.41	14.1	1231	93	140	168
B-767/200ER	159.7	8, bogie	71.52	13.1	1365	114	142	182
DC-8/63	162.4	8, bogie	77.30	13.7	1411	81	140	162
Concorde	185.1	8, bogie	88.80	12.9	1721	68	167	180
DC-10/10	196.4	8, bogie	92.61	13.0	1781	137	163	213
DC-10/30	253.1	8, b + 2, g	95.42	12.0	1988	137	163	213
B-747/100B	341.6	16, bogie	78.90	13.4	1470	112	147	185
B-747/200B	352.9	16, bogie	83.28	13.9	1497	112	147	185
B-747/400	395.9	16, bogie	92.75	14.8	1567	112	147	185

CONCRETO TIPO:

PROYECTO:

6-11-1990

DATOS:

CBR subrasante:		9 %	
Sub-base:	a) tipo granular	B6	B6
	b) Espesor	20 cm	8 pulg
Módulos de reacción:	a) En subrasante	5 kg/cm ³	193 pci
	b) Combinado	7 kg/cm ³	249 pci
Concreto:	a) curado a 28 días	45 kg/cm ²	639 psi
	b) cv de calidad	12 %	12 %
	c) curado de diseño	44 kg/cm ²	619 psi
ESPESOR TENTATIVO:		36 cm	14 pulg

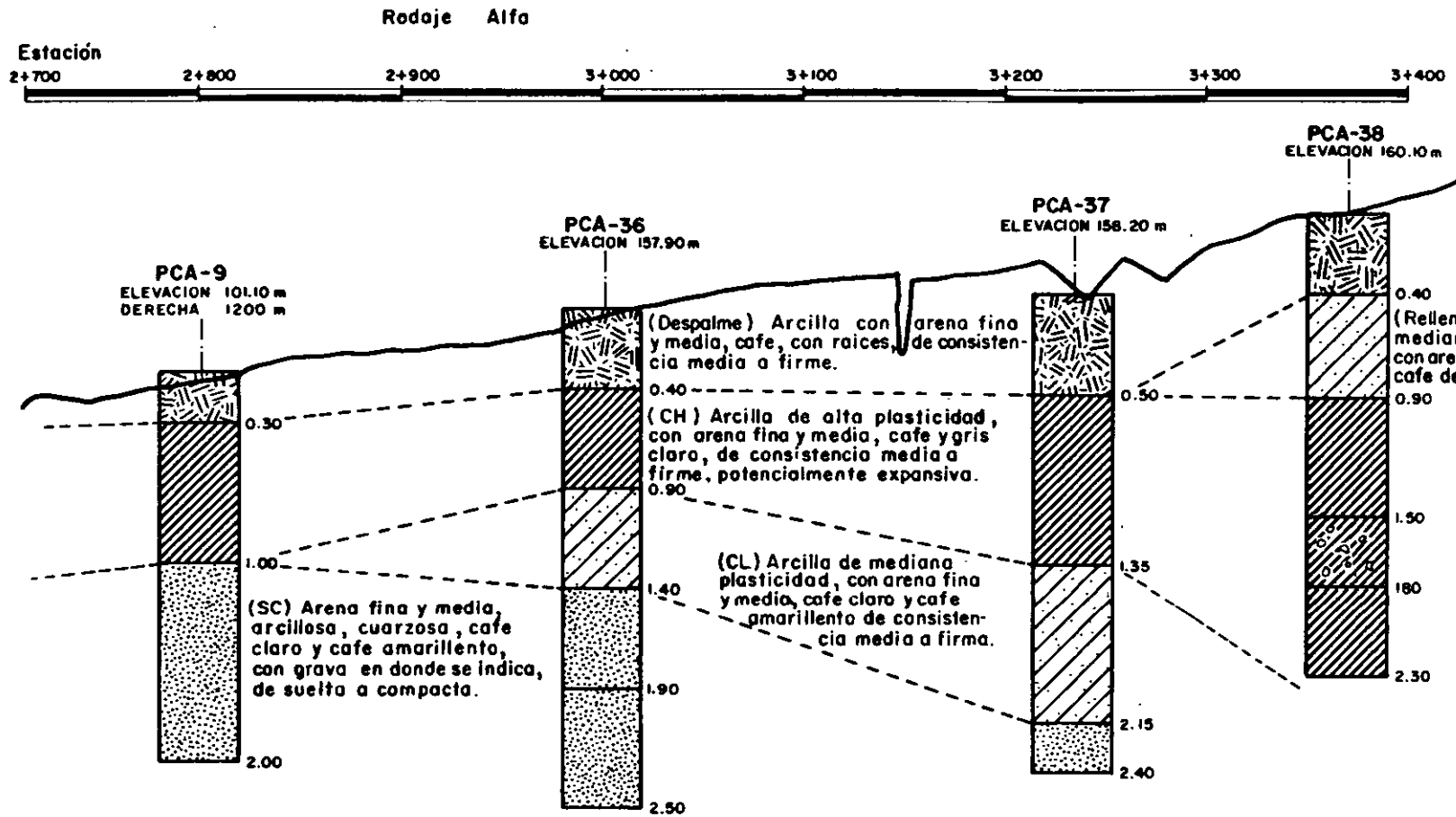
AERONAVE MODELO	TREN TIPO	PESOS (t)			TRANSITO		OPERACS TOTALES OPT	FRC TAXI WAY	REPETCS REALES RR	ESFUERZOS, kg/cm ²		REPETCS ADMISBLS RA	F, % DE FATIGA USADA
		Wb BRUTO	Wp PIERNA	Wt TREN	INICIAL DAI	r, %				σt (gráfica)	σt/σr Sr		
DC-3	TYP-2	11.40	5.35	10.70	0	0		0.12		0.0			0%
DC-6A/B	TYP-4	48.50	21.35	42.70	0	0		0.40		0.0			0%
DC-9-21	TYP-4	45.80	21.60	43.20	0	0		0.40		0.0			0%
DC-9-41	TYP-4	52.20	24.33	48.66	630	10	36,083	0.41	14,794	17.5	0.40	s/limite	
DC-9-81	TYP-4	64.00	30.57	61.14	840	7	34,436	0.41	14,119	20.5	0.47	s/limite	
B-727-100	TYP-4	77.10	34.85	69.70	0	0		0.41		0.0			0%
B-727-200N	TYP-4	78.50	36.25	72.50	960	7	39,356	0.41	16,136	23.5	0.54	179,405	9%
B-727-200P	TYP-4	95.30	43.91	87.82	0	0		0.41		0.0			0%
B-757-200	TYP-8	109.30	49.52	99.04	0	0		0.83		0.0			0%
B-767-200	TYP-8	141.50	63.37	126.74	0	0		0.83		0.0			0%
B-707-320B	TYP-8	148.80	68.44	136.88	0	0		0.83		0.0			0%
DC-8-63	TYP-8	162.40	77.30	154.60	0	0		0.83		0.0			0%
CONCORDE	TYP-8	185.10	88.80	177.60	0	0		0.83		0.0			0%
DC-10-10	TYP-8	196.40	92.61	185.22	365	8	16,703	0.57	9,521	26.5	0.61	26,020	37%
DC-10-30	TYP-8	253.10	95.42	190.84	0	0		0.58		0.0			0%
B-747-100B	TYP-8	334.70	77.33	309.32	0	0		0.58		0.0			0%
B-747-200B	TYP-8	352.90	83.28	333.12	365	4	10,869	0.58	6,304	27.5	0.63	13,671	46%
B-747-400	TYP-8	395.90	92.75	371.00	0	0		0.58		0.0			0%
		SUMAS			3,160		137,447		60,874				91.70%

AEROPUERTO:

A. DATOS

B. ANALISIS

AERONAVE MODELO	TREN TIPO	PERSONAS (L)			TRANSITO INICIAL		OPERACS 20 años OPT	FRC TAXI WAY	REPETCS REALES	
		Wp BRUTO	Wp PIERNA	Wt TREN	DAI	r, %				
DC-3 6 K	TYP-2	11.40	5.35	10.70	0	0		0.12		
DC-6A/B	TYP-4	48.50	21.35	42.70	0	0		0.40		
DC 9 21	TYP-4	45.80	21.60	43.20	0	0		0.40		
DC 9-41	TYP-4	52.20	24.33	48.66	630	10	36,083	0.41	1479	
DC-9-81	TYP-4	64.00	30.57	61.14	840	7	34,436	0.41	1411	
B-727-100	TYP-4	77.10	34.85	69.70	0	0		0.41		
B-727-200N	TYP-4	78.50	36.25	72.50	960	7	39,356	0.41	1613	
B-727-200P	TYP-4	95.30	43.91	87.82	0	0		0.41		
B-757-200	TYP-8	109.30	49.52	99.04	0	0		0.83		
B-767-200	TYP-8	141.50	63.37	126.74	0	0		0.83		
B-707-320B	TYP-8	148.80	68.44	136.88	0	0		0.83		
DC B-63	TYP-8	162.40	77.30	154.60	0	0		0.83		
CONCORDE	TYP-8	185.10	88.80	177.60	0	0		0.83		
DC-10-10	TYP-8	196.40	92.61	185.22	365	8	16,703	0.57	952	
DC-10-30	TYP-8	253.10	95.42	190.84	0	0		0.58		
B-747-100B	TYP-8	334.70	77.33	309.32	0	0		0.58		
B-747-200B	TYP-8	352.90	83.28	333.12	365	4	10,869	0.58	630	
B-747-400	TYP-8	395.90	92.75	371.00	0	0		0.58		
		SUMAS				3160		137447		6087



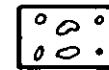
SIMBOLOGIA



DESPALME



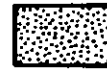
ARCILLA DE ALTA PLASTICIDAD
POTENCIALMENTE EXPANSIVA



GRAVAS



ARCILLA DE MEDIANA PLASTICIDAD



ARENA

P C A POZO A CIELO ABIERTO

Fig. 6.12 Perfil estratigráfico

TABLA 6.5 DATOS DE SUELOS PARA EL CALCULO DE CURVA MASA

AEROPUERTO DE TIJUANA B.C.N.

Nuevo Rodaje Alf.

EST A EST	ESTRATO No	ESP (m)	CLASIFICACION	TRATAMIENTO PROBABLE	COEFICIENTES DE VARIACION VOLUMETRICA				ATACA BILIDAD A B C	CORTE		TERRAPLEN		OBSERV	
					90%	95%	100%	SUELT		BAND	ALT. MAX.	TALUD	ALT. MAX.		TALUD
a	2+700	1	0.30	Tierra vegetal	Despalme					100-00-00					a
		2	0.70	Arcilla de alta plasticidad, con arena fina y media, de consistencia media a firme, potencialmente expansiva (CH)	Sustitución				1.40	70-30-00	1.0	1:1	3.0	3:1	a,d
	2+900	3	Indf	Arena fina y media, arcillosa cuarzosa, con grava, de suelta a compacta (CL)	Compactac.	0.96	0.91	0.86	1.10	80-20-00					c, f
a	2+900	1	0.45	Tierra vegetal	Despalme					100-00-00					a
		2	0.70	Arcilla de alta plasticidad, con arena fina y media, de consistencia media a firme, potencialmente expansiva (CH)	Sustitución				1.40	70-30-00	1.0	1:1	1.0	3:1	a, d
		3	0.70	Arcilla de mediana plasticidad, con arena fina y media, de consistencia media a firme (CL)	Compactac.	1.01	0.96	0.91	1.40	70-30-00					b, e, f
	3+300	4	Indf	Arena fina y media, arcillosa, cuarzosa, con grava, de suelta a compacta (SC)	Compactac.	0.96	0.91	0.86	1.10	80-20-00					c, f
a	3+300	1	0.45	Tierra vegetal	Despalme					100-00-00					a
		2	0.50	Arcilla de mediana plasticidad, con arena fina y media, de consistencia firme (relleno)	Despalme.				1.40	70-30-00	1.0	1:1	1.0	3:1	a
	3+400	3	Indf	Arcilla de alta plasticidad, con arena fina y media, de consistencia media a firme, potencialmente expansiva (CH)	Sustitución (min 1.00m)				1.40	70-30-00	1.0				a, d

6.23

TARLA 6.6 UTILIZACION DE DIVERSOS SUELOS EN LAS ESTRUCTURAS VIALES

SIMBOLO SUCS	SUELOS TÍPICOS	COMPORTAMIENTO EN SU EMPLEO COND			PROPIEDADES IMPORTANTES		
		TERRAPLEN	SUBRASANTE	SUPERESTRUCTURA	COMPACTABILIDAD	DEFORMABILIDAD	PERMEABILIDAD Y DRENAJE
GW	Gravas bien graduadas, mezclas de grava y arena limpias	Muy alta estabilidad	Excelente	Muy bueno	Buena	Prácticamente nula	Permeable, muy buen drenaje
GP	Gravas mal graduadas, mezclas de grava y arena limpias	Alta estabilidad	Buena a excelente	Buena a regular	Buena	Prácticamente nula	Permeable, muy buen drenaje
GM	Gravas limosas, mezclas de grava, arena y limo	Estable	Buena	Buena §§ a regular §	Buena	Muy ligera	Semipermeable drenaje regular
GC	Gravas arcillosas mezclas de grava, arena y arcilla	Estable	Buena	Regular §§ a malo	Buena a regular	Ligera §	Poco permeable, mal drenaje
SW	Arenas bien graduadas, mezclas de arena y grava limpias	Estable erosionable	Buena	Regular a bueno §§	Buena a regular	Prácticamente nula	Permeable buen drenaje
SP	Arenas mal graduadas, mezclas de arena y grava limpias	Estable erosionable	Regular a bueno	Malo a regular §§	Buena a regular	Prácticamente nula	Permeable buen drenaje
SM	Arenas limosas, mezclas de arenas, grava y limo	Estable erosionable	Regular a bueno §	Regular § a bueno §§	Buena	Ligera	Poco permeable, mal drenaje
SC	Arenas arcillosas, mezclas de arena, grava y arcilla	Estable	Regular a bueno §	Malo § a bueno §§	Buena a regular	Ligera a media §	Impermeable, mal drenaje
ML	Limos inorgánicos, poco plásticos y limos arenosos o arcillosos	Poco estable erosionable	Regular a malo	No debe usarse	Buena a mala	Ligera a media §	Impermeable, mal drenaje
CL	Arcillas, de baja o mediana plasticidad, arenosas o limosas	Estable	Regular a malo	No debe usarse	Regular a bueno	Medio	Impermeable, mal drenaje
DL	Limos y arcillas limosas, de origen orgánico, de baja plasticidad	Inestable no se use	Malo no se use	No debe usarse	Regular a mala	Medio a alta §	Impermeable, mal drenaje
MH	Limos inorgánicos, elásticos, micáceos o diatomáceos	Inestable no se use	Malo no se use	No debe usarse	Regular a mala	Alta	Impermeable, mal drenaje
CH	Arcillas inorgánicas, de alta plasticidad	Poco estable	Muy malo no se use	No debe usarse	Regular a mala	Muy alta	Impermeable, mal drenaje
OH	Arcillas o limos orgánicos de mediana a alta plasticidad	Inestable no se use	Muy malo no se use	No debe usarse	Regular a mala	Alta	Impermeable, mal drenaje
Pt	Turba y otros suelos altamente orgánicos	No debe usarse	No debe usarse	No debe usarse	No debe usarse	Muy alta	Semipermeable drenaje regular

Se consideran como superestructura las capas de sub-base y base en pavimentos o de sub-balasto y balasto, en vías férreas

§ El comportamiento de estos materiales depende de la calidad y/o contenido de finos

§§ Se puede mejorar el comportamiento de estos materiales si se emplean agentes estabilizadores como la cal, cemento Portland o productos asfálticos.


Fig. 6.13

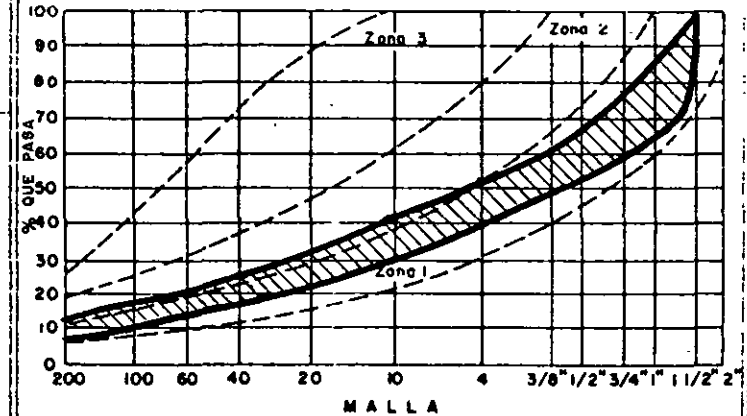
OBRA:

AEROPUERTO DE HUATULCO

BANCOS DE MATERIALES PARA PAVIMENTOS

BANCO PLAYONES DEL COPALITA

ESTRATO		SIM	CLASIFICACION GEOTECNICA	CLASIFIC
Nº	H (m)	BO LO		
1	2.0		Arena y grava de rio (SP), medianamente compacta, con 40 % de boleros, hasta 30 cm de tamaño máximo	60-40-00



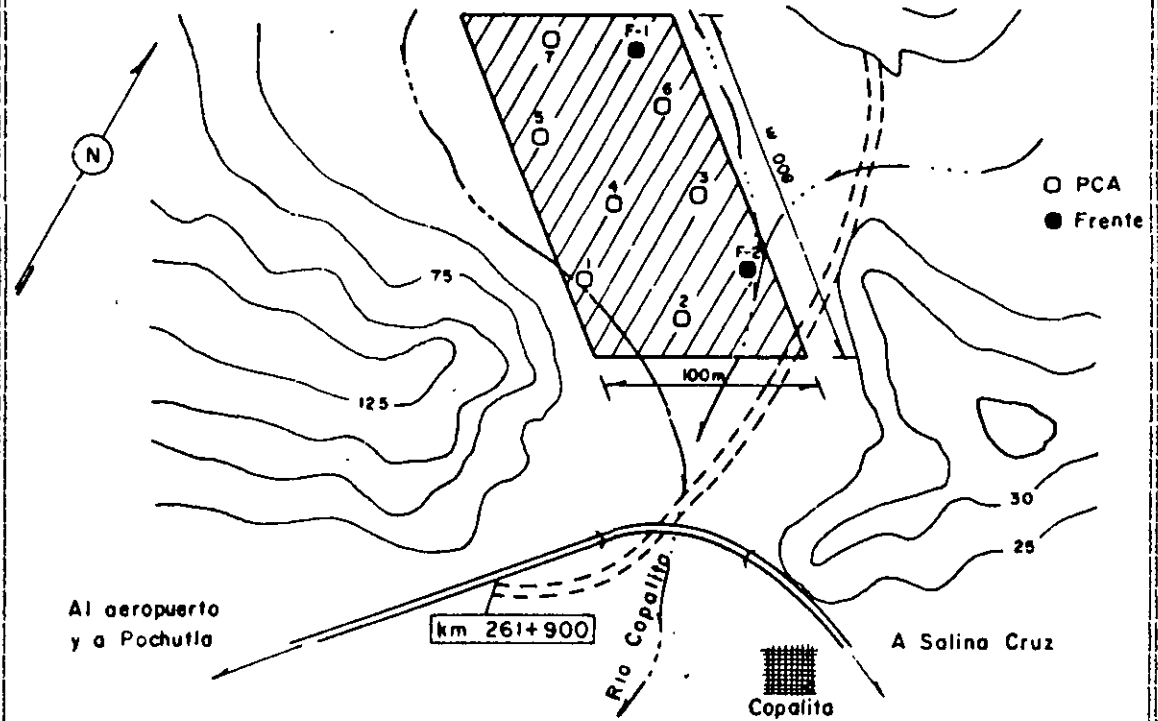
DATOS GENERALES DEL BANCO

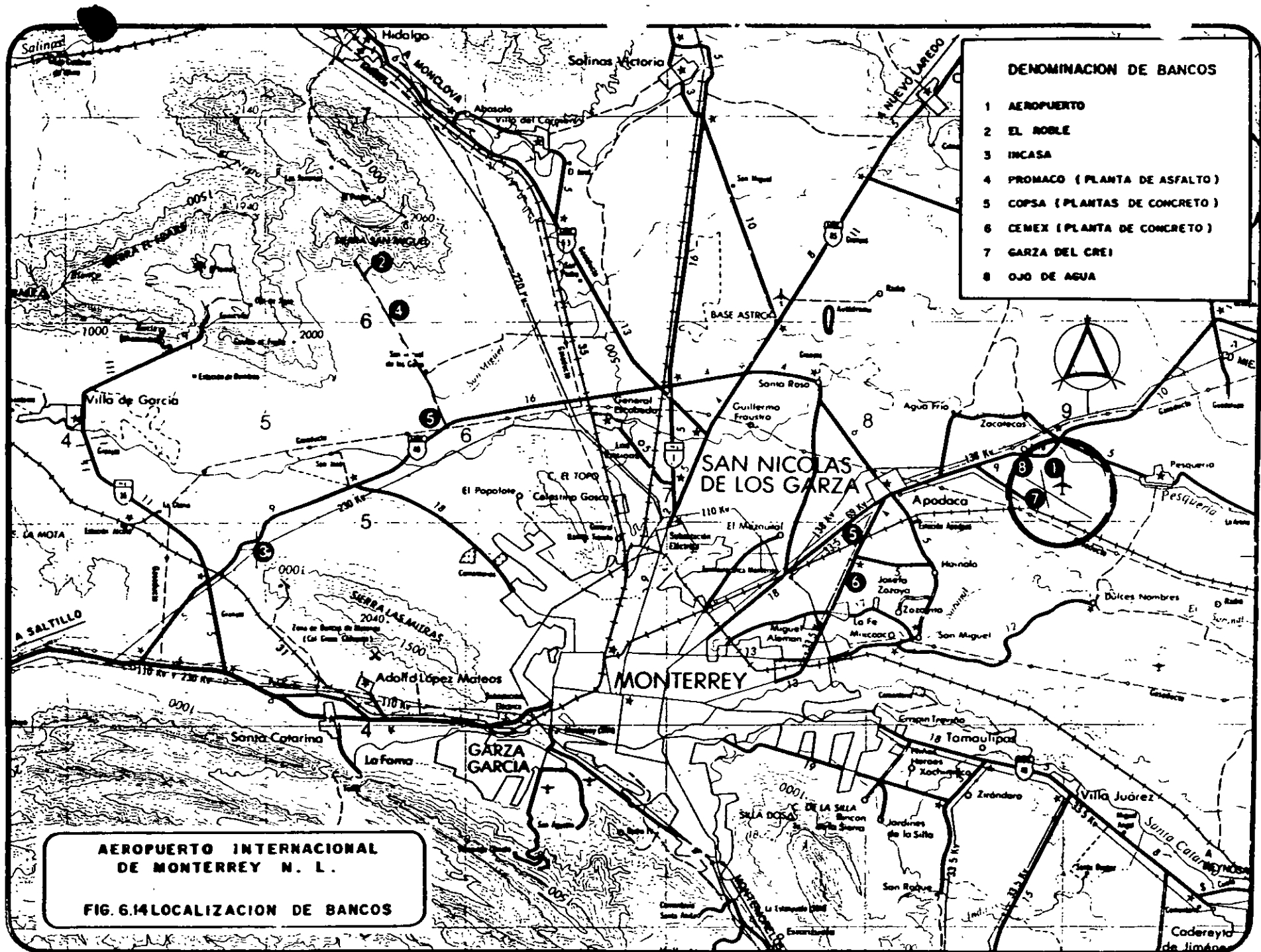
Denominación: "PLAYONES DE COPALITA"
 Ubicación: Km 261+900, carretera Pinotepa-Salina Cruz, d/d 1.4 km aguas arriba
 Distancia de acarreo (km): 18.3
 Empleo: sub-base y base
 Tratamiento: Trituración parcial (40%)
 Volumen estudiado (m3): 160 000
 Capacidad (m3): 500 000
 Observaciones: Explotación sólo en estiaje Propiedad federal

CARACTERISTICAS MEDIAS DEL MATERIAL

Tam. máx. = 30 cm	γ _{ds} = 1712 kg/m ³
> 3.8 cm = 40 %	γ _{d max} = 2190 kg/m ³
> 1.9 cm = 70 %	w _o = 16 %
w _L = 35 %	CBR = 108 %
l _p = 17 %	exp = 0.06 %
FA = 55 %	

CROQUIS DEL BANCO





DENOMINACION DE BANCOS

- 1 AEROPUERTO
- 2 EL ROBLE
- 3 INCASA
- 4 PROMACO (PLANTA DE ASFALTO)
- 5 COPSA (PLANTAS DE CONCRETO)
- 6 CEMEX (PLANTA DE CONCRETO)
- 7 GARZA DEL CREI
- 8 OJO DE AGUA

AEROPUERTO INTERNACIONAL DE MONTERREY N. L.

FIG. 6.14 LOCALIZACION DE BANCOS

TABLA 6.7 BANCOS RECOMENDADOS

DENOMINACION	LOCALIZACION	CLASIFICACION	REGIMEN DE PROPIEDAD	CLASIFICACION PARA PRESUPUESTO	DIST. DE ACARREO (km)	UTILIZACION	TRATAMIENTO	CAPACIDAD (m ³)
AEROPUERTO I	Carretera Lauro del Villar, S/N, casi esq. con Czda. Lázaro Cárdenas	Arena arcillosa, fina y media, cuarzosa con mica, gravas y fragmentos chicos, tamaño máximo de 15 cm y pocos fragmentos medianos y grandes (SC)	Banco comercial	90-10-00	2.8	Capa de transición y capa subrasante	Eliminación de tamaños mayores de 7.6 cm (3") y compactación	100,000
AEROPUERTO II	Entre las Ests. Kms. 0+640 y 1+340 del Rodaje Paralelo a 220 m a la der., dentro de los linderos del aeropuerto	Arena arcillosa, fina y media, cuarzosa con mica, gravas y fragmentos chicos, tamaño máximo de 50 cm y pocos fragmentos medianos y grandes (SC)	ASA	60-40-00	0.25	Terracerías y capa de transición	Eliminación de arcilla y de tamaños mayores de 7.6 cm (3") y compactación	500,000
IXFALIA	Kilómetro 2.5 del Libramiento Sur de Tijuana, a la izq.	Planta de agregados. (grava-arena (6W-5W)) concreto asfáltico y concretos premezclados	Banco comercial	50-50-00	14.0		Trit. parcial y cribado a tam. máx. de	Mayor de 1'000,000
						Sub-base, Base	38 mm (1½")	
						Carpeta	19 mm (¾")	
	Concreto	38 mm (1½")						
LASALLE	Av. Simón Bolívar S/N, entre Blvd. Insurgentes y la Carretera Tijuana - Mexicali	Planta de agregados. (grava-arena (6W-5W)) y concretos premezclados	Banco comercial	50-50-00	15.5		Trit. parcial y cribado a tam. máx. de	Mayor de 1'000,000
						Sub-base, Base	38 mm (1½")	
						Concreto	38 mm (1½")	
CONSTRUCTORA TRANSPENINSULAR	Libramiento Sur, Cañón El Matadero, Col. El Mirador, a la derecha	Planta de concreto asfáltico	Banco comercial	50-50-00	14.0	Concreto asfáltico	Trit. parcial y cribado a tam. máx. de 19 mm (¾")	500,000
AEROPUERTO III	Dentro de los linderos del Aeropuerto, en las instalaciones del CREI	Agua	Federal	-----	3.5	Compactación y concreto hidráulico	Ninguno	Suficiente

TABLA 6.8 CARACTERIZACION DE MATERIALES EN LAS ESTRUCTURAS VIALES

PROPIEDADES FUNDAMENTALES		ENSAYES TÍPICOS PARA SU VALUACION	METODO DE PRUEBA	DENOM. ASTH	TERR. DE CIMENT	TERRAC Y SUBRS	SUB-BASE Y BASE	CARP. ASF	CONCR	
ESTRUCTURACION Y CLASIFICACION	contenido de agua "in situ" (w)	por secado	aparato nuclear	2216	XXXXX	XXXXX	XXXXX			
		aparato nuclear	muestra inalterada	3017	XXXXX	XXXXX	XXXXX	XXXXX	XXXXX	
		cono de arena		2937	XXXXX	XXXXX	XXXXX	XXXXX	XXXXX	
	peso volumétrico "in situ" (γ_d)	membrana de hule		1556	XXXXX	XXXXX	XXXXX			
		aparato nuclear		2167	XXXXX	XXXXX	XXXXX			
		aparato nuclear		2922	XXXXX	XXXXX	XXXXX			
		aparato nuclear		2950	XXXXX	XXXXX	XXXXX	XXXXX		
límites de consistencia (wL, wP)	límite líquido		423	XXXXX	XXXXX	XXXXX				
	límite plástico		424	XXXXX	XXXXX	XXXXX				
granulometría (G.S.F)	por mallas		422	XXXXX	XXXXX	XXXXX	XXXXX	XXXXX		
	finos por lavado		1140	XXXXX	XXXXX	XXXXX	XXXXX	XXXXX		
	forma de las partículas (IL)	índice del lajeo	RB12			XXXXX	XXXXX	XXXXX		
COMPACTABILIDAD (T_d max y W_p)	por impactos tipo Proctor	AASHTO estándar		698		XXXXX	XXXXX			
		AASHTO modificada		1557		XXXXX	XXXXX			
	por presión estática	Porter estándar		K.06		XXXXX	XXXXX			
	por amasado (suelos)	Hveem		2744		XXXXX	XXXXX			
	por vibración (e_{max})	mesa vibratoria		2049		XXXXX	XXXXX			
	por impactos (mez. asf.)	Marshall		1559				XXXXX		
	por amasado (mez. asf.)	Hveem		1561				XXXXX		
PERMEABILIDAD	granulometría (G.S.F)	por mallas		422	XXXXX	XXXXX	XXXXX	XXXXX		
		hidrómetro		422	XXXXX	XXXXX	XXXXX	XXXXX		
	permeámetros (P)	de carga constante		2434	XXXXX	XXXXX	XXXXX	XXXXX		
		de carga variable		3637	XXXXX	XXXXX	XXXXX	XXXXX		
RESISTENCIA	RESISTENCIA AL ESFUERZO CORTANTE	compresión simple (q_u)	suelos	2166	XXXXX	XXXXX				
			estabilizaciones	1633	XXXXX	XXXXX	XXXXX			
		compresión triaxial (c, θ)	no cons. no dren.	2850	XXXXX	XXXXX				
			cons. no drenada			XXXXX	XXXXX			
			cons. drenada			XXXXX	XXXXX			
			Texas Hwy. Dept.		3397		XXXXX	XXXXX		
			rep. repetitiva (S)		1195		XXXXX	XXXXX	XXXXX	
	capacidad de carga (pruebas de placa)	no repetitiva (k)		1196		XXXXX	XXXXX	XXXXX		
		muestra inalterada		MS-10	XXXXX	XXXXX				
		de campo "in situ"		4429	XXXXX	XXXXX				
	valor relativo de soporte (CBR)	estándar		N.02			XXXXX			
		Cuerpo de Ings.		MS-10		XXXXX				
		modificadas		N.03		XXXXX	XXXXX			
estabilidad (R) y pres. exud.	Hveem (suelos)		2844		XXXXX	XXXXX				
estabilidad (S)	Hveem (mez. asf.)		1560				XXXXX			
RESISTENCIA A LA TENSION	cohesiómetro	Hveem		1560			XXXXX	XXXXX		
	estabilidad	Marshall		1559				XXXXX		
	módulo de resistencia (σ'_{p1})	flexión en vigas		C-683					XXXXX	
	módulo de tensión (S_p)	tensión indirecta		4123					XXXXX	

TABLA 6.8 (CONT.) CARACTERIZACION DE MATERIALES EN LAS ESTRUCTURAS VIALES

PROPIEDADES FUNDAMENTALES	ENSAYES TÍPICOS	METODO DE PRUEBA	DENOM. ASTM	TERR. DE CEMENT	TERRAC. Y SUBRS	SUB-BASE Y BASE	CARP. ASF	LOSA DE CONCR	
	PARA SU VALUACION								
D E F O R M A B I L I D A D	COMPRESIBILIDAD	consolidación	odómetro	2435	XXXXX				
	EXPANSIBILIDAD	contenido de agua "in situ" límites de consistencia (wL, wP y wC)	por secado	2216	XXXXX	XXXXX			
			límite líquido	423	XXXXX	XXXXX			
			límite plástico	424	XXXXX	XXXXX			
			límite de contrac.	427	XXXXX	XXXXX			
		contracción lineal (CL)	T107	XXXXX	XXXXX	XXXXX	XXXXX		
		peso volumétrico "in situ" (γ_w)	muestra inalterada	2937	XXXXX	XXXXX			
	DEFORMABILIDAD PLÁSTICA (DEFORMACION PERMANENTE)	saturación en prueba de valor relativo de soporte (CBR)	cono de arena	1556	XXXXX	XXXXX			
			membrana de hule estándar	2167	XXXXX	XXXXX			
			muestra inalterada	N.02	XXXXX	XXXXX	XXXXX		
Cuerpo de lngs.			MS-10	XXXXX	XXXXX				
DEFORMABILIDAD ELÁSTICA (FATIGA)	presión de expansión (p_{exp})	Hveem	MS-10	XXXXX	XXXXX				
		odómetro	2744	XXXXX	XXXXX				
	DURABILIDAD	saturación bajo presión	límites de consistencia (wL, wP y wC)	límite líquido	423	XXXXX	XXXXX	XXXXX	
			límite plástico	424	XXXXX	XXXXX	XXXXX		
			límite de contrac.	427	XXXXX	XXXXX	XXXXX		
			contracción lineal (CL)	T107	XXXXX	XXXXX	XXXXX		
equivalente de arena (EA)			2419	XXXXX	XXXXX	XXXXX	XXXXX		
estabilidad (R, suelos)			Hveem	2844	XXXXX	XXXXX			
FRICCIÓN SUPERFICIAL	estabilidad (S, mezc. asf.)	Hveem	1560	XXXXX	XXXXX				
		flujo plástico	Marshall	1559	XXXXX	XXXXX			
		compresión triaxial (ϵ)	no cons. no dren.	2850	XXXXX	XXXXX			
		cons. no drenada	XXXXX	XXXXX					
		cons. drenada	XXXXX	XXXXX					
		perifilómetros (ISA, Δ)	Texas Hwy. Dept.	3397	XXXXX	XXXXX	XXXXX		
FRICCIÓN SUPERFICIAL	compresión triaxial (ϵ)	regla de 3 m	SCT				XXXXX	XXXXX	
		AASHTO					XXXXX	XXXXX	
		CHLDE					XXXXX	XXXXX	
		transversal	SCT				XXXXX	XXXXX	
		Calif. Hwy. Dept.	C-526				XXXXX	XXXXX	
		Mays Ride Meter					XXXXX	XXXXX	
FRICCIÓN SUPERFICIAL	deflexómetros (δ)	Viga Benkelman	C-356				XXXXX	XXXXX	
		Calif. Hwy. Dept.	C-356				XXXXX	XXXXX	
		Dynaflect	C-356				XXXXX	XXXXX	
		repertiva	1195	XXXXX	XXXXX	XXXXX	XXXXX		
FRICCIÓN SUPERFICIAL	módulo de resiliencia (suelos)	triaxial dinámica	4123	XXXXX	XXXXX		XXXXX	XXXXX	
		tensión indirecta					XXXXX		
FRICCIÓN SUPERFICIAL	mezclas asfálticas)	densidad y absorción	agregado grueso	127			XXXXX	XXXXX	
		desgaste	agregado fino	128			XXXXX	XXXXX	
		sanidad	Los Angeles	535			XXXXX	XXXXX	
		índice de durabilidad (ID)	intemp. acelerado	88			XXXXX	XXXXX	
		forma de las partículas (IL)	agreg. grueso y fino	3744			XXXXX	XXXXX	
		índice del lajeo	XXXXX	8812			XXXXX	XXXXX	
FRICCIÓN SUPERFICIAL	texturómetros (μ)	p meter	E-670				XXXXX	XXXXX	
		péndulo de fricción	E-303				XXXXX	XXXXX	

NOTAS. B: British Standards
 SCT: K o N. Secretaría de Comunicaciones y Transportes
 MS: The Asphalt Institute
 T: Texas Hwy. Dept.
 C: California Hwy. Dept.
 resto: American Standards of Testing and Materials

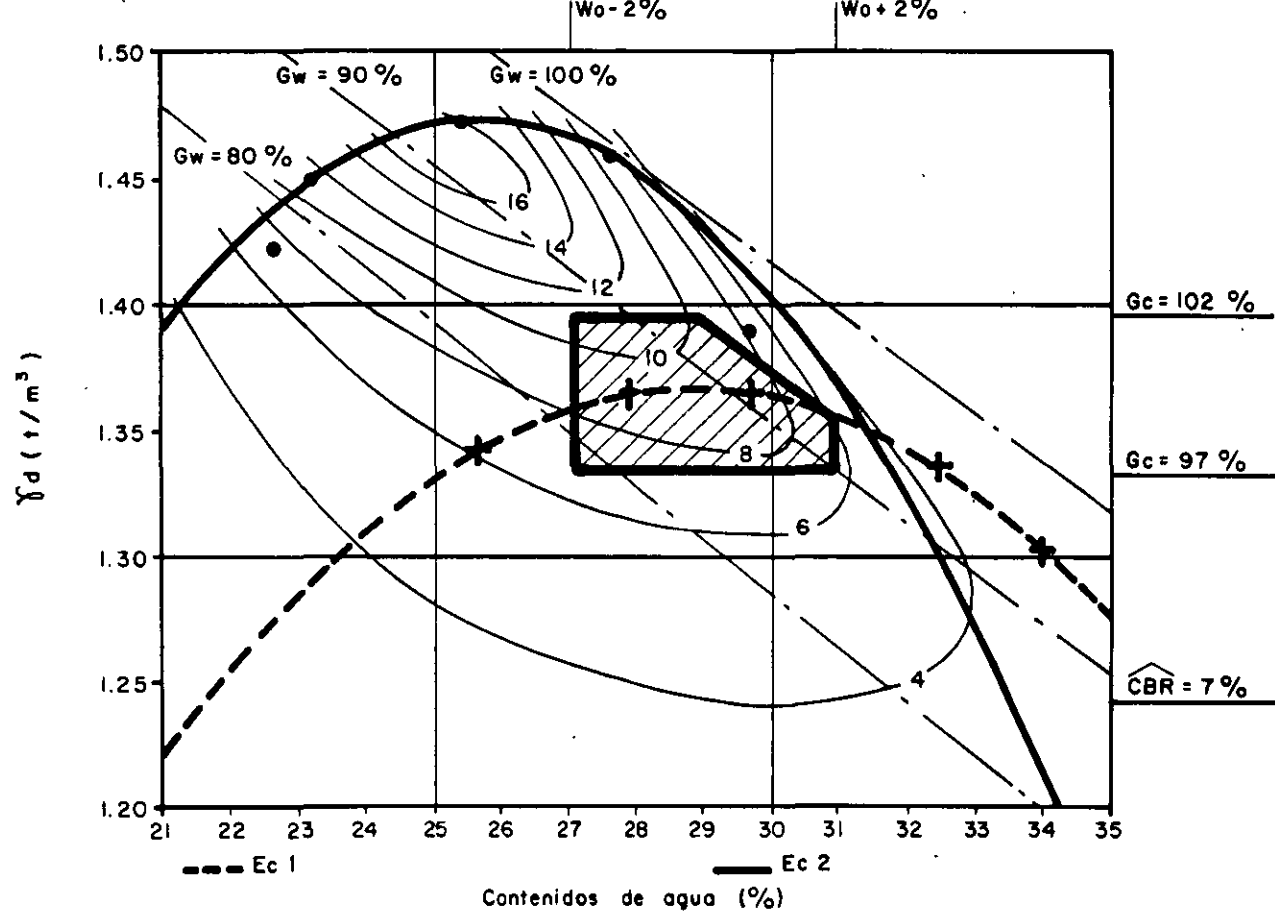
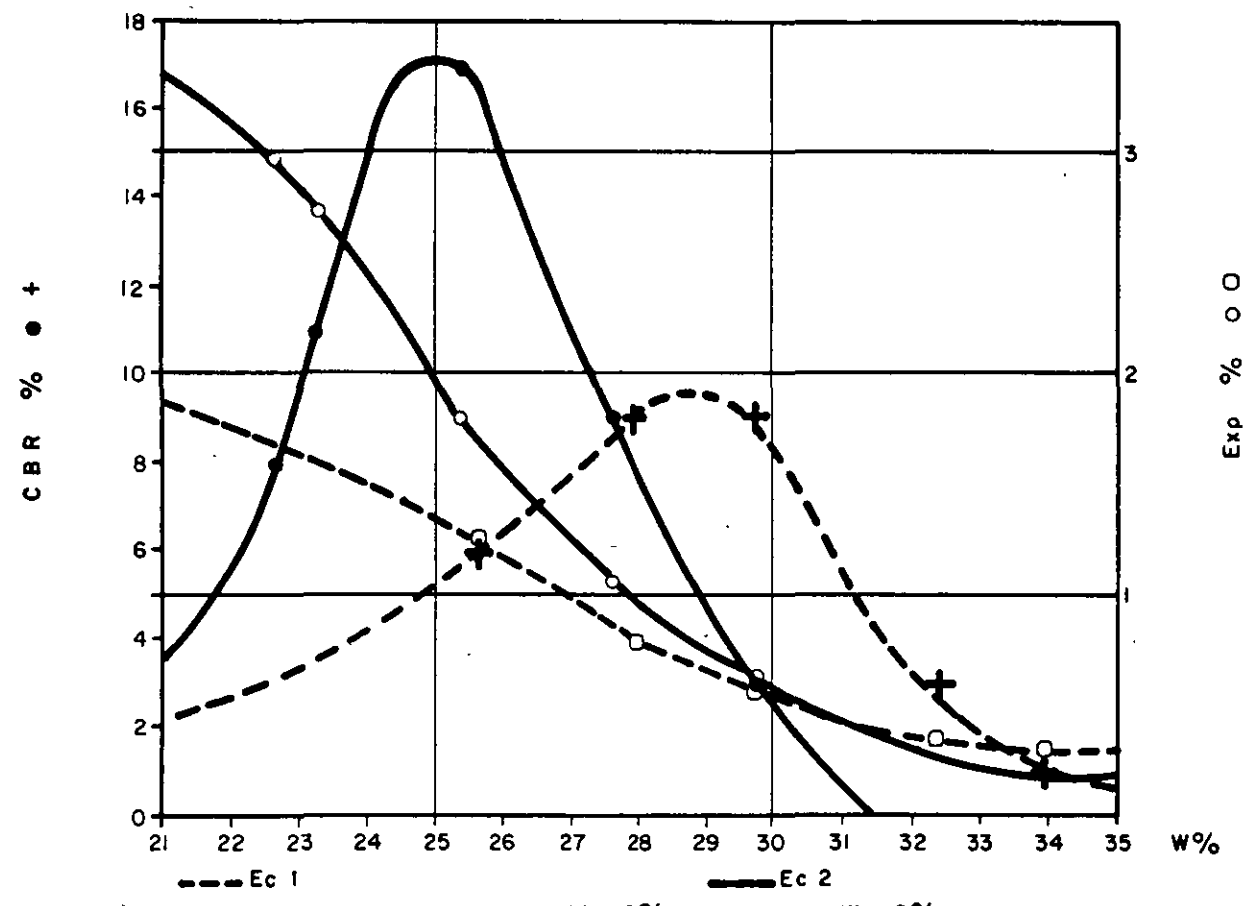


Fig. 6.17 Diagrama de resultados de las pruebas de CBR

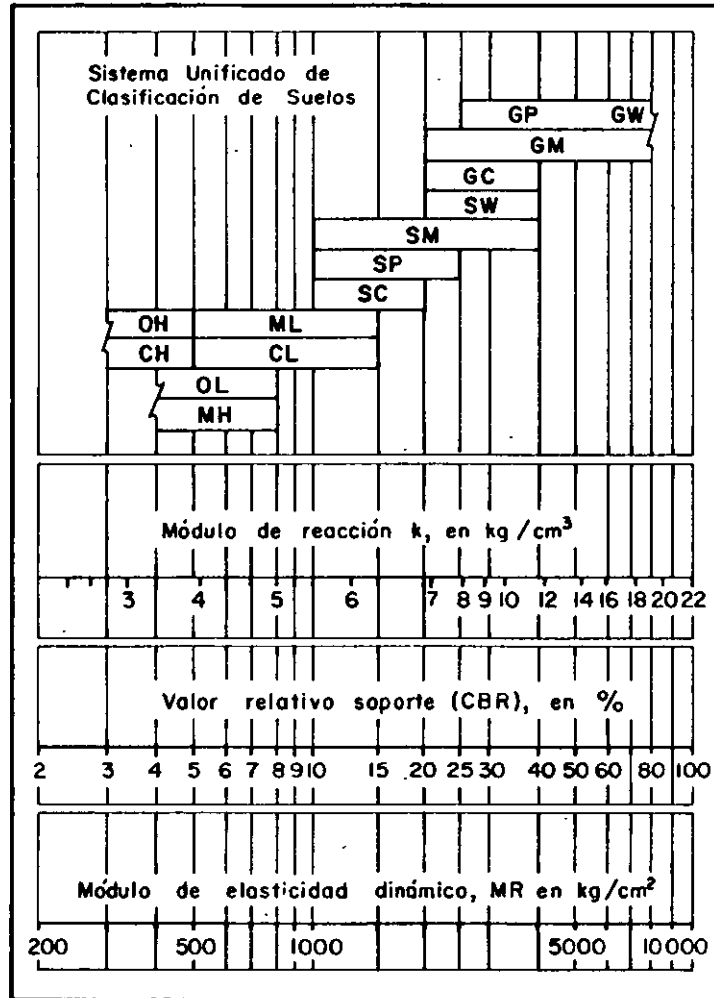


Fig. 6.20 Relaciones aproximadas entre el tipo de suelo (Clasificación SUCS), su módulo de reacción k , su CBR y su módulo de elasticidad dinámico, M_R

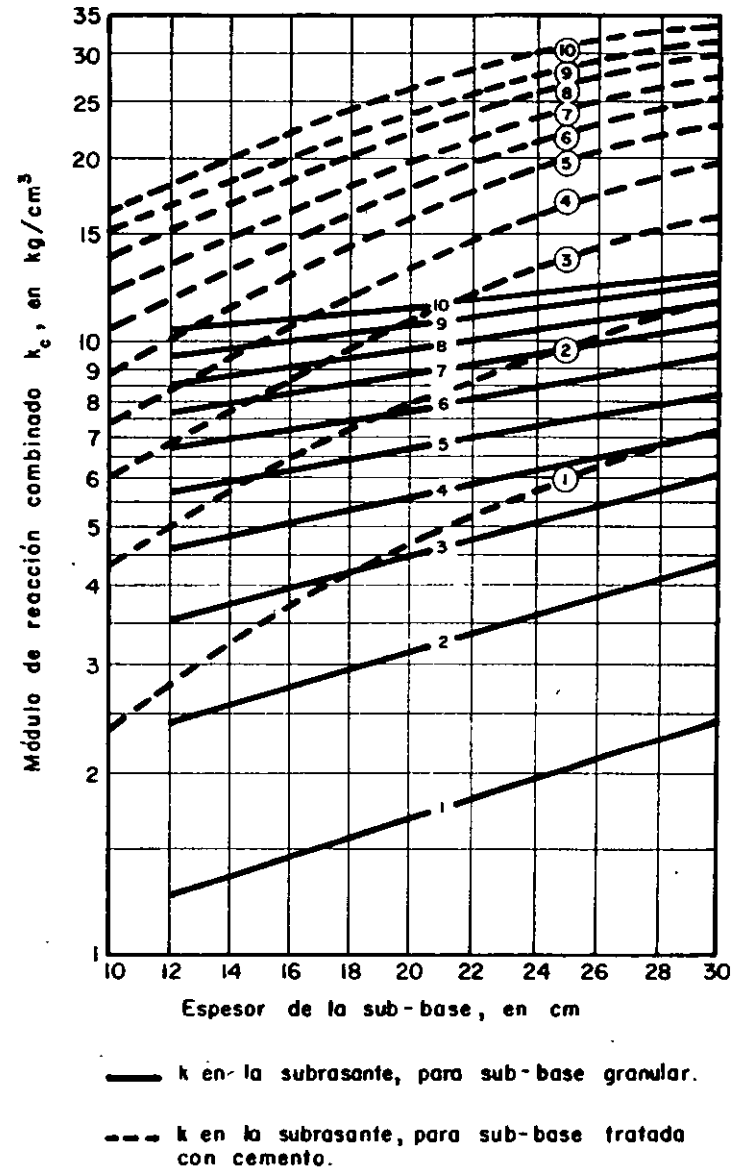


Fig. 6.21 Módulo de reacción combinado (k), por efecto del tipo de espesor de la sub-base

21

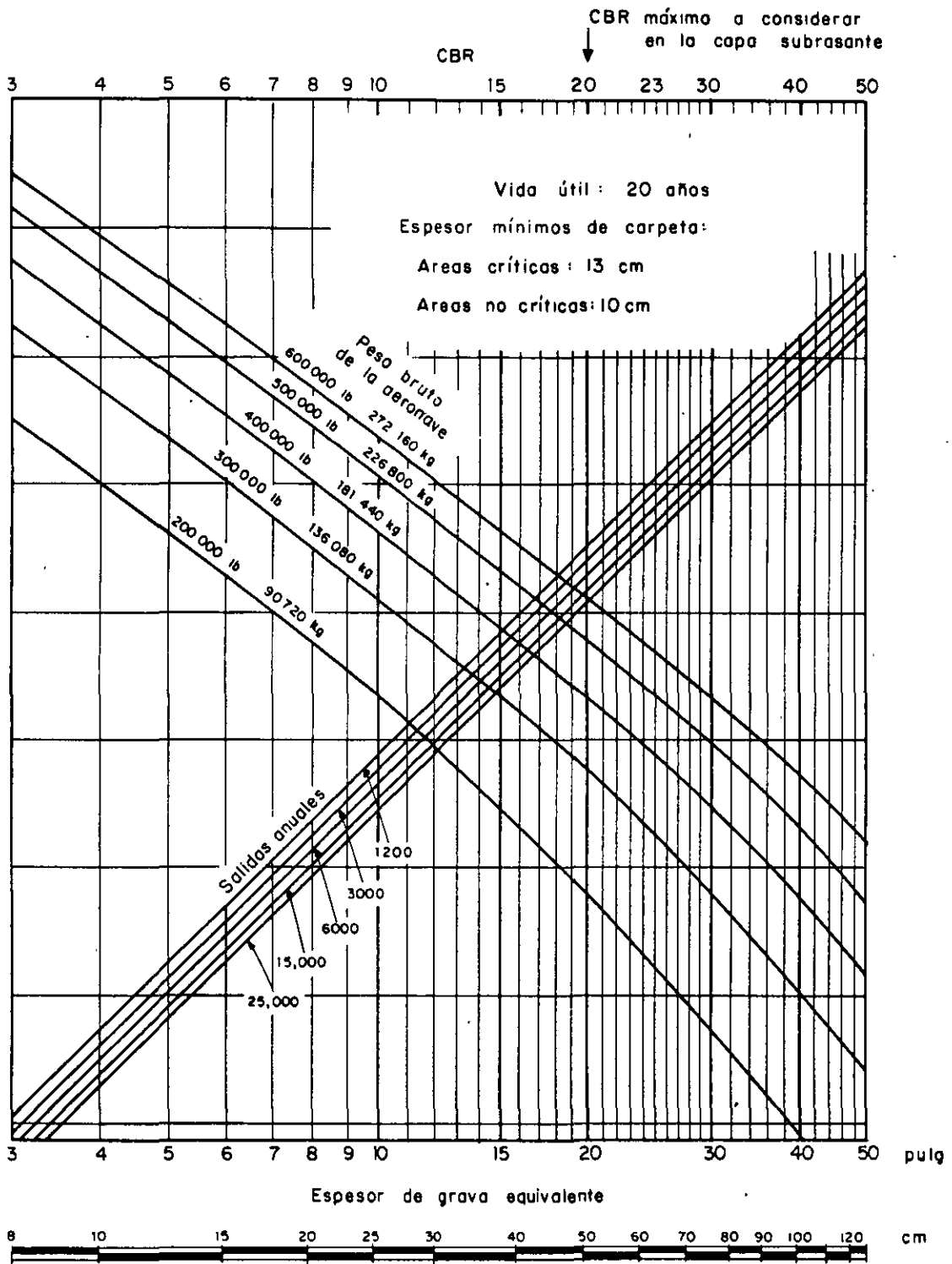


Fig. 6.25 Gráfica de diseño de pavimentos asfálticos para áreas críticas, DC 10-30, 30CF, 40,40CF

21

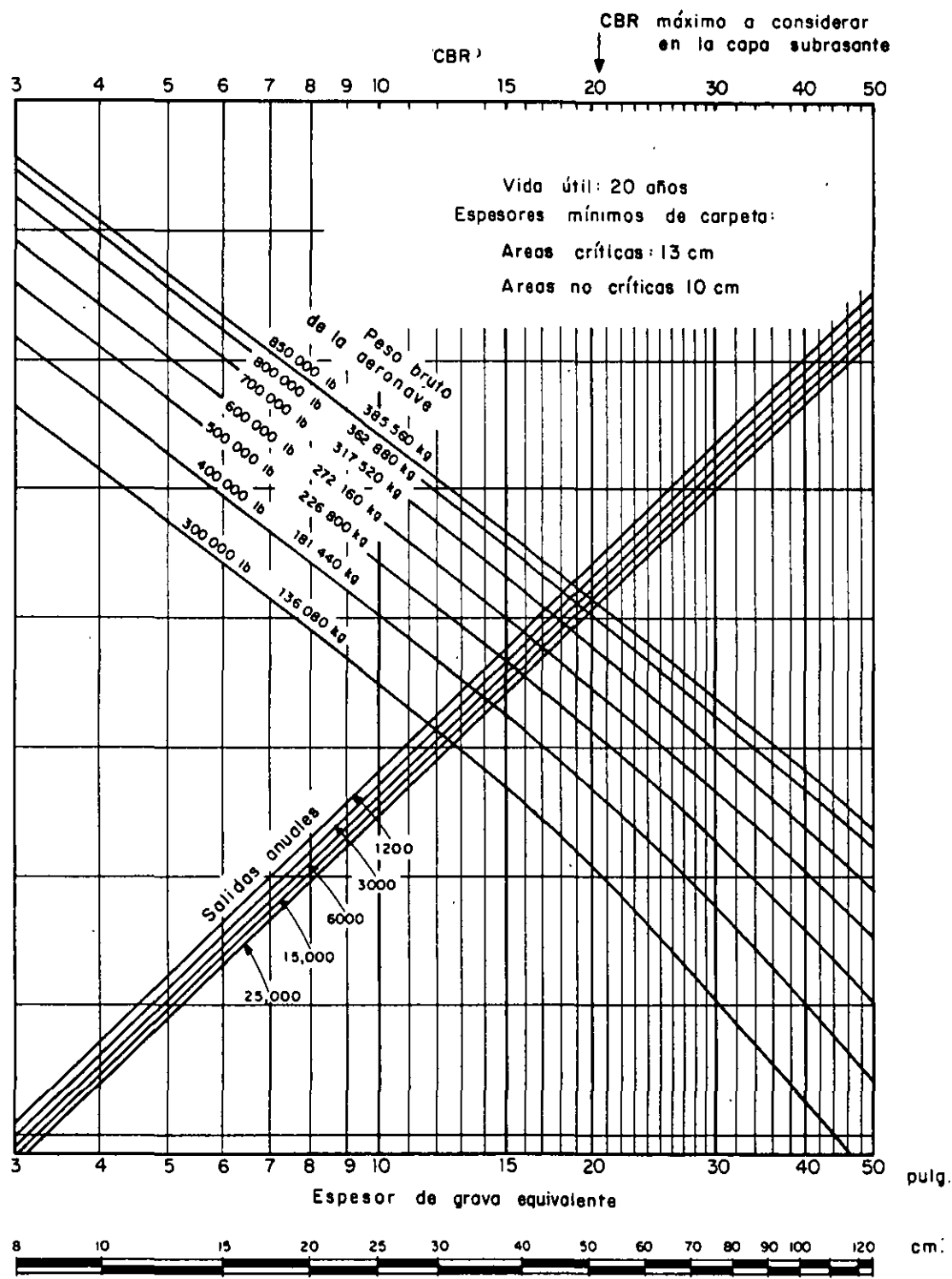


Fig. 6.26 Gráfica de diseño de pavimentos asfálticos para areas críticas, B-747-100, SR, 200 B,C,F

61

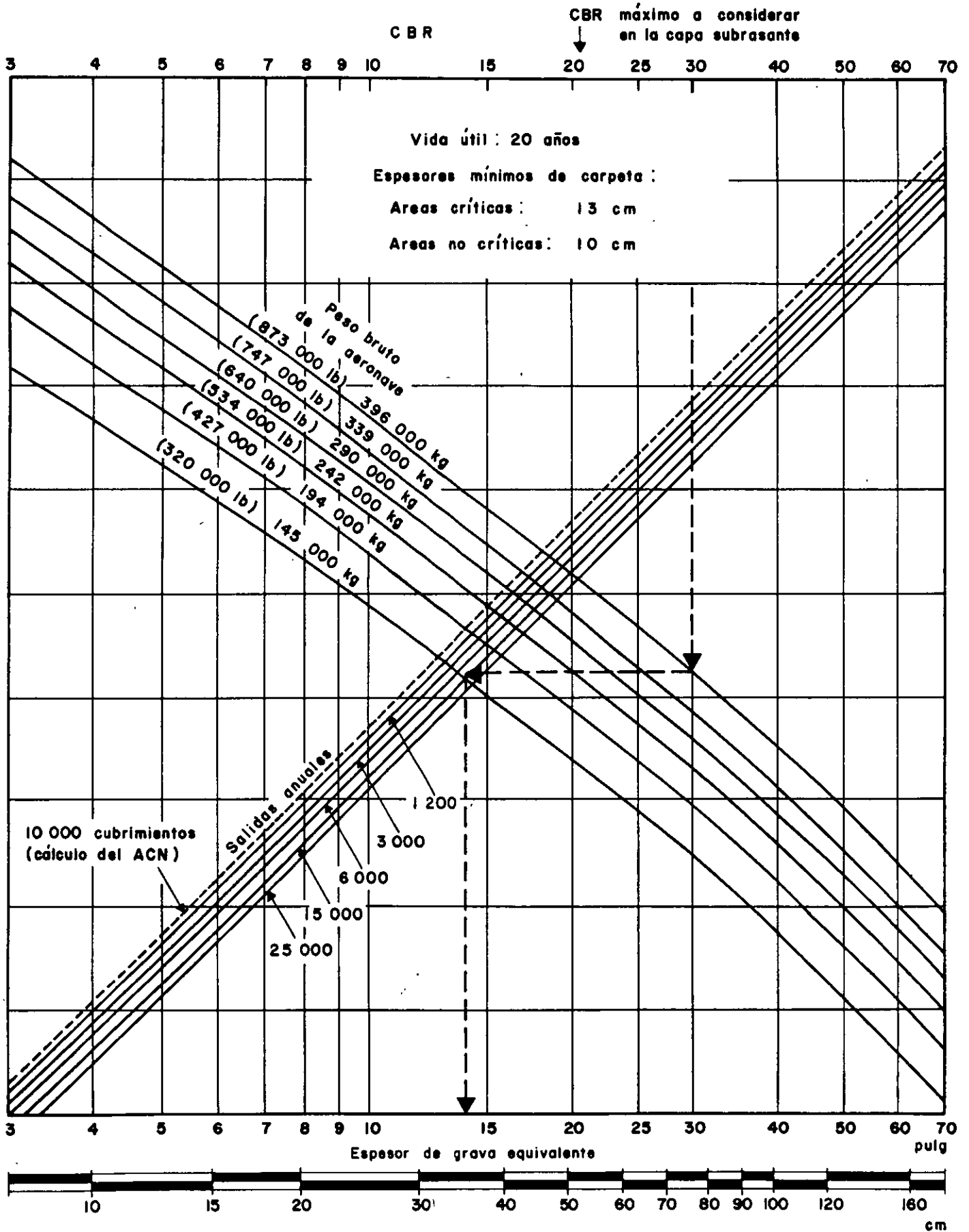


Fig. 6.27 Gráfica de diseño de pavimentos asfálticos para áreas críticas. Aeronave tipo Boeing 747-400

Tabla 6.10.1 Características estructurales recomendables para secciones de pavimentos en aeródromos

ELEMENTO	MATERIALES TÍPICOS	NIVELES DE CALIDAD		
		CARACTERÍSTICA	ENSAYE	VALOR
Subrasante	Suelos no plásticos (GW, GP, GM, GC, SW, SP, SM, SC, CL, ML)	Granulometría	Tamaño máx. (cm) % de Finos	7.6 < 25
		Plasticidad	Límite Líquido (w _L , %) Índice Plástico (I _p , %)	< 30 < 10
		Compactación	AASHTO estándar (%)	> 100
		Resistencia	CBR (%)	> 20
		Deformabilidad	Expn. ensaye de CBR (%)	< 2
		Espesor mínimo	Medición directa (cm)	50
		Sub-base granular (SB)	Grava poco limosa (GW-GM) Grava triturada (GW)	Granulometría (fig. 6.30)
Plasticidad	Límite Líquido (w _L , %) Índice Plástico (I _p , %) Equivalente de arena (%)			< 25 < 6 > 20
Compactación	AASHTO modificada (%)			> 100
Resistencia	CBR (%)			> 40
Durabilidad	Desgaste Los Angeles (%)			< 40
Espesor mínimo	Medición directa (cm)			15
Base granular de pavimentos asfálticos y sub-base de pavimentos de concreto (BG)	Grava triturada, bien graduada (GW)			Granulometría (fig. 6.31)
		Plasticidad	Límite Líquido (w _L , %) Índice Plástico (I _p , %) Equivalente de arena (%)	< 25 < 6 > 50
		Compactación	AASHTO modificada (%)	> 100
		Resistencia	CBR (%)	> 100
		Durabilidad	Desgaste Los Angeles (%)	< 40
		Espesor mínimo	Medición directa (cm)	20

Tabla 6.10.2 Características estructurales recomendables para secciones de pavimentos en aeródromos

ELEMENTO	MATERIALES TÍPICOS	NIVELES DE CALIDAD		
		CARACTERÍSTICA	ENSAYE	VALOR
Base (BTL)	Suelos estabilizados con cal (GF, GM, GC, SP, SM, SC)	Granulometría (MN) (fig. 6.30)	Tamaño máx. (cm)	3.8
			% de Finos	15 a 30
			Zona granulométrica	1 a 2
		Plasticidad (MN)	Límite Líquido (w_L , %)	> 30
			Índice Plástico (I_p , %)	> 10
			Equivalente de arena (%)	< 30
Compactación (ME)	AASHTO modificada (%)	> 100		
Resistencia (ME)	CBR (%)	> 100		
	Espesor mínimo	Medición directa (cm)	15	
Base (BTC)	Suelos estabilizados con cemento (GW, GM, GC, SW, SM, SC)	Granulometría (MN) (fig. 6.30)	Tamaño máx. (cm)	3.8
			% de Finos	10 a 25
			Zona granulométrica	1 a 2
		Plasticidad (MN)	Límite Líquido (w_L , %)	> 25
			Índice Plástico (I_p , %)	< 12
			Equivalente de arena (%)	< 50
Compactación (ME)	AASHTO modificada (%)	> 100		
Resistencia (ME)	Compresión simple f'c a los 7 días (kg/cm ²)	> 46		
	Espesor mínimo	Medición directa (cm)	20	
Base (BTA)	Grava triturada, estabilizada con asfaltos (GW, GP)	Granulometría (MN) (fig. 6.32)	Tamaño máx. (cm)	3.8
			% de Finos	0 a 4
			Zona granulométrica	1
		Plasticidad (MN)	Índice Plástico (I_p , %)	< 6
			Equivalente de arena (%)	> 50
		Compactación (ME)	Ensaye Marshall (%) (75 golpes/cara)	> 95
Resistencia (ME)	Estabilidad Marshall (kg)	> 350		
Deformabilidad (ME)	Flujo Marshall (mm)	2 a 4		
	Durabilidad (MN)	Desgaste Los Angeles (%)	< 45	
	Espesor mínimo	Medición directa (cm)	10	

Tabla 6.10.3 Características estructurales recomendables para secciones de pavimentos en aeródromos

ELEMENTO	MATERIALES TÍPICOS	NIVELES DE CALIDAD		
		CARACTERÍSTICA	ENSAYE	VALOR
Carpeta (CA)	Concreto asfáltico, grava triturada, bien graduada (GW, GP, SW, SP)	Granulometría (fig. 6.32)	Tamaño máx. (cm)	3.8
			% de Finos	0 a 10
			Zona granulométrica	2
		Forma de partículas	Índice de lajeo (%)	< 25
		Plasticidad	Equivalente de arena (%)	> 55
		Compactación	Ensaye Marshall (%) (75 golpes/cara)	> 95
		Resistencia	Estabilidad Marshall (kg)	> 700
		Deformabilidad	Flujo Marshall (mm)	2 a 4
		Permeabilidad	Vacios (%)	3 a 5
		Durabilidad	Desgaste Los Angeles (%)	< 45
Espesor mínimo	Medición directa (cm)	6		

TABLA
FACTORES DE REPETICIONES DE CARGA PARA DIVERSAS AERONAVES

Aeronave tipo	Calle de rodaje	Pista
DC-9, B-727	0.41	0.13
DC-8, B-707	0.83	0.25
DC-10	0.57	0.22
B-747	0.58	0.33
Concord	0.83	0.23

FIG. GRAFICAS DE DISEÑO DE PAVIMENTOS DE CONCRETO
PARA AERONAVES TIPO DC - 9

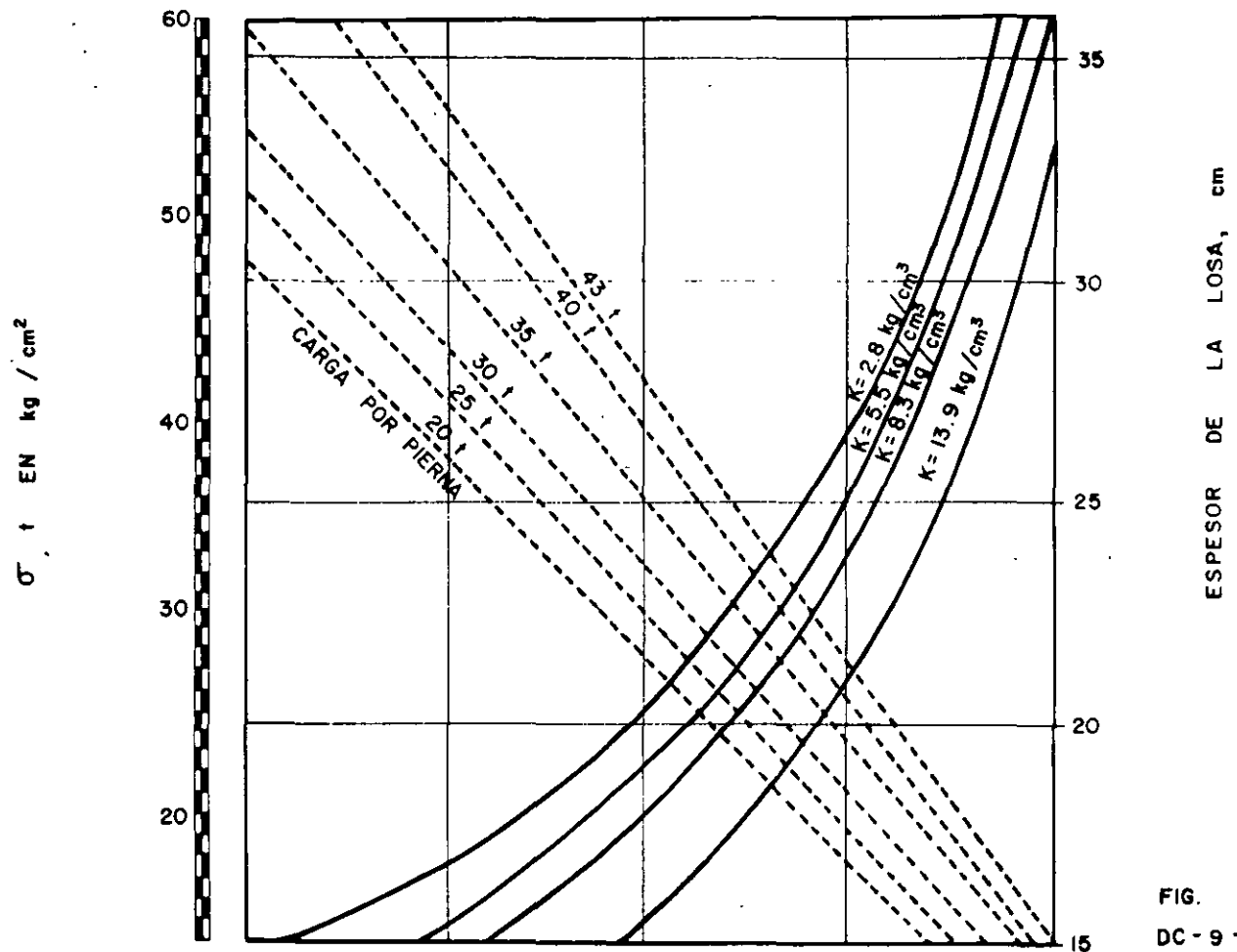


FIG.
DC - 9 - 21

DC - 9 - 41

DC - 9 - 51

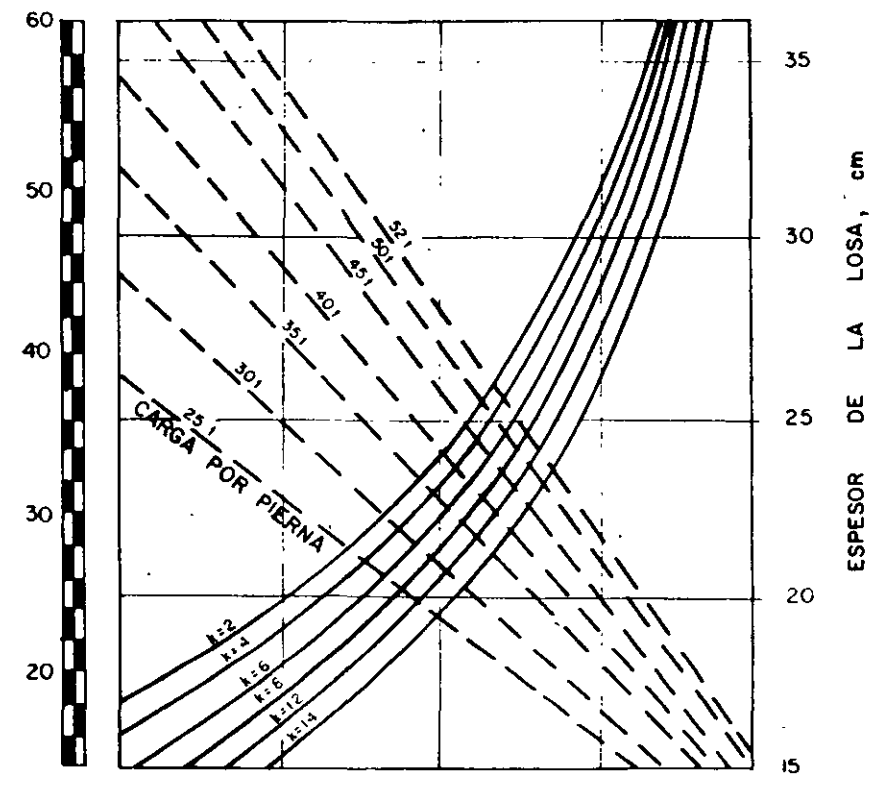
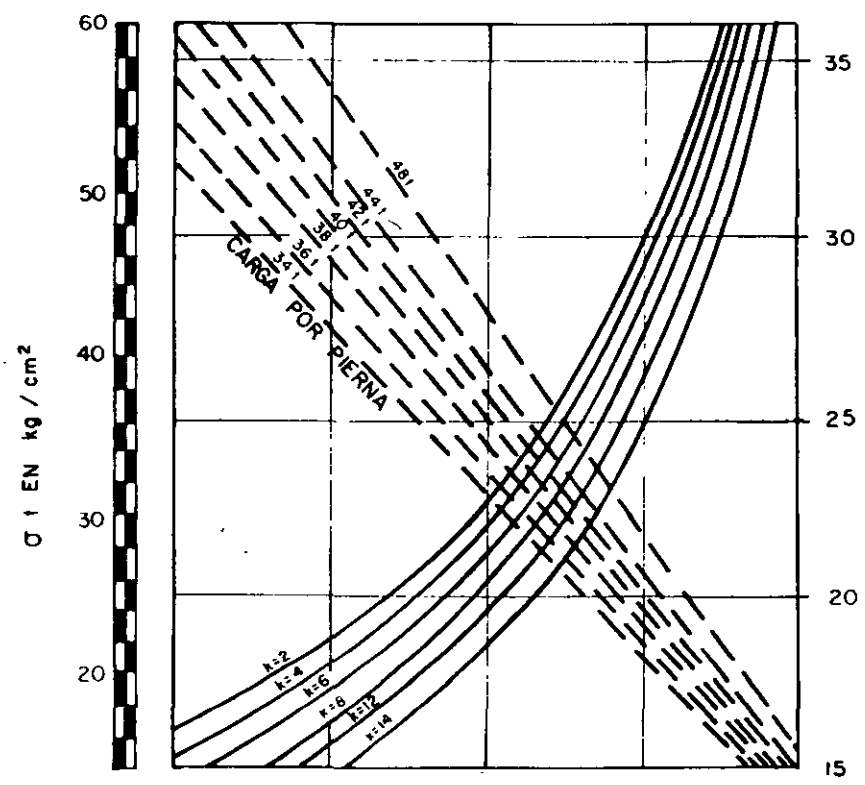


Fig. Gráfica de diseño de pavimentos de concreto. Método de la PCA

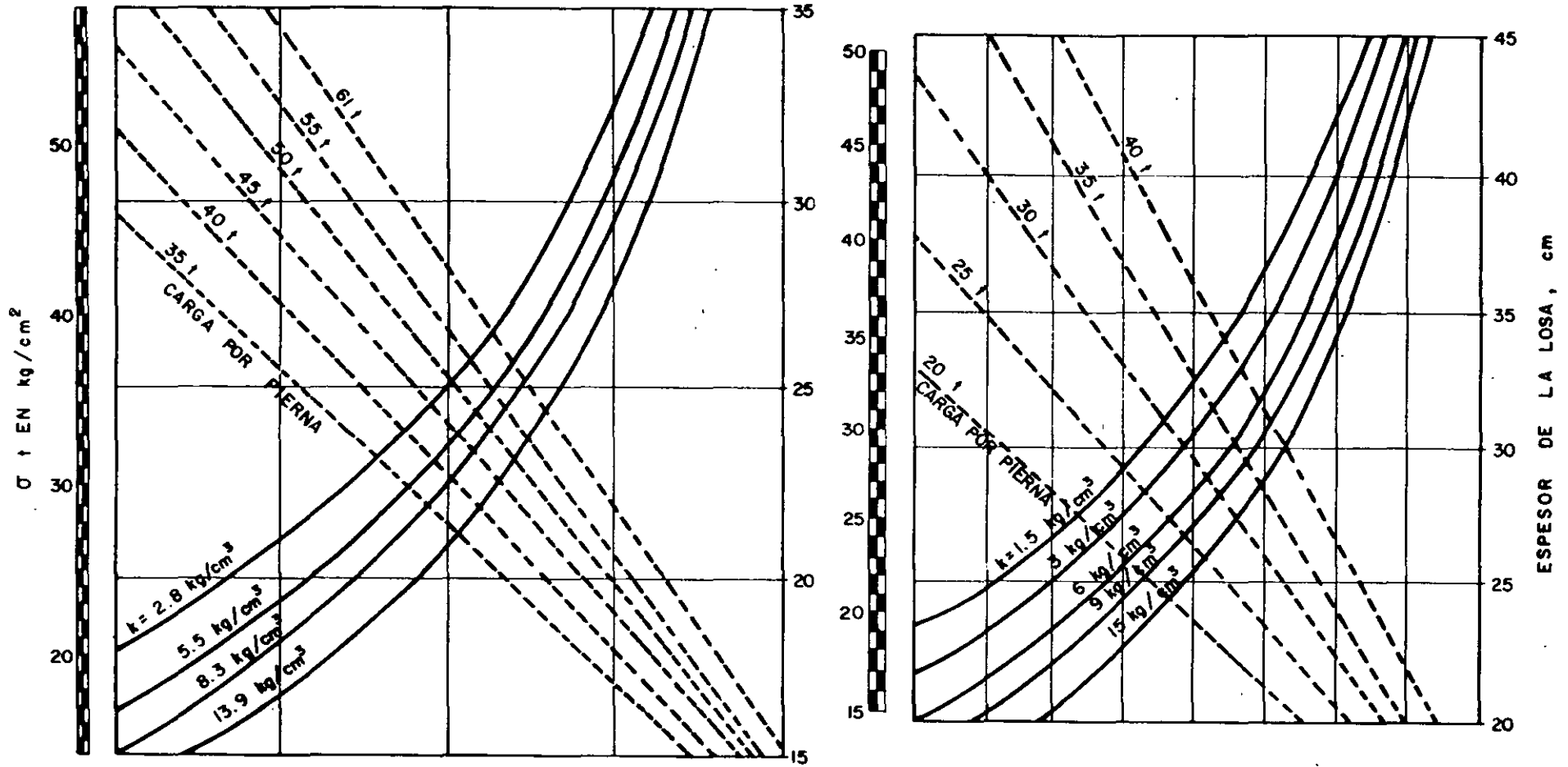


Fig. 6.39 Gráfica de diseño de pavimentos de concreto. Método de la PCA

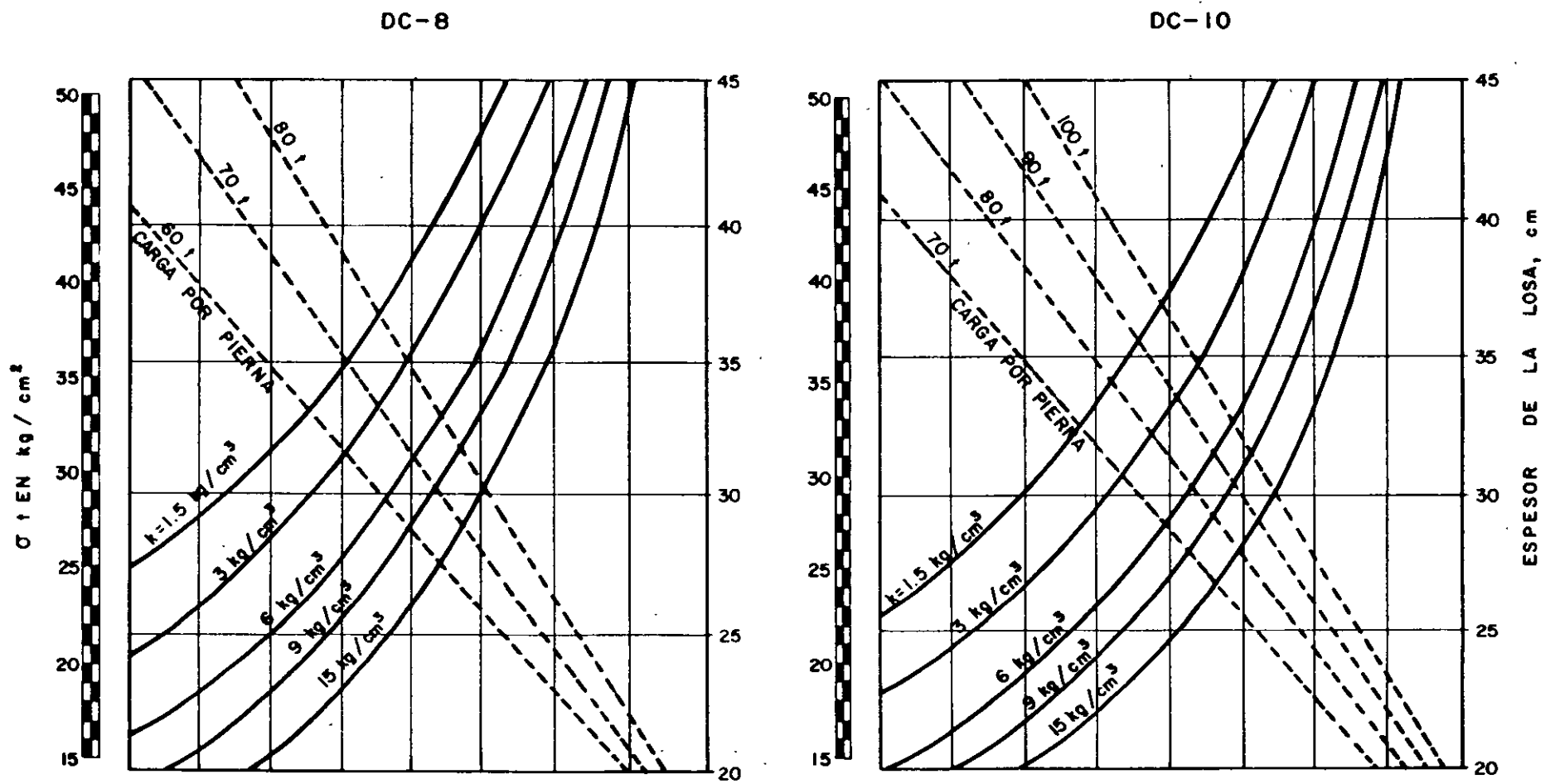
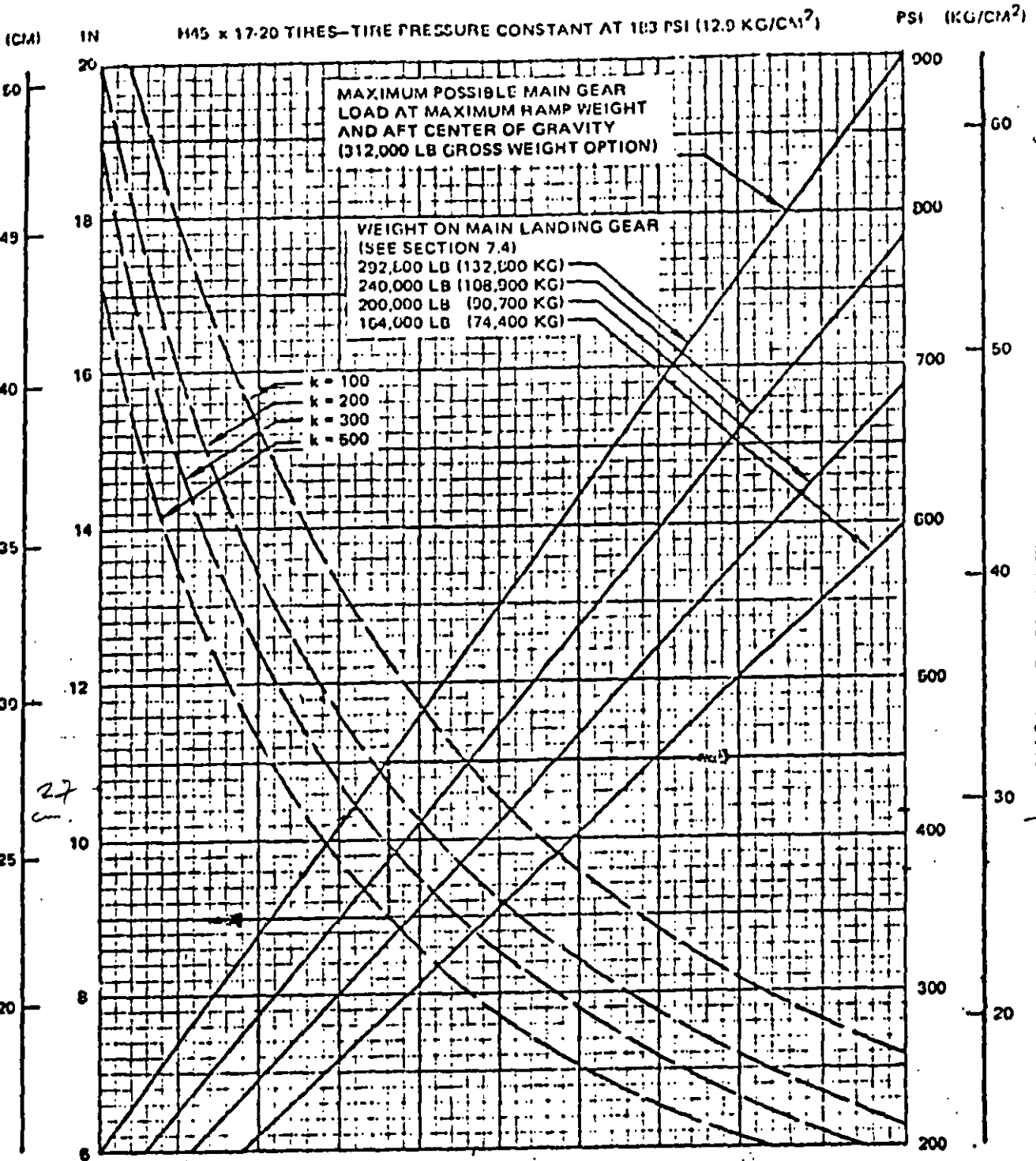


Fig. 6.40 Gráfica de diseño de pavimentos de concreto. Método de la PCA



NOTE: THE VALUES OBTAINED BY USING THE MAXIMUM LOAD REFERENCE LINE AND ANY VALUE OF k ARE EXACT. FOR LOADS LESS THAN MAXIMUM, THE CURVES ARE EXACT FOR $k = 300$ BUT DEVIATE SLIGHTLY FOR OTHER VALUES OF k .

REFERENCES: "DESIGN OF CONCRETE AIRPORT PAVEMENT" AND "COMPUTER PROGRAM FOR AIRPORT PAVEMENT DESIGN—PROGRAM PDILB," PORTLAND CEMENT ASSN.

RIGID PAVEMENT REQUIREMENTS—
PORTLAND CEMENT ASSOCIATION DESIGN METHOD

$W_B = 141,648$ kg
 46.9% / pierna
 289 plazas

B 747-100 y 200

B 747-400

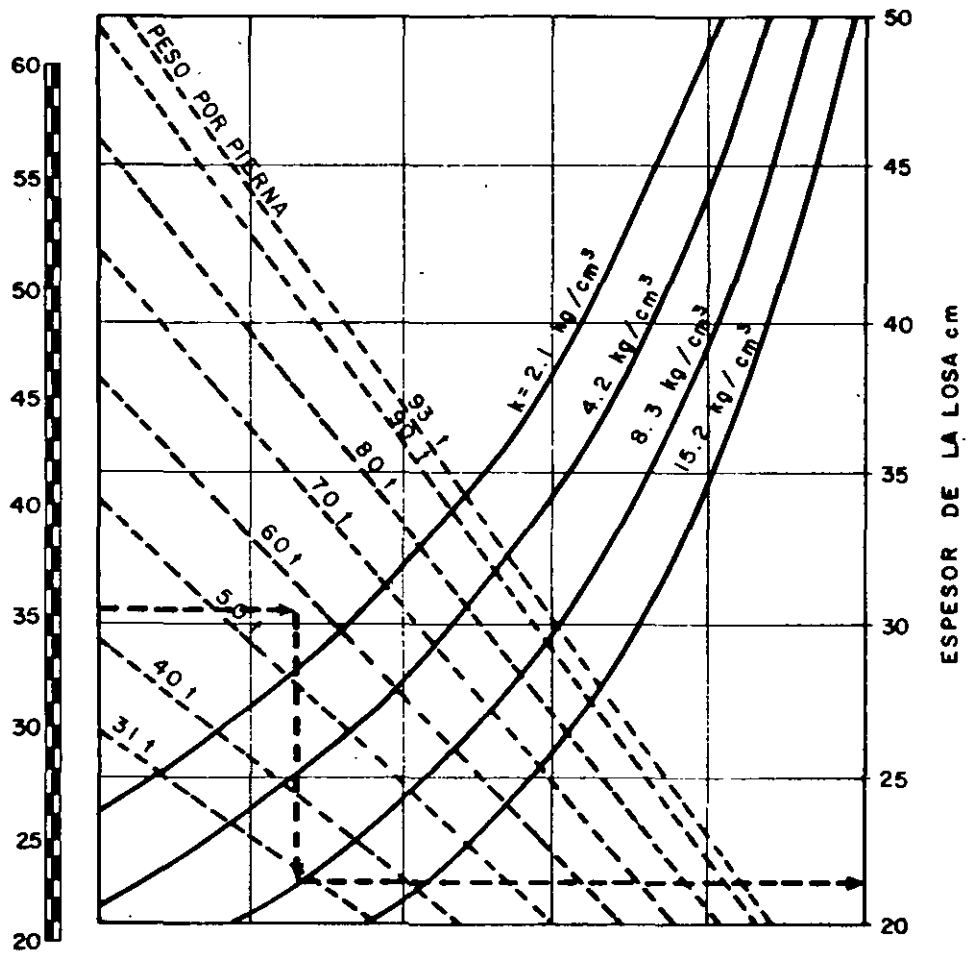
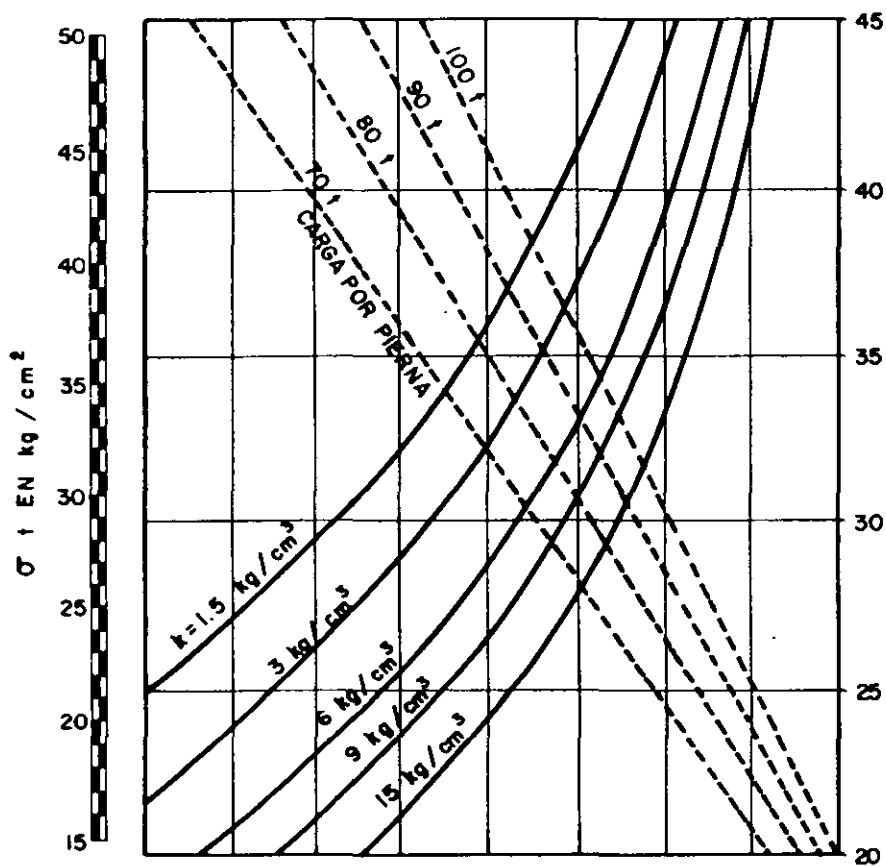
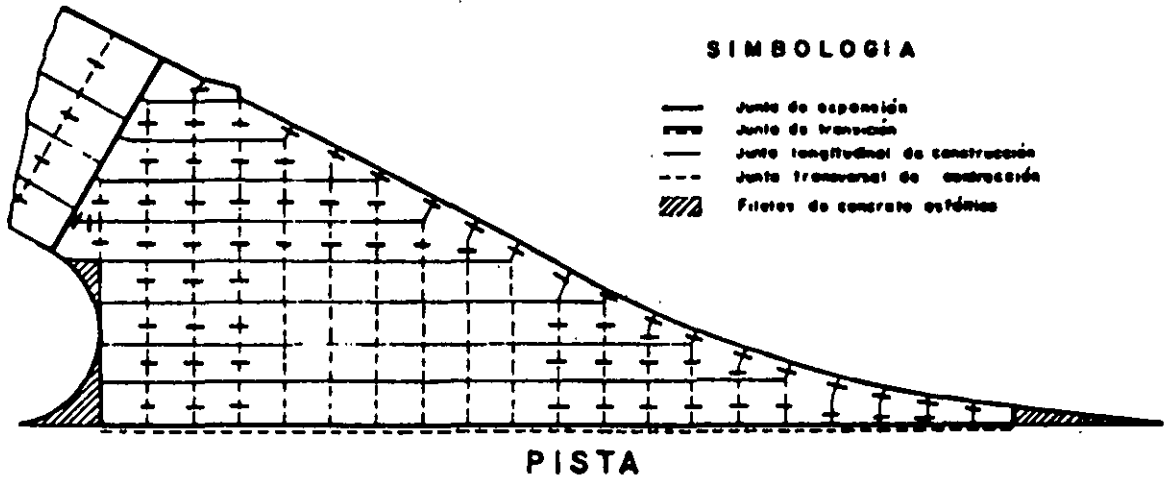


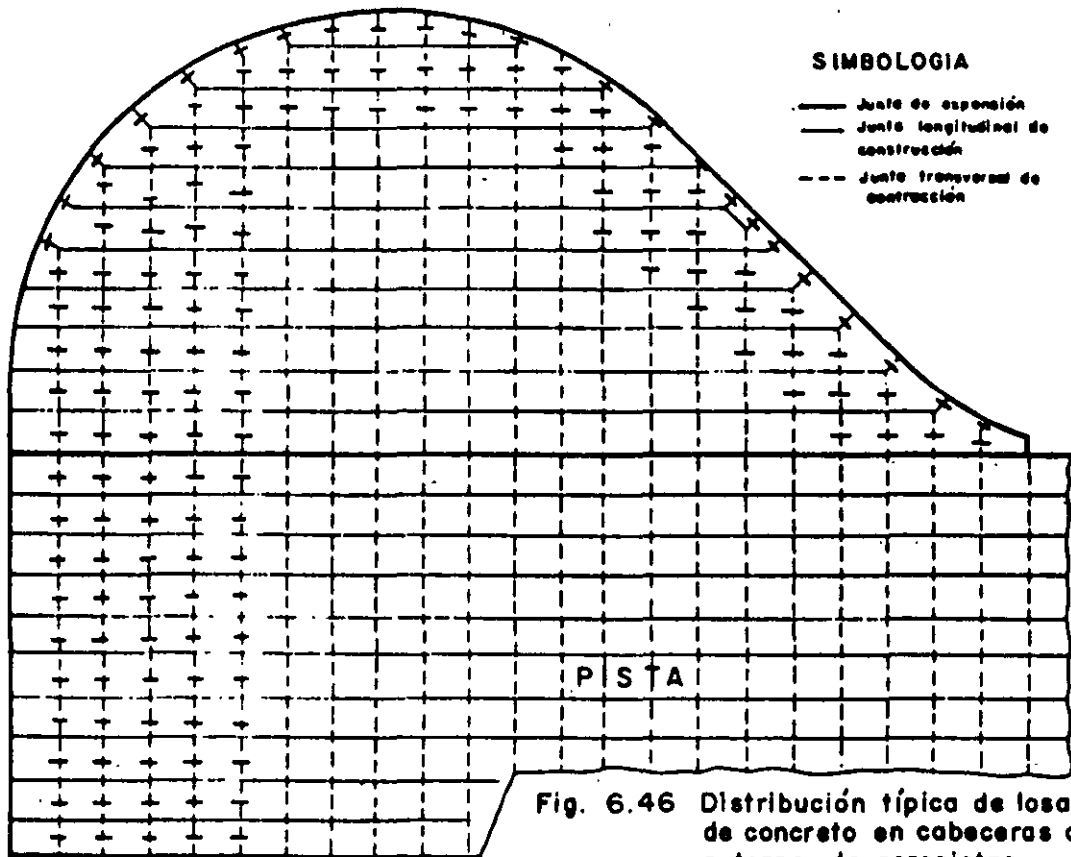
Fig. 6.41 Gráfica de diseño de pavimentos de concreto. Método de la PCA



SIMBOLOGIA

- Junta de expansión
- - - Junta de construcción
- Junta longitudinal de construcción
- - - Junta transversal de construcción
- ▨ Filotes de concreto estribos

Fig. 6.45 Distribución típica de losas de concreto en entronques entre calles de rodaje de alta velocidad y pistas asfálticas



SIMBOLOGIA

- Junta de expansión
- - - Junta longitudinal de construcción
- - - Junta transversal de construcción

Fig. 6.46 Distribución típica de losas de concreto en cabeceras de retorno de aeropistas



**FACULTAD DE INGENIERIA U.N.A.M.
DIVISION DE EDUCACION CONTINUA**

CURSOS INSTITUCIONALES

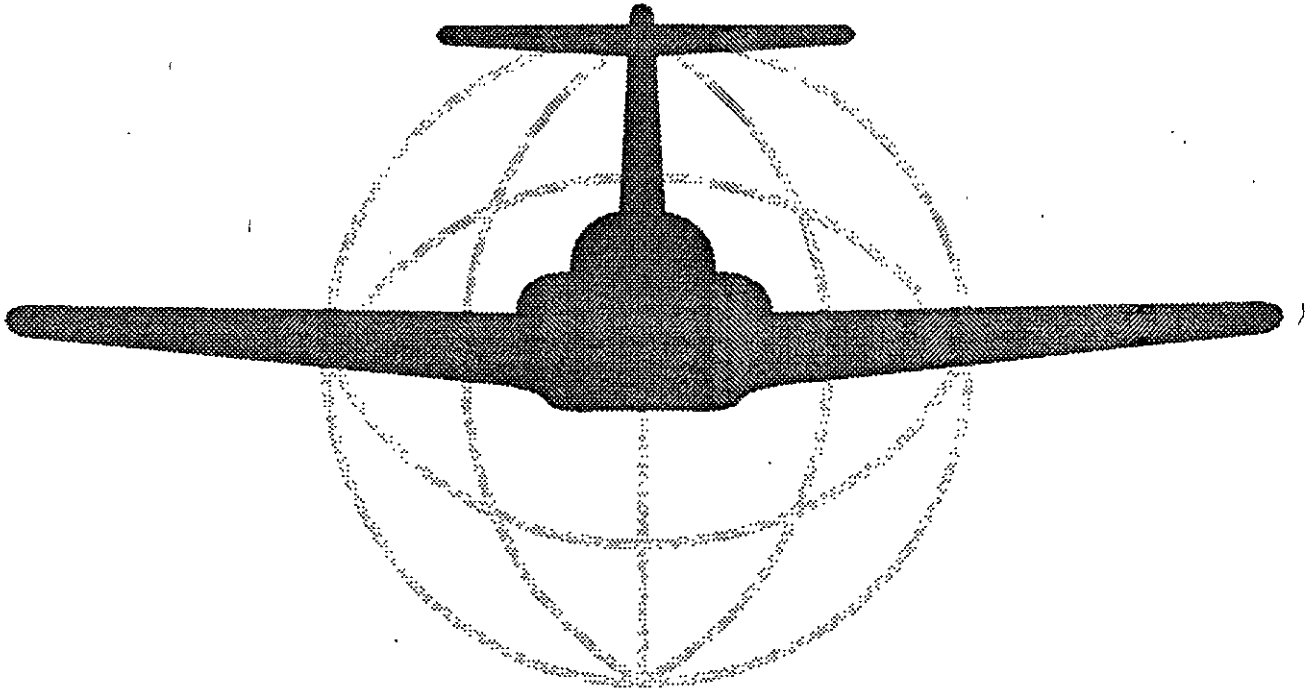
XXV CURSO INTERNACIONAL DE INGENIERIA DE AEROPUERTOS

del 25 de agosto al 24 de octubre de 1997

A.S.A.

PROYECTO GEOMETRICO DE RASANTES

Ing. Luis Camacho Dorantes
Palacio de Minería
1997.



**XXI CURSO DE INGENIERIA EN
AEROPUERTOS**

**PALACIO DE MINERIA
CIUDAD DE MEXICO, 1997**

**PROYECTO GEOMETRICO DE
RASANTES**

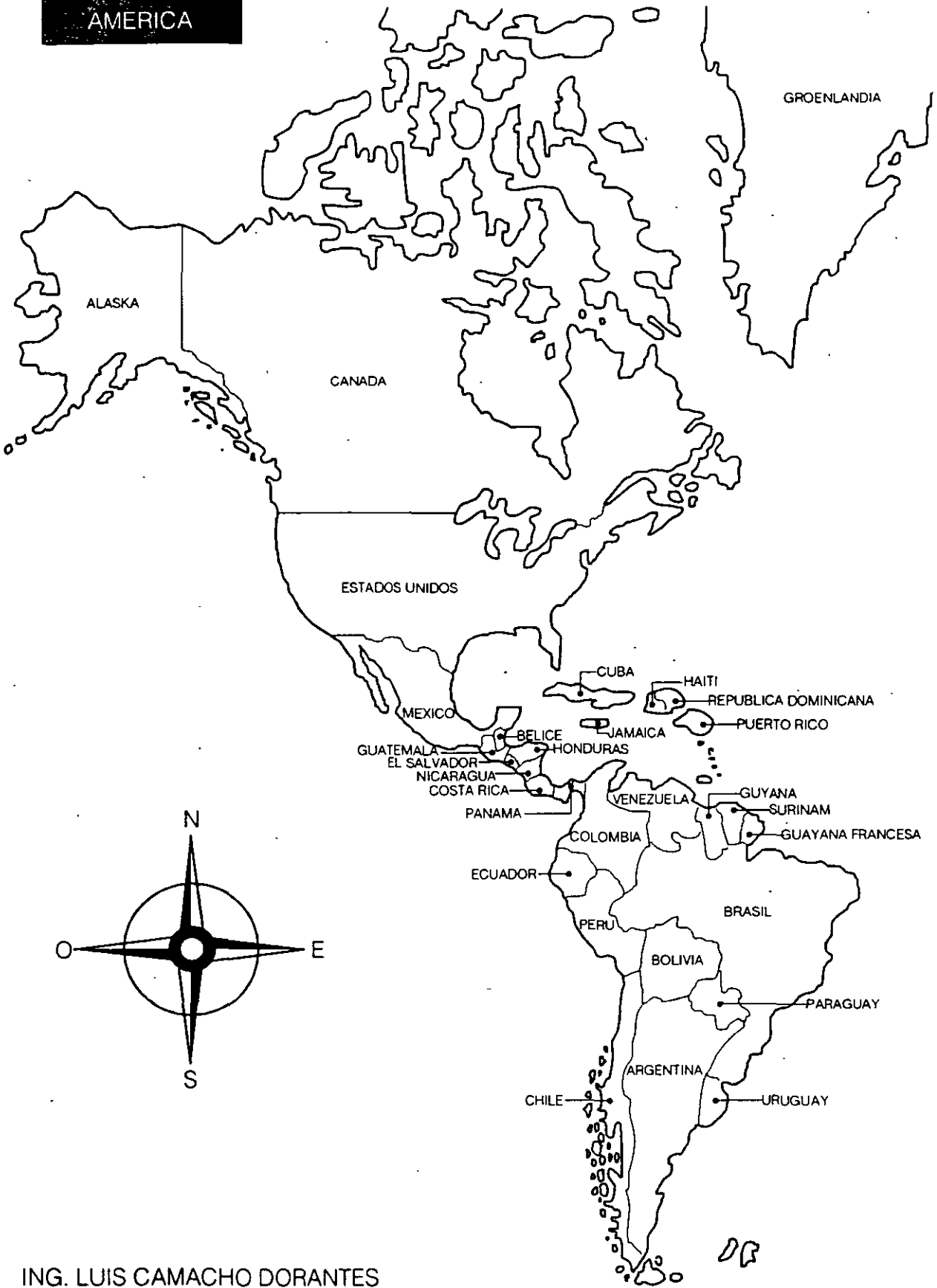
ING. LUIS CAMACHO DORANTES

REPUBLICA MEXICANA



ING. LUIS CAMACHO DORANTES

AMERICA



ING. LUIS CAMACHO DORANTES

ALINEAMIENTO HORIZONTAL



La proyección de los ejes de pistas, calles de rodaje y plataformas en un plano horizontal se denomina *alineamiento horizontal*.

Los elementos que integran esta proyección se componen de tangentes y curvas. La proyección del eje en un tramo recto define la tangente y el enlace de dos tangentes consecutivas de rumbos diferentes se efectúa por medio de una curva.

En aeropuertos emplearemos únicamente CURVAS CIRCULARES SIMPLES.

Grado de curva: Es el ángulo subtendido por un arco de 20m

$$\frac{G}{20} = \frac{360^\circ}{2 R} = G = \frac{1145.92}{R}$$

Grados de curvatura: es el grado que permite a una Aeronave recorrer con seguridad una curva circular a la velocidad de proyecto.

En el plano anexo se anotaron los elementos de la curva circular y sus fórmulas para su desarrollo en ese ejemplo.

La proyección del eje de la pista en un plano horizontal se denomina alineamiento horizontal. Los elementos que integran esta proyección se componen únicamente de tangentes del mismo rumbo.

Circunferencia: lugar geométrico de un punto que se mueve en un plano de tal manera que se conserva siempre a una distancia constante de un punto fijo de ese plano. El punto fijo se llama centro de la circunferencia y la distancia constante se llama radio. Se obtiene la longitud de una circunferencia multiplicando el diámetro de ésta por 3.1416π

DATOS DE LAS CURVAS A Y B

PCH _____
 PIH _____
 PTH _____
 Δ _____
 G _____
 R _____
 ST _____
 LC _____

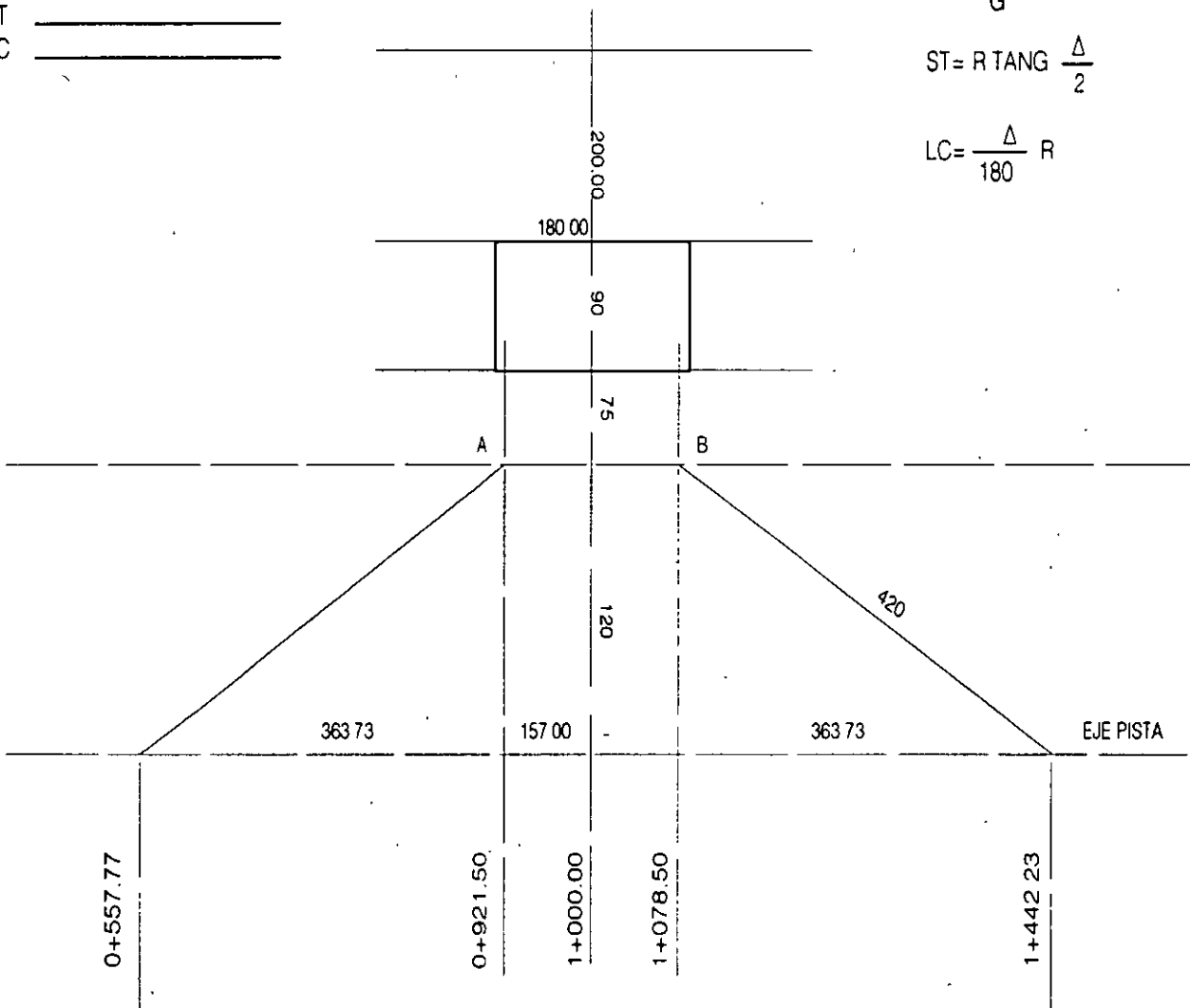
FORMULA DE UNA CURVA CIRCULAR SIMPLE

$$\frac{G}{20} = \frac{360^\circ}{2R} \quad G = \frac{1145.92}{R}$$

$$R = \frac{1145.92}{G}$$

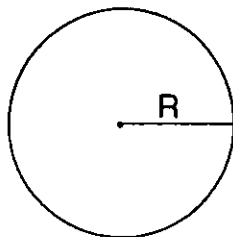
$$ST = R \text{TANG} \frac{\Delta}{2}$$

$$LC = \frac{\Delta}{180} R$$





- **Alineamiento vertical:** proyección sobre el plano vertical del desarrollo del eje de pistas de rodaje, plataforma, caminos de acceso o perimetrales.
- **Norma:** modelo al que se ajusta una fabricación.
- **Recomendar:** encargar a uno de que haga una cosa, aconsejar.
- **Circunferencia:** lugar geométrico de un punto que se mueve en un plano de tal manera que se conserva siempre a una distancia constante de un punto fijo de ese plano. El punto fijo se llama centro de la circunferencia y la distancia constante se llama radio. Se obtiene la longitud de una circunferencia multiplicando el diámetro de ésta por 3.1416 (π)



- **Circular:** figura de círculo.
- **Círculo:** superficie plana limitada por una circunferencia.

ALINEAMIENTO VERTICAL (Aeropuertos)



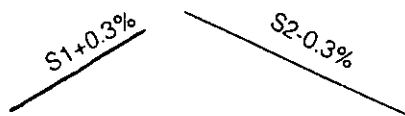
- El alineamiento vertical es la proyección sobre un plano vertical del desarrollo de los ejes de las pistas, calles de rodaje, plataformas y caminos de acceso.
- A los ejes de las pistas, calles de rodaje, plataformas y caminos de acceso en el alineamiento vertical se les denomina rasante de esos elementos.
- Los elementos que integran esta proyección se componen de tangentes y curvas.
- La proyección del eje de la pista define la tangente y el enlace de dos tangentes consecutivas de pendientes diferentes, se efectúa por medio de una curva "circular".
- Generalmente el tipo de curvas verticales empleadas en aeropuertos (pistas, calles de rodaje y plataformas) son las curvas circulares y se presentan dos casos, de acuerdo con las pendientes de las tangentes donde se alojan:
 - 1.- Curvas verticales cóncavas (columpio)
 - 2.- Curvas verticales convexas (crestas).

Ejemplo:
 Por ser el \triangle muy pequeño se puede tomar la fórmula:

$$ST = R \tan \frac{\Delta}{2} \quad \text{ó} \quad ST = \frac{\text{Radio}}{2} (S_2 - S_1)$$

Ejemplo:

R = 30,000 m
 S₁ = +0.3%
 S₂ = -0.3%



$$ST = \frac{\text{Radio}}{2} (S_2 - S_1) \quad \begin{matrix} S_2 = \text{pendiente de salida} \\ S_1 = \text{pendiente de entrada} \end{matrix}$$

$$ST = \frac{30,000}{2} (-0.3) - (+0.3) =$$

$$ST = 15,000 \frac{(-0.6)}{100} = 15,000 \times 0.006 = 90\text{m}$$



Para construir la tabla se tiene:

• **Cálculo de las correcciones:**

$$\text{CONSTANTE} = \frac{\text{diferencia algebraica de pendientes}}{\text{No. de estaciones} \times 2} \times 5.0\text{m} =$$

$$\text{CONSTANTE} = \frac{-0.6}{36 \times 2} \times 5 = \frac{0.6}{72} \times 5 = 0.041666$$

$$\text{CORRECCION} = \text{CONSTANTE} \times (\text{No. de estaciones de } 5.0\text{m})^2$$

$$0.041666 \times (1)^2 = 0.06166$$

$$0.041666 \times (2)^2 = 0.17$$

$$0.041666 \times (3)^2 = 0.37$$

$$0.041666 \times (4)^2 = 0.67$$

$$0.041666 \times (5)^2 = 1.04$$

$$0.041666 \times (6)^2 = 1.50$$

$$0.041666 \times (7)^2 = 2.04$$

$$0.041666 \times (8)^2 = 2.67$$

$$0.041666 \times (9)^2 = 3.37$$

$$0.041666 \times (10)^2 = 4.17$$

$$0.041666 \times (11)^2 = 5.04$$

$$0.041666 \times (12)^2 = 6.00$$

$$0.041666 \times (13)^2 = 7.04$$

$$0.041666 \times (14)^2 = 8.17$$

$$0.041666 \times (15)^2 = 9.37$$

$$0.041666 \times (16)^2 = 10.67$$

$$0.041666 \times (17)^2 = 12.04$$

$$0.041666 \times (18)^2 = 13.50$$

ALINEAMIENTO VERTICAL (CAMINOS)



- El alineamiento vertical es la proyección sobre un plano vertical del desarrollo del eje de la subcorona.
- Al eje de la subcorona en el alineamiento vertical se le denomina subrasante.
- Los elementos que integran ésta proyección se componen de tangentes y curvas.
- La proyección del eje en un tramo recto define la tangente y el enlace de dos tangentes consecutivas de pendientes diferentes, se efectúa por medio de una curva.

Generalmente el tipo de curva empleada en caminos es la parábola y se presentan dos casos, de acuerdo con las pendientes de las tangentes donde se alojan:

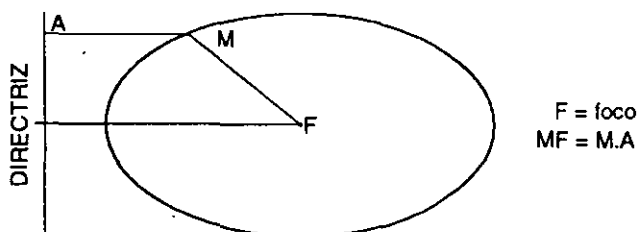
- 1.- Curvas verticales cóncavas (columpio)
- 2.- Curvas verticales convexas (crestas).

Curva vertical:

La parábola que sirve para el enlace de dos tangentes verticales toma la forma de la ecuación:

$$Y = Kx^2$$

Parábola: una parábola es el lugar geométrico de un punto que se mueve en un plano de tal manera que su distancia de una recta fija, situada en un plano, es siempre igual a su distancia de un punto fijo del plano y que no pertenece a la recta. El punto fijo se llama foco y la recta fija directriz de la parábola.



DISEÑO HIDRAULICO



El diseño hidráulico de una obra, consiste en calcular el área necesaria para dar paso al volúmen de agua que se concentra a su entrada; para ello se requiere conocer lo siguiente:

- Precipitación pluvial
- Area
- Pendiente
- Formación geológica de la cuenca

Para calcular el área hidráulica necesaria de una obra de drenaje, se utilizan diferentes métodos; aunque generalmente se utiliza la fórmula de TALBOT para alcantarillas y el método de Sección y Pendiente, utilizando la fórmula de MANNING para puentes.

La fórmula de TALBOT, se determina observando una gran cantidad de precipitaciones pluviales.

Su expresión es:

$$a = 0.183 C A \frac{3}{4}$$

a = Area hidráulica necesaria en la obra en m²

A = Area hidráulica de la cuenca por drenar en ha

C = Coeficiente que varía de acuerdo con las características del terreno

C = 1 para terrenos montañosos con suelos de roca y pendientes pronunciadas

C = 0.65 para terrenos quebrados con pendientes moderadas

C = 0.50 para cuencas irregulares, muy largas

C = 0.33 para terrenos agrícolas

C = 0.20 para terrenos llanos

El área hidráulica de la cuenca, se puede obtener por diferentes métodos topográficos o utilizando fotografías aéreas.

PUENTES



El cálculo del área hidráulica para puentes se lleva a cabo por medio del método de sección y pendiente; aplicando la fórmula de MANNING.

En los estudios para puentes, se requiere conocer el gasto máximo que pasará bajo el puente, según el período de retorno de avenidas que se tome, que generalmente es de 25 a 50 años, así como la velocidad del agua.

Para calcular gasto máximo de una corriente de agua se aplica la siguiente fórmula:

$$Q = A \times V$$

A = Sección hidráulica en m²

V = Velocidad de la corriente en $\frac{m}{seg}$

Q = Gasto en $\frac{m^3}{seg}$

METODO DE SECCION PENDIENTE

Los estudios que se deben llevar a cabo son:

- Levantamiento de perfiles a cada 20m de fondo del río
- Levantamiento de secciones hidráulicas
- Localización del nivel de aguas máximas extraordinarias

(NAME)

La velocidad se calcula utilizando la fórmula de MANNING.

$$V = \frac{1}{n} r^{\frac{2}{3}} s^{\frac{1}{2}}$$

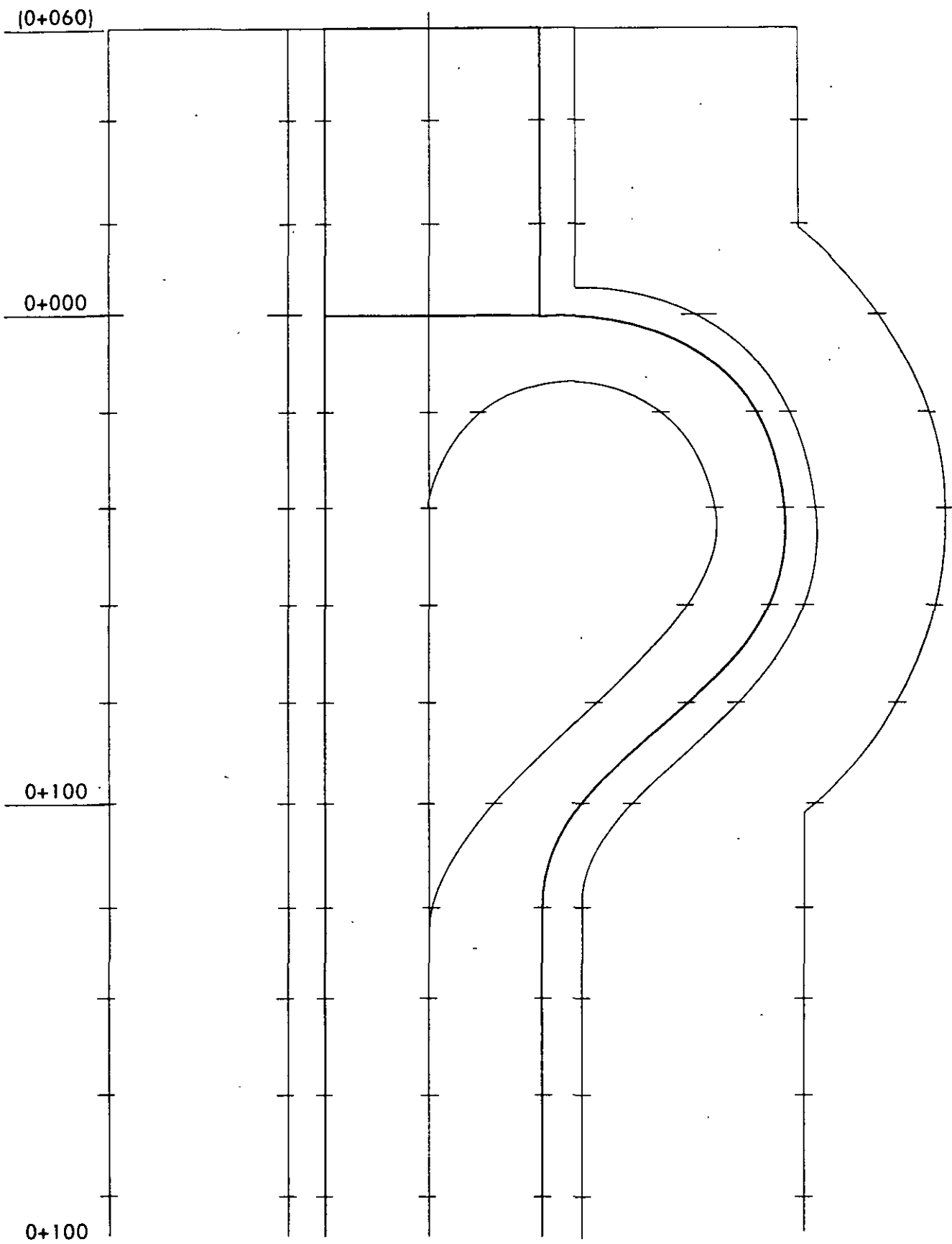
V = velocidad de la corriente en $\frac{m}{seg}$

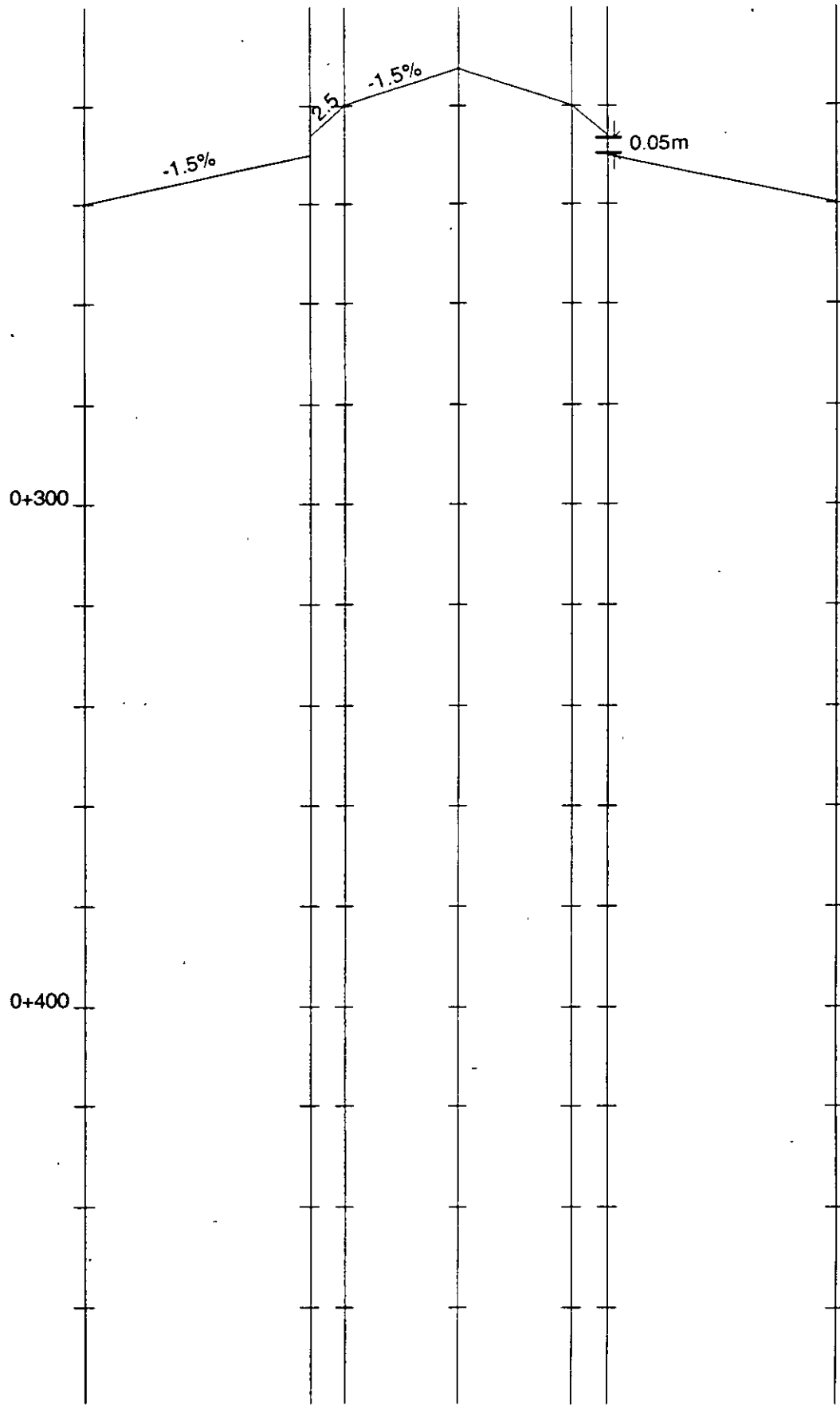
r = radio hidráulico en m = $\frac{\text{área hidráulica}}{\text{perímetro mojado}}$

s = pendiente hidráulica en decimales

n = coeficiente de rugosidad

(EL período mojado se obtiene midiendo en cada sección hidráulica la longitud de la sección en contacto con el agua)





FUNCIONES TRIGONOMETRICAS

$$\text{Seno} = \frac{\text{Cateto opuesto}}{\text{Hipotenusa}}$$

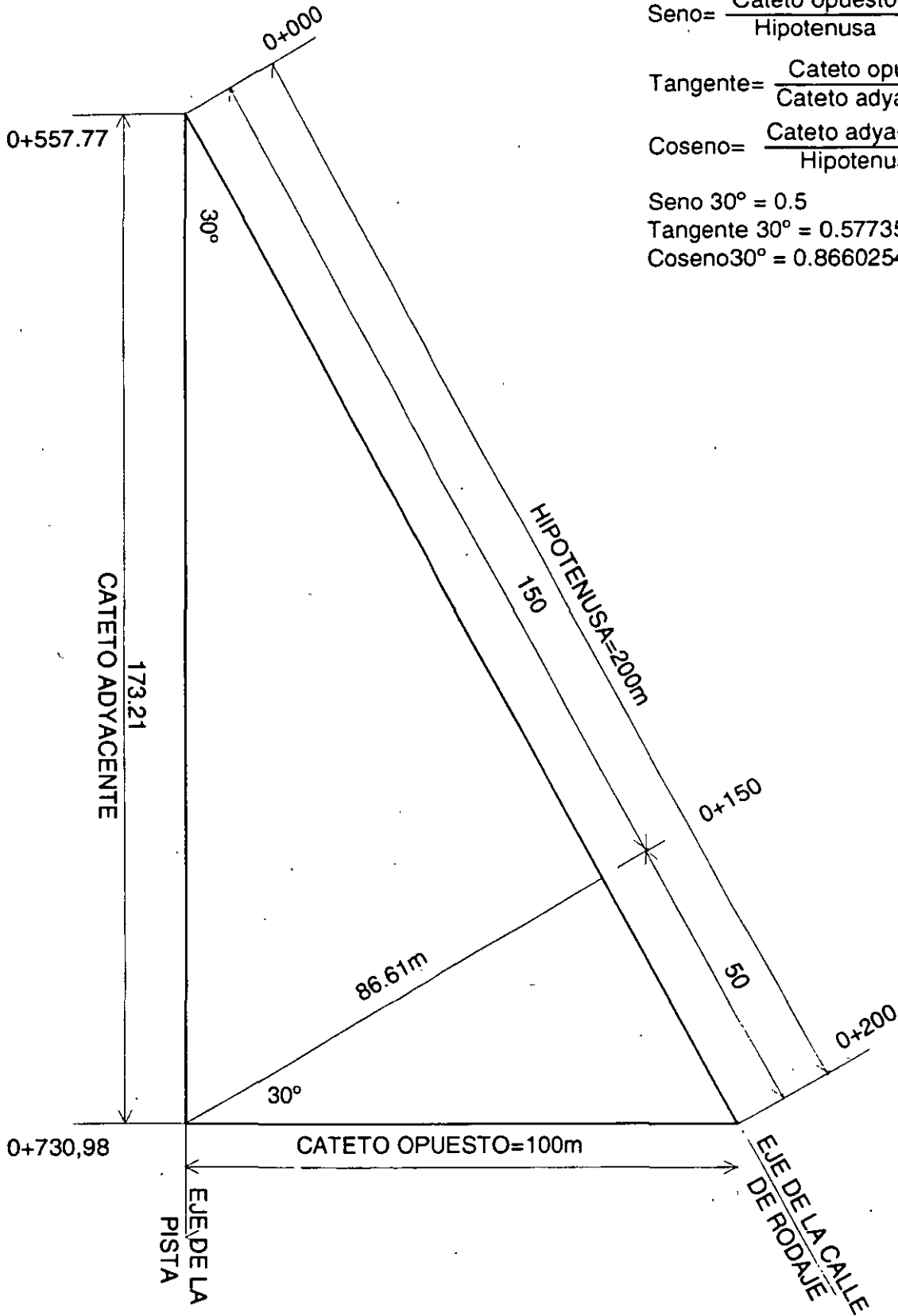
$$\text{Tangente} = \frac{\text{Cateto opuesto}}{\text{Cateto adyacente}}$$

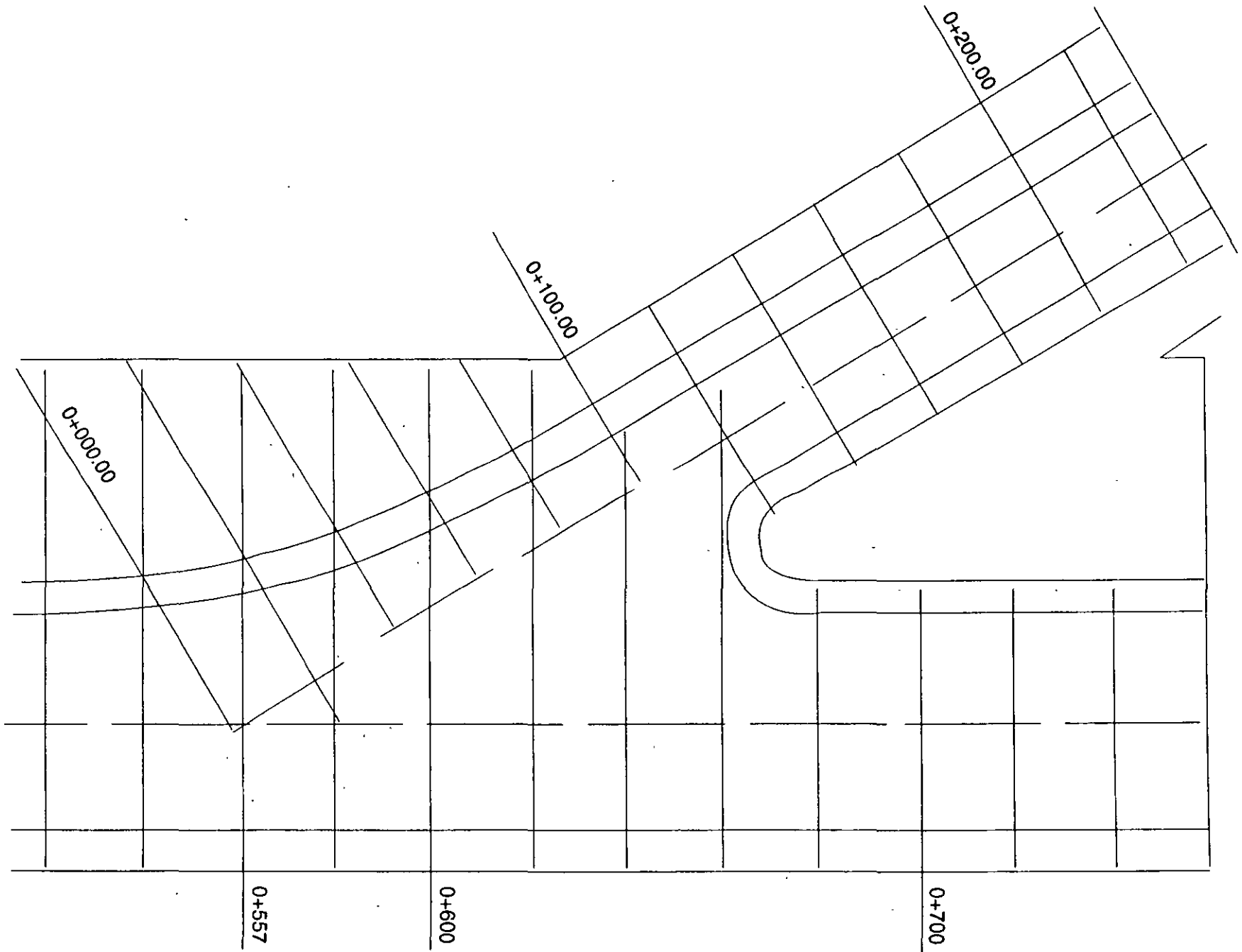
$$\text{Coseno} = \frac{\text{Cateto adyacente}}{\text{Hipotenusa}}$$

$$\text{Seno } 30^\circ = 0.5$$

$$\text{Tangente } 30^\circ = 0.5773503$$

$$\text{Coseno } 30^\circ = 0.8660254$$





ESTUDIO DE LAS RASANTES DE PISTA



Sobre los perfiles longitudinales del terreno natural, correspondientes a los ejes de pista, rodajes, plataformas y caminos, se hacen los tanteos necesarios para el establecimiento de las rasantes definitivas, comenzando por las pistas principales o caminos, teniendo en cuenta que los movimientos de tierra deben ser los mínimos y que las cubicaciones de despalmes y terraplenes (con sus variaciones de volúmen) deben compensarse para la mayor economía de la obra.

CUBICACION DE VOLUMENES DE TIERRA

La cubicación de los volúmenes de tierras comprendidas entre dos perfiles transversales se hace por medio de las áreas medidas en ellos.

Existen varios procedimientos de cubicación, únicamente veremos el siguiente:

- Por las áreas de dos perfiles sucesivos.

$$V_{1-2} = \frac{A_1 + A_2}{2} L \quad \text{ó} \quad V = (A_1 + A_2) \frac{L}{2}$$

CORRECCION DE VOLUMENES POR ABUNDAMIENTO DE TIERRAS

Las tierras excavadas sufren, por el movimiento, aumentos de volúmenes iniciales y definitivos bastante notorios y, aunque al verterlas en los terraplenes asientan, no llegan a ocupar el volúmen que tenían en el terreno natural, a no ser que se consoliden, en cuyo caso ocupan menos volúmen.

Los abundamientos iniciales deben tenerse en cuenta para el programa de transporte y aumento de terraplenes para la compensación de tierras.

DISTRIBUCION DE TIERRAS



El estudio de distribución de los productos excavados en las zonas de terraplén a rellenar, debe hacerse en función de los medios de transporte disponibles.

- Desmante:

Es la primera labor a efectuar al iniciar la construcción de un aeropuerto o camino; es la preparación del terreno, para la cual generalmente hay que derribar árboles, quitar arbustos, destruir edificaciones, etc. a esta labor se le llama desmante.

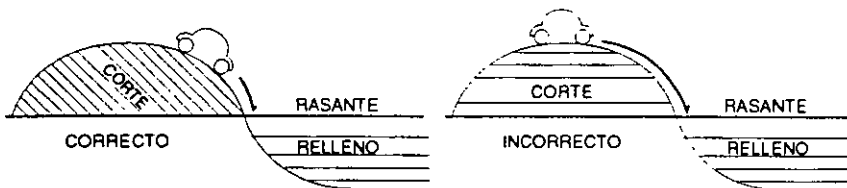
- Despalme:

La segunda labor a efectuar consiste en el despalme, llamándose así a la remoción de la capa vegetal del terreno que generalmente contiene raíces, humus y demás materias vegetales.

Esta materia no es aprovechable por carecer de estabilidad suficiente para mezclarla en los terraplenes; por esta razón se amontona en algún lugar próximo a la obra, para posteriormente extenderla en una delgada capa sobre la superficie de las fajas de seguridad de aeropuertos, o de los taludes de un camino, formando así un terreno capaz de hacer crecer rápidamente el césped y demás plantas estabilizadoras.

Posteriormente se procede a la apertura de cortes de excavación de manera diferente, según el equipo de maquinaria que las compañías dispongan.

Ejemplo: el trabajo de cortes se establece de tal manera que el arranque y carga se efectúen no en forma horizontal, sino en pendiente, con lo cual se consigue: en primer lugar, mayor carga para la misma potencia tractora, y al mismo tiempo se mezclan los materiales de los diferentes estratos consiguiendo mayor uniformidad y estabilidad del terreno en los terraplenes.



CURVA MASA

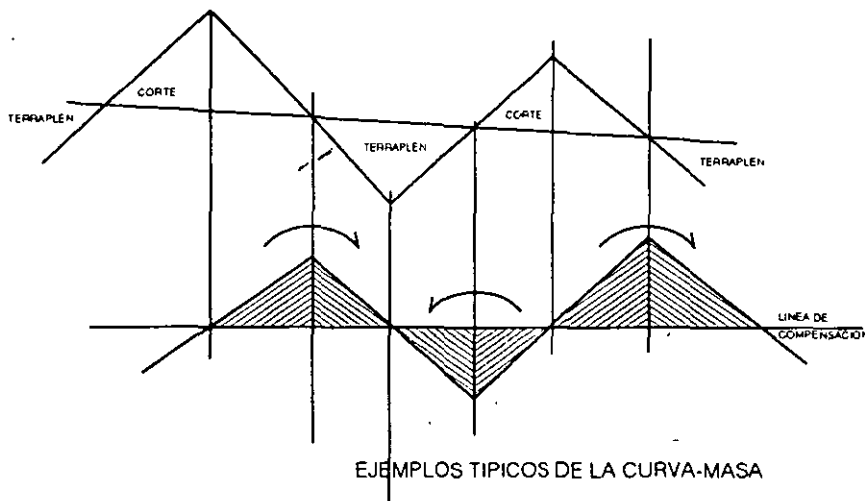


La curva masa es la línea que une las ordenadas representadas por las resultantes de las sumas algebraicas sucesivas de los volúmenes de terracerías, considerando los cortes como positivos, los de terraplenes como negativos, y las abscisas representadas por las distancias en unidades de estaciones de 20m.

La curva masa se utiliza para distribuir económicamente los volúmenes de terracerías.

Se denomina curva - masa, aunque debería llamarse curva de volúmenes.

Ejemplo:



ALGUNAS PROPIEDADES DE LA CURVA MASA



- 1.- Las ordenadas representan volúmenes.
- 2.- Las abscisas representan estaciones o distancias.
- 3.- Son positivos los volúmenes de cortes cuando en sus secciones transversales los cortes dominan a los terraplenes.
- 4.- Son negativos los volúmenes de terraplenes cuando en sus secciones transversales los terraplenes dominan a los cortes.
- 5.- Los tramos ascendentes son los tramos en donde, en sus secciones transversales, los cortes dominan a los terraplenes.
- 6.- Los tramos descendentes son los tramos en donde, en sus secciones transversales, los terraplenes dominan a los cortes.
- 7.- Los máximos son los puntos donde terminan los tramos de secciones transversales en las que dominan los cortes.
- 8.- Los mínimos son los puntos donde terminan los tramos de secciones transversales en las que dominan los terraplenes.
- 9.- Los volúmenes de cortes deben de estar abundados o reducidos de acuerdo con la clasificación del material
- 10.- Los volúmenes de terraplenes se consideran consolidados.
- 11.- Cuando se cortan los tramos ascendentes y descendentes contiguos con una línea horizontal, los volúmenes de corte y de terraplén en ese tramo quedan compensados; a esta línea horizontal se le llama línea de compensación, y en el sentido del movimiento de volúmenes es del tramo ascendente hacia el tramo descendente.

12.- Cuando se cortan los tramos descendentes y ascendentes con-tiguos con una línea horizontal, los volúmenes de terraplén y de corte quedan compensados en ese tramo, y el sentido del movi-miento de volúmenes es el tramo ascendente hacia el tramo descendente.



13.- El volúmen de corte que no se aprovecha para la formación del terraplén se llama sobrante (desperdicio).

14.- El volumen de terraplén que no se forma con el corte, sino de excavaciones fuera del lecho, se llama préstamo.

15.- El trabajo de mover un volúmen de una estación a otra se expresa en: est de 20 m, hm ó kms

16.- El acarreo que no se paga a los contratistas, por convenio se llama acarreo libre.

17.- Para deducir el volúmen neto de material de acarreo, se divide el volúmen del corte que se obtiene de la curva-masa entre el coeficiente de abundamiento o reducción empleado para ese corte.

18.- La diferencia de ordenadas representa la diferencia de volúmenes de terracerías entre las estaciones consideradas.

19.- La diferencia de ordenadas de un máximo y de un mínimo siguiente es el volúmen total de terraplén en ese tramo a mover longitudinalmente.

20.- La diferencia de ordenadas de un mínimo y un máximo siguiente es el volúmen total de corte en ese tramo a mover longitudinalmente.

21.- La superficie comprendida entre la curva masa y la línea de compensación indica la cantidad de trabajo de sobreacarreo en ese tramo.

22.- La distancia entre los centros de gravedad del corte y del terraplén, menos la del acarreo libre, se llama distancia media de sobreacarreo.



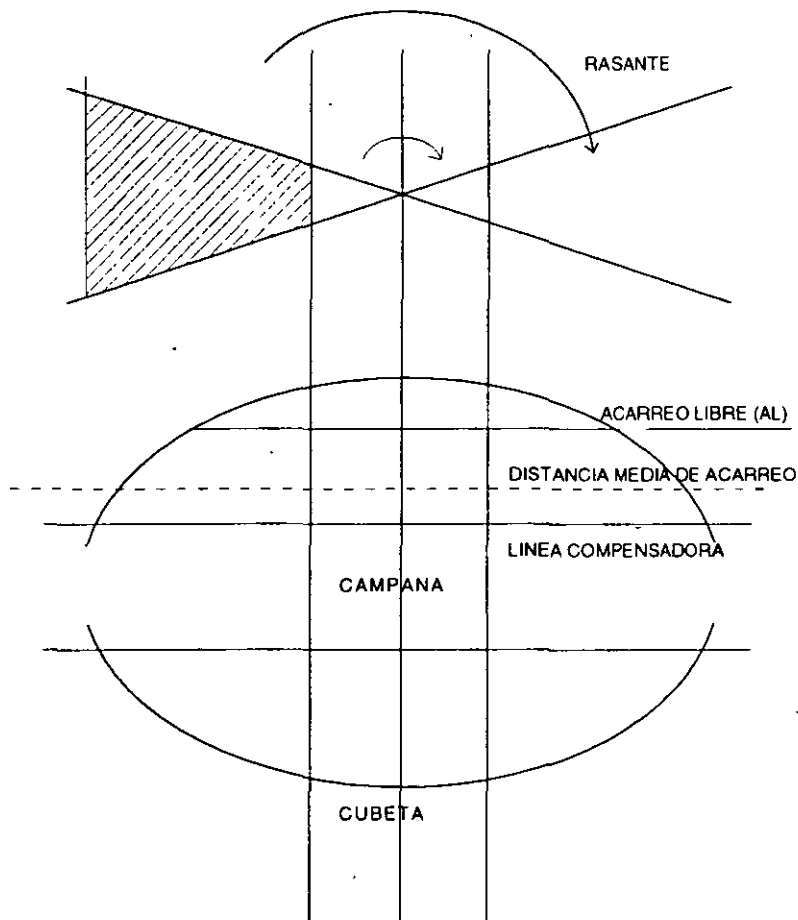
Determinación de la distancia máxima de sobreacarreo económico.

Existen dos métodos para formar el terraplén:

Uno sobreacarreando el material del corte y el segundo con material de préstamo

Si el primero resulta más económico que el segundo, conviene sobreacarrear; pero si el segundo resulta más económico, indudablemente conviene prestar y desperdiciar el producto de corte.

Ejemplos:



AEROPUERTO _____

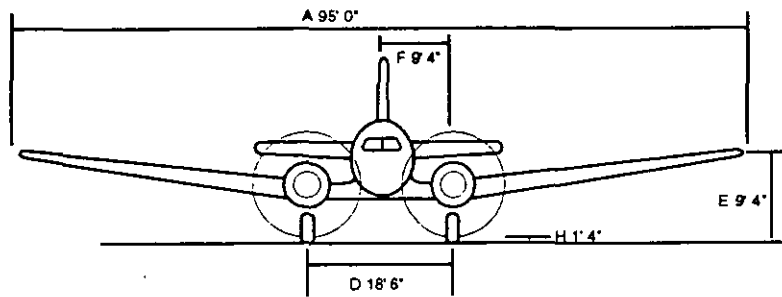
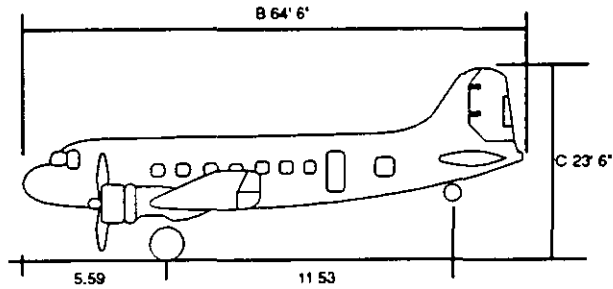
CONCEPTO _____

Calculó _____ Revisó _____ Fecha _____

EST	AREAS		A1+A2		D 2	VOLUMEN		COEF. A-R		VOL. A ó R		SUMA ALG.	ORDENADA
	CORT.	TERR.	CORT.	TERR.		CORT.	TERR.	CORT.	TERR.	CORT.	TERR.	CORT. + TERR.	
1													
2													
3													
4													
5													
6													
7													
8													
9													
10													
11													
12													
13													
14													
15													
16													
17													
18													
19													
20													
21													
22													
23													
24													
25													
26													
27													
28													
29													
30													
31													
32													
33													
34													
35													
36													
37													
38													
39													
40													
41													
42													
43													

HOJA _____ DE _____

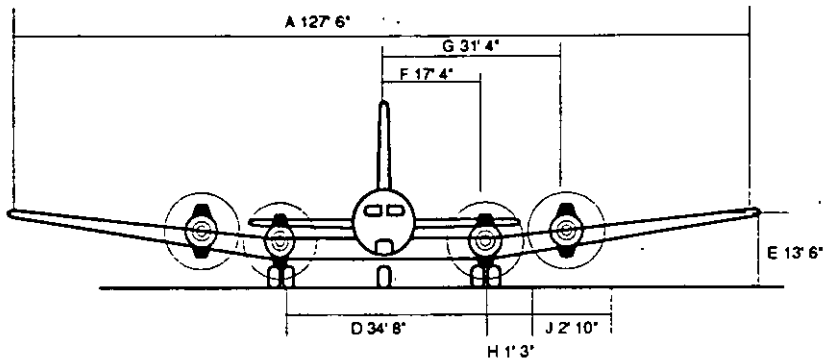
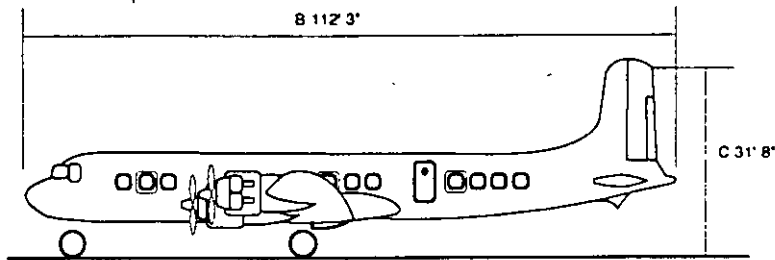
DOUGLAS DC-3



MAXIMUM TAKEOFF WEIGHT	MAXIMUM LANDING WEIGHT	DIST. OUTSIDE WHEEL TO WING TIP	WHEEL BASE	NOSE TO & MAIN GEAR	PIVOT POINT TO & AIRCRAFT	TURN RADIUS
25,200#	25,200#	37'-7"	11.53	5.59	2.82	17.45

A	B	C	D	E	F	G	H	J
SPAN	LENGTH	HIGHT OVER-ALL	TREAD	WING TIP	INBD	OUTBD	INBD	OUTBD
95'-0"	64'-6"	23'-6"	18'-6"	9'-4"	9'-3"	—	1'-4"	—

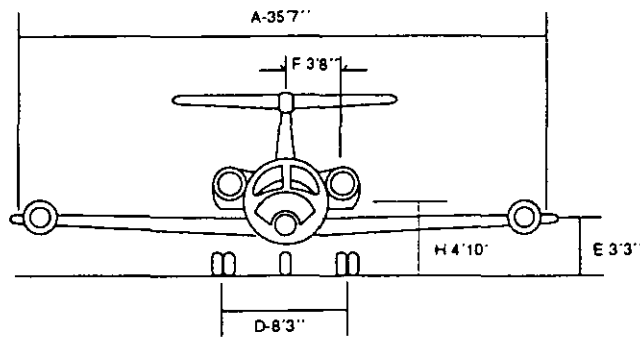
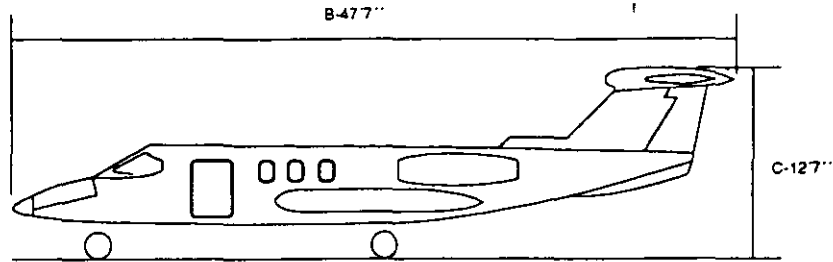
DOUGLAS DC-7C



MAXIMUM TAKEOFF WEIGHT	MAXIMUM LANDING WEIGHT	DIST. OUTSIDE WHEEL TO WING TIP	WHEEL BASE	NOSE TO & MAIN GEAR	PIVOT POINT TO & AIRCRAFT	TURN RADIUS
143,000#	111,000#	44' - 7"	39' - 6"	48' - 1"	17' - 4"	81' - 1"

A	B	C	D	E	F	G	H	J
SPAN	LENGTH	HIGHT OVER-ALL	TREAD	WING TIP	INBD	OUTBD	INBD	OUTBD
127' - 6"	112' - 3"	31' - 8"	34' - 8"	13' - 6"	17' - 4"	31' - 4"	1' - 3"	2' - 10"

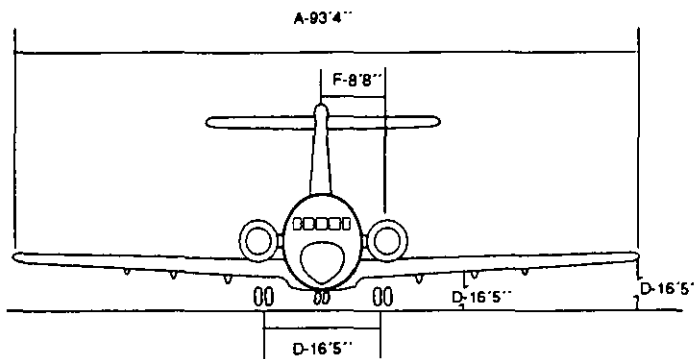
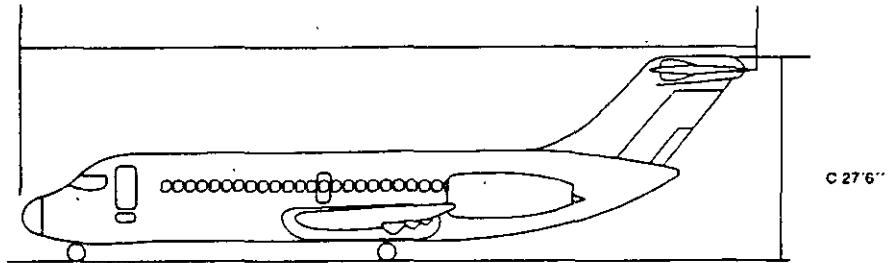
LEAR JET 25



MAXIMUM TAKEOFF WEIGHT	MAXIMUM LANDING WEIGHT	DIST. OUTSIDE WHEEL TO WING TIP	WHEEL BASE	NOSE TO & MAIN GEAR	PIVOT POINT TO & AIRCRAFT	TURN RADIUS
15,000#	13,300#	13'1''	19'2''	26'0''	16'0''	34'0''

A	B	C	D	E	F	G	H	J
SPAN	LENGTH	HIGHT OVER-ALL	TREAD	WING TIP	INBD	OUTBD	INBD	OUTBD
35'7''	47'7''	12'7''	8'3''	3'3''	3'8''	—	4'10''	—

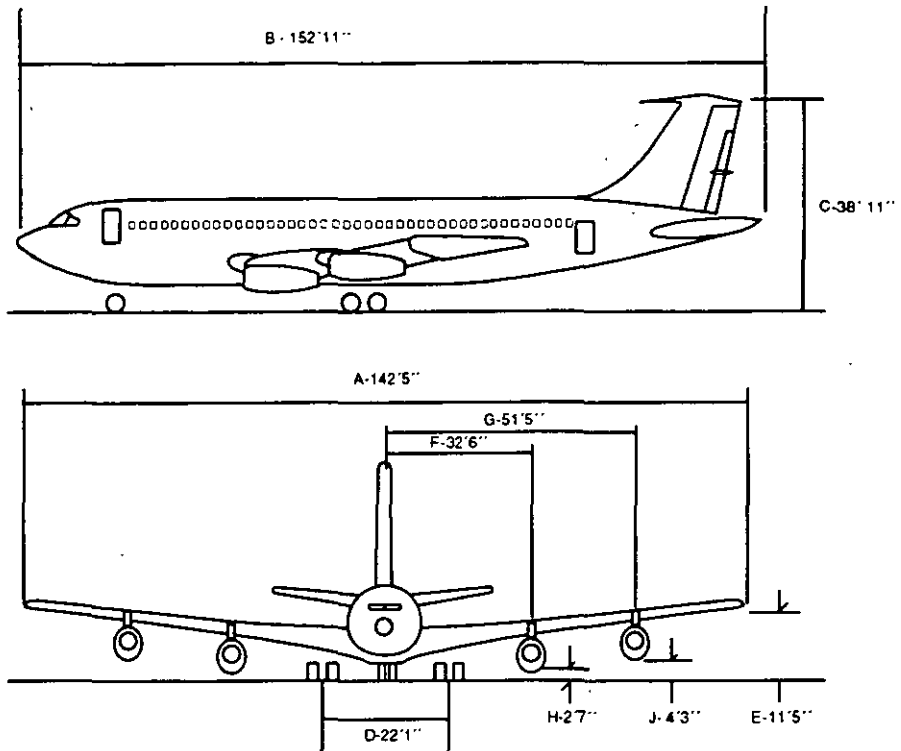
DOUGLAS DC-9-20 SERIES



MAXIMUM TAKEOFF WEIGHT	MAXIMUM LANDING WEIGHT	DIST. OUTSIDE WHEEL TO WING TIP	WHEEL BASE	NOSE TO & MAIN GEAR	PIVOT POINT TO & AIRCRAFT	TURN RADIUS
98,000#	93,400#	36'-9"	43'-8"	51'4"	6'-2"	54'-4"

A	B	C	D	E	F	G	H	J
SPAN	LENGTH	HIGHT OVER-ALL	TREAD	WING TIP	INBD	OUTBD	INBD	OUTBD
93'-4"	104'-5"	27'-6"	16'-5"	7'-4"	8'-8"	—	6'-6"	—

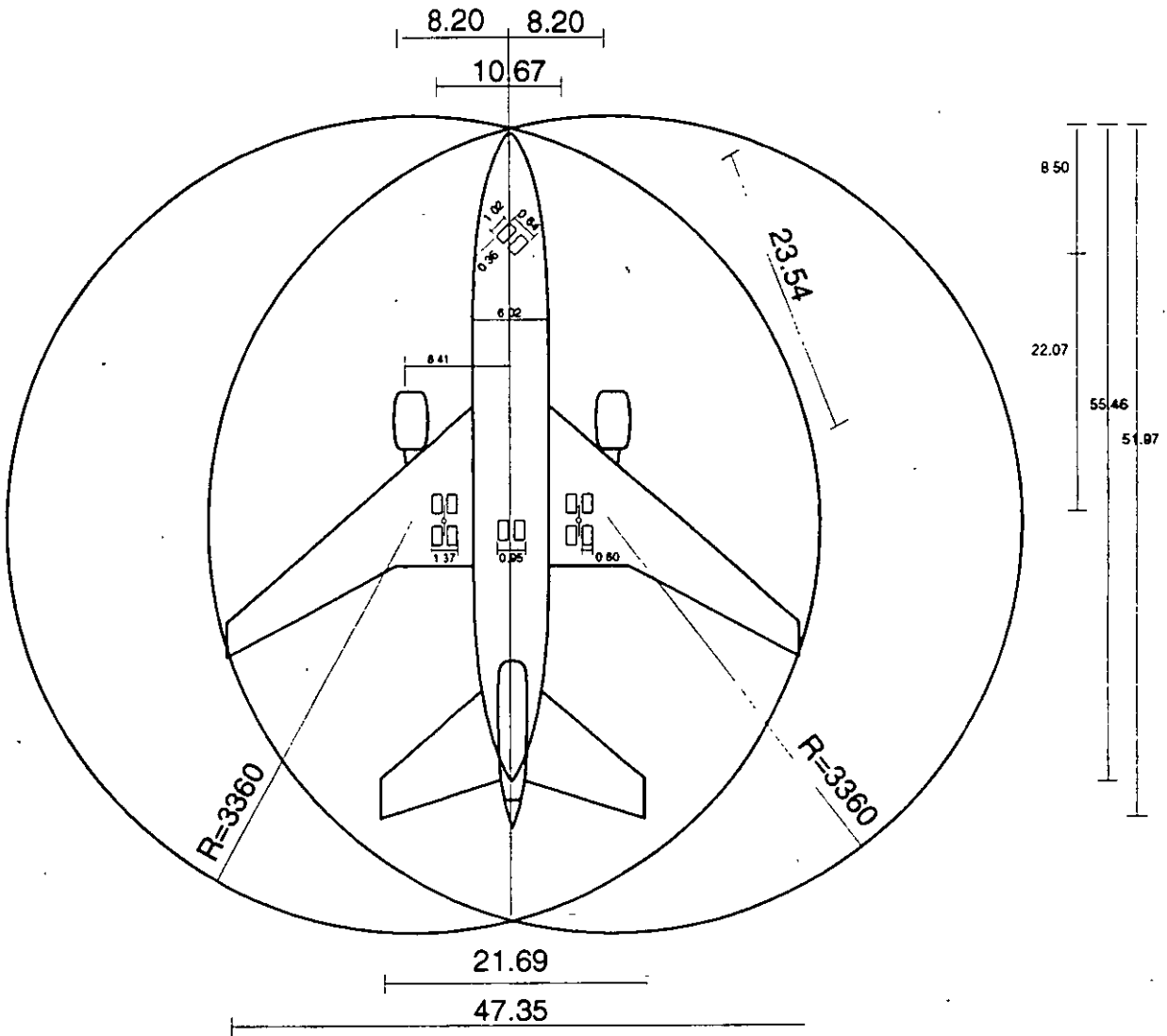
BOEING 707-300 & 400 SERIES



MAXIMUM TAKEOFF WEIGHT	MAXIMUM LANDING WEIGHT	DIST. OUTSIDE WHEEL TO WING TIP	WHEEL BASE	NOSE TO & MAIN GEAR	PIVOT POINT TO & AIRCRAFT	TURN RADIUS
312,000#	207,000#	58'-3"	59'-0"	76'-5"	34'-6"	109'-10"

A	B	C	D	E	F	G	H	J
SPAN	LENGTH	HIGHT OVER-ALL	TREAD	WING TIP	INBD	OUTBD	INBD	OUTBD
142'-5"	152'-11"	38'-11"	22'-1"	11'-5"	32'-6"	51'-5"	2'-7"	4'-3"

DC-10-30



ESCALA 1:250
ACOTACIONES EN METROS

AEROPUERTO _____ FECHA _____

CONCEPTO _____ CALCULO _____

CONCEPTO	FRANJA Nº 1	FRANJA Nº 2	FRANJA Nº 3	TOTAL
DESMONTE				
DESPLANTE <i>Desplante</i>				
MAT. A				
S.A.				
CORTE				
MAT. A B C				
S.A.				
S.A.				
S.A.				
TERRAPLEN				
MAT. A				
SOBRANTE				
MAT. A B C				
S.A.				
S.A.				
S.A.				
PRESTAMO				
MAT. A				
S.A.				
S.A.				
PRESTAMO DE BANCO				
MAT. A				
S.A.				
S.A.				
MAT. CAPA SUB-RASANTE				
MAT. A				
S.A.				
S.A.				
VOL. MAT. COMP 100%				
VOL. MAT. COMP 95%				
VOL. MAT. COMP 90%				
VOL. MAT. CONF.				



Es incuestionable la importancia que tiene una adecuada presentación de los planos, ya que éstos tendrán que cumplir su función en la ejecución de los proyectos.

Existen tres aspectos fundamentales que deben considerarse al elaborar un plano, y son los siguientes:

- el contenido
- el tamaño
- la presentación

Contenido:

Especificar claramente los datos que debe contener cada plano, ya que de esta información depende la correcta ejecución de la obra, así como su operación y la conservación de la misma.

Diseñaremos para las plantas, perfiles y secciones, unos cuadros en los cuales aparecen los datos generales.

Tamaño:

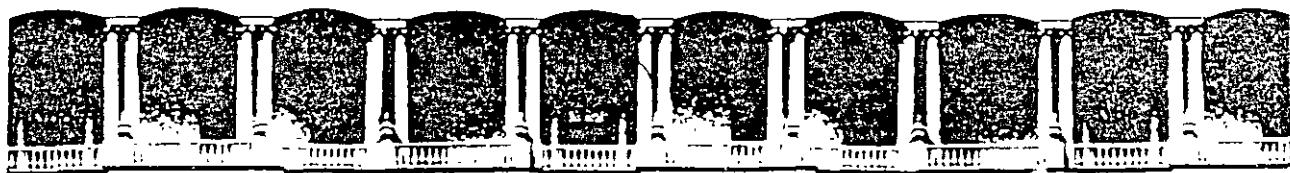
Las dimensiones de los planos deben ser tales que permitan su fácil manejo en la obra y para su archivo.

Presentación:

Se hace por medio de varios planos que son: plantas, perfiles y secciones. Las plantas se presentan en papel albanene, a escala 1:5000 ó 1:1 000.

Los **PERFILES LONGITUDINALES** se presentan en papel milimétrico transparente (es recomendable dibujar en la cara opuesta a la cuadrícula) a escala horizontal 1:1 000; y escala vertical 1:50 ó 1:100.

Las **SECCIONES TRANSVERSALES** se presentan en papel milimétrico transparente (es recomendable dibujar en la cara opuesta a la cuadrícula) a escala horizontal 1:1 000; y escala vertical 1:50 ó 1:100.



**FACULTAD DE INGENIERIA U.N.A.M.
DIVISION DE EDUCACION CONTINUA**

CURSOS INSTITUCIONALES

**XXV CURSO INTERNACION DE INGENIERIA DE AEROPUERTOS
A.S.A**

MATERIAL DIDACTICO

EXPOSITOR

**ING. ROSENDO ROLDAN
PALACIO DE MINERIA
1997**

TABLA DE UTILIZACION Y TRATAMIENTO DE MATERIALES

BANCO	UBICACION	VOLUMEN DISPONIBLE (m ³)	DISTANCIA MEDIA DE ACARREO (km)	CLASIFICACION SUCS (S.C.T.)	USO PROBABLE	TRATAMIENTO PROBABLE	OBSERVACIONES
I SAN CAYETANO	300m A LA IZQUIERDA DEL km 214+700 DE CAMINO - GUADALAJARA - TEPIC.	20 000	4	LIMO ARENOSO DE ORIGEN VOLCANICO, LIGERO EMPACANDO FRAGMENTOS BASALTICOS	CUERPO DE TERRACERIAS	ELIMINACION DE FRAGMENTOS DE ROCA MAYORES DE 50 cm PARA USO EN EL CUERPO DEL TERRAPLEN	
II CAMICHIN	5500 m A LA DERECHA DEL km 218 + 000 DEL CAMINO GUADALAJARA - TEPIC.	200 000	1.2	BRECHA VOLCANICA (TEZONTLE)	TERRAPLEN CAPA SUBRASANTE BASE HIDRAULICA	CRIBADO POR MALLA DE: (3") 76 mm (1/2") 38 mm	
III LOMA DEL TORO	100m A LA IZQUIERDA DEL km 206+100 DEL CAMINO - GUADALAJARA - TEPIC.	200 000	1.3	BRECHA VOLCANICA (TEZONTLE)	BASE HIDRAULICA	CRIBADO A TAMAÑO MAXIMO DE: (1/2") 38 mm	
					CARPETA DE CONCRETO ASFALTICO BASE ASFALTICA	CRIBADO Y DOSIFICACION PARA LA COMPOSICION GRANULOMETRICA ADECUADA PARA PRODUCIR AGREGADO PETREO CON TAMAÑO MAXIMO DE 3/4"(19mm.) Y 1"(25.4mm.)	
IV AGUA	EN EL CRUCE DEL "COLECTOR RAMAL 4+680" Y (0+730) DE LA PISTA 02 - 20. EN EL CRUCE DEL COLECTOR PRINCIPAL DE RIO MOLOLOA Y 2+246 DE LA PISTA 02 - 20	SUFICIENTE	2	H ₂ O	COMPACTACION PARA TERRACERIAS, CAPA SUBRASANTE Y BASE HIDRAULICA		
V SAN JUAN	300m A LA IZQUIERDA DEL km 11+000 DEL LIBRAMIENTO DE TEPIC	SUFICIENTE	20	ANDESITA FRACTURADA. MUY INTEMPERIZADA	CARPETA DE CONCRETO ASFALTICO CONCRETO HIDRAULICO	TRITURACION PARCIAL A TAMAÑO MAXIMO DE: (3/4") 19 mm (2") 51 mm	

Clasificación final de los suelos el material se subdivide en 15 grupos diferentes. A continuación se indican los símbolos de los grupos y una breve descripción de cada uno de ellos:

- a) GW - gravas homogéneas y mezclas gravas-arena, con poco o ningún fino.
- b) GP - grava no homogénea y mezclas grava-arena, con poco o ningún fino.
- c) GM - arcilla limosa, mezclas grava-arena-limo.
- d) GC - grava arcillosa, mezclas grava-arena-arcilla.
- e) SW - arenas homogéneas y arenas con grava, poco o ningún fino.
- f) SP - arena no homogénea y arena con grava, poco o ningún fino.
- g) SM - arena limosa, mezclas arena-limo.
- h) SC - arena arcillosa, mezclas arena-arcilla.
- i) ML - limo inorgánico, arena muy fina, polvo de roca, arena fina limosa o arcillosa.
- j) CL - arcilla inorgánica de plasticidad baja a mediana, arcilla con grava, arcilla limosa, arcilla pobre.
- k) OL - limo orgánico y arcilla limosa orgánica de baja plasticidad.
- l) MH - limo inorgánico, arena fina micácea o diatomácea o limo, limo plástico.
- m) CH - arcilla inorgánica de alta plasticidad, arcilla grasa.
- n) OH - arcilla orgánica de plasticidad media a alta.
- o) PT - turba, barro y otros suelos muy orgánicos.

4.4.3 La determinación del grupo de clasificación final requiere otros criterios aparte del indicado en la Tabla 4-7. Estos criterios se presentan en la Figura 4-33 y son aplicables tanto a los suelos de grano grueso como de grano fino:

4.4.4 Se ha preparado un organigrama en el que se detalla el proceso de clasificación de los suelos, que se incluye como Figura 4-34. Este organigrama indica los pasos necesarios para clasificar los suelos de acuerdo con la ASTM D-2487.

4.4.5 Una de las ventajas principales de la ASTM D-2487, Sistema unificado de clasificación de los suelos, es que se ha preparado también un método sencillo y rápido de clasificación en el lugar; véase ASTM D-2488, *Descripción de suelos (Procedimiento visual-manual)*. Este procedimiento permite que el personal del terreno clasifique los suelos con bastante precisión, con tiempo y equipo mínimos.

Tabla 4-8. Características de los cimientos de los pavimentos

Divisiones principales (1)	Letras (3)	Nombre (4)	Valor como cemento, no sujeto al efecto de la helada (5)	Valor como firme directamente debajo del revestimiento (6)	Posible efecto de la helada (7)	Compresibilidad y dilatación (8)	Características de arenamiento (9)	Equipo de compactación (10)	Peso seco unitario (10/m ³) (11)	CBR del lugar (12)	Módulo del terreno de fundación (lb/m ²) (13)
Suelos de grano grueso	GW	Grava o grava arenosa, uniforme	Excelente	Buena	Nula hasta muy ligera	Casi nula	Excelente	Tractor de oruga con equipo sobre neumáticos, rodillo con ruedas de acero	125-140	60-80	300 o más
	GP	Grava o grava arenosa, no uniforme	Buena hasta excelente	Mala hasta aceptable	Nula hasta muy ligera	Casi nula	Excelente	Tractor de oruga con equipo sobre neumáticos, rodillo con ruedas de acero	120-130	35-60	300 o más
	GU	Grava o grava arenosa, gradación uniforme	Buena	Mala	Nula hasta muy ligera	Casi nula	Excelente	Tractor de oruga, equipo sobre neumáticos	115-125	25-50	300 o más
	GM	Grava limosa o grava arenosa limosa	Buena hasta excelente	Aceptable hasta buena	Ligera hasta media	Muy ligera	Aceptable hasta mala	Equipo sobre neumáticos rodillo pata de cabra, control estricto de la humedad	130-143	40-80	300 o más
	GC	Grava arcillosa o grava arenosa arcillosa	Buena	Mala	Ligera hasta media	Ligera	Mala hasta prácticamente impermeable	Equipo sobre neumáticos rodillo pata de cabra	129-140	20-40	200-300
Suelos total o parcialmente de arena	SW	Arena o arena con grava, homogénea	Buena	Mala	Nula hasta muy ligera	Casi nula	Excelente	Tractor de oruga, equipo sobre neumáticos	110-130	20-40	200-300
	SP	Arena o arena con grava, no homogénea	Aceptable hasta buena	Mala hasta inadecuado	Nula hasta muy ligera	Casi nula	Excelente	Tractor de oruga, equipo sobre neumáticos	105-120	15-25	200-300
	SU	Arena o arena con grava, gradación uniforme	Aceptable hasta buena	Inadecuado	Nula hasta muy ligera	Casi nula	Excelente	Tractor de oruga, equipo sobre neumáticos	100-115	10-20	200-300
	SM	Arena limosa o arena con grava limosa	Buena	Mala	Ligera hasta alta	Muy ligera	Aceptable hasta mala	Equipo sobre neumáticos rodillo pata de cabra, control estricto de la humedad	120-135	20-40	200-300
	SC	Arena arcillosa o arena con grava arcillosa	Aceptable hasta buena	Inadecuado	Ligera hasta alta	Ligera hasta media	Mala hasta prácticamente impermeable	Equipo sobre neumáticos rodillo pata de cabra	105-130	10-20	200-300
Suelos de grano fino	ML	Limo limo arenoso, limo arcilloso o suelos diatomáceos	Aceptable hasta malo	Inadecuado	Mediana hasta muy alta	Ligera hasta media	Aceptable hasta mala	Equipo sobre neumáticos rodillo pata de cabra, control estricto de la humedad	110-125	5-15	100-200
	CL	Arcillas pobres, arcillas arenosas o arcillas con grava	Aceptable hasta malo	Inadecuado	Mediana hasta alta	Mediana	Prácticamente impermeable	Equipo sobre neumáticos rodillo pata de cabra	100-125	5-15	100-200
	OL	Limo orgánico o arcilla orgánica pobre	Mala	Inadecuado	Mediana hasta alta	Mediana hasta mala	Mala	Equipo sobre neumáticos, rodillo pata de cabra	90-105	4-8	100-200
	MH	Arcillas micáceas o suelos diatomáceos	Mala	Inadecuado	Mediana hasta muy alta	Alta	Aceptable hasta mala	Equipo sobre neumáticos rodillo pata de cabra	90-100	4-8	100-200
	CH	Arcillas grasas	Mala hasta muy mala	Inadecuado	Mediana	Alta	Prácticamente impermeable	Equipo sobre neumáticos rodillo pata de cabra	90-100	3-5	50-100
Turba y otros suelos orgánicos fibrosos	OH	Arcillas orgánicas grasas	Mala hasta muy mala	Inadecuado	Mediana	Alta	Prácticamente impermeable	Equipo sobre neumáticos rodillo pata de cabra	40-105	3-5	50-100
	PT	Turba, humus y otros	Inadecuado	Inadecuado	Ligera	Muy alta	Aceptable hasta mala	La compactación no es práctica			

BREVES NOTAS SOBRE MANEJO DE EXPLOSIVOS

En la construcción de Aeropuertos, es muy rara la ocasión en que se requiere la utilización de explosivos y equipo especializado para mover roca ya sea que esta se encuentre en un frente franco o en forma de conglomerado; esto se debe a que en general la ubicación de los terrenos para alojar las instalaciones aeroportuarias son lomerios suaves o francamente planos, por otra parte las estructuras que se requieren no exceden con mucho los 2.00m de profundidad en excavaciones para su desplante.

Sin embargo, cuando por condiciones excepcionales de topografía o sociopolíticas los terrenos utilizados obligan a movimientos de tierra importantes con la posibilidad de encontrar mantos rocosos y a utilizar equipo y técnicas especiales para su remoción, movimiento y posible utilización.

Ante esta posible eventualidad, es necesario que el director de la obra tenga los conocimientos básicos para manejar adecuadamente los equipos, materiales y recursos humanos requeridos para esta actividad.

Se pueden identificar las siguientes etapas o fases en la excavación de suelos rocosos: perforación o barrenación, poblado y explosión, movimiento o rezaga y transporte o limpieza.

Perforación o barrenación.- una vez que ha sido descubierto el estrato rocoso, se deberá observar si el frente corresponde a un estrato sano o si está fisurado, lo cual nos indicara la forma de ataque del frente, la otra variable es la profundidad a la que hay que llegar para definir el tipo de equipo a utilizar; desde luego que en estos casos, es deseable encontrar frentes sanos, ya que cuando se tienen frentes fisurados o altamente intemperizados, la labor de perforación se dificulta mas y el consumo de materiales es mayor.

El equipo utilizado para la barrenación, como ya se menciono dependerá del tipo de material y el volumen a mover, el cual en nuestro caso será el tipo WAGON DRILL, el cual consta de un chasis montado sobre neumáticos y sobre el que esta dispuesta la maquina de perforación propiamente dicha, este se mueve con un motor con combustible diesel, el cual a su vez arrastra un compresor de aire que suministra a la torre de barrenación por medio de mangueras de hule o neopreno. Una variante a este equipo es el TRACK DRILL, el cual en esencia es lo mismo que el anterior con la diferencia de que se mueve sobre orugas metálicas y por lo tanto es mas versátil en los terrenos de topografía difícil. Para volúmenes relativamente pequeños se utiliza un compresor de alta capacidad y se le conectan hasta 4 pistolas con sus mangueras para suministro de aire con las cuales se puede alcanzar hasta una distancia de 20m desde el compresor a la barrenadora.

Con el WAGON DRILL y el TRACK DRILL se utilizan brocas o barrenas de 1 1/4" y se alcanzan profundidades de 10m con diámetros de 2". Con un compresor de alta capacidad se utilizan pistolas o perforadoras con brocas o barrenas de 7/8" para producir diámetros de 1" la profundidad que se alcanza es hasta 5m; las longitudes de las barrenas van desde 0.70m a 2.10m; los consumos de aire dependen de la presión con que operen; los avances en la perforación dependerán de la dureza de la roca atacada, el cual puede ser de 21cm/min como una media general para una roca sana o poco fisurada.

DESCRIPCION Y EMPLEO DE EXPLOSIVOS.

El explosivo mas antiguo conocido por la humanidad fue la pólvora negra que los chinos utilizaban en juegos pirotécnicos y en algunas guerras, pero el uso de este material con fines prácticos en la construcción se da en 1627 cuando KASPER WEINDL utiliza la pólvora negra en barrenos, ya en 1846 el Italiano ASCANIO SOBRERO descubre la nitroglicerina y en 1866 el Sueco ALFREDO NOBEL fabrica por primera vez la dinamita mezclando tierra de infusorios con la nitroglicerina, lo cual permitió el uso en gran escala de la dinamita como explosivo, en forma paralela, este personaje fabricó un iniciador a base de fulminato de mercurio de donde se deriva su nombre de fulminante; sin embargo, la pólvora negra siguió empleándose en forma industrial en la construcción y a gran escala hasta el año de 1904 cuando se inició la fabricación de las dinamitas en forma masiva y uso industrial, sin embargo hay que destacar que en el año de 1875 se fabricó la primera gelatina de tipo explosivo.

En nuestro país, la fabricación de las dinamitas con uso industrial se inició en 1925 con patente y capital Francés; en la actualidad y a partir de 1962 la compañía de capital Francés DU PONT S.A de C.V. es la que fabrica y perfecciona todos los materiales explosivos.

Los explosivos por su acción se conocen como de BAJA POTENCIA Y ALTA POTENCIA o también como DEFLAGRANTES Y DETONANTES; los primeros son los que están compuestos por mezclas de azufre, carbón y un nitrato que puede ser de sodio o potasio y componen las polvoras, estas cuando se accionan lo hacen quemándose progresivamente durante un breve periodo relativamente sostenido liberando durante su combustión gases que ejercen una presión sobre las paredes que la confinan. Lo anterior hace que para lograr el objetivo que se busca y es el de fracturar la roca se cargue cuidadosamente y se confine mucho procurando no elevar mucho la temperatura provocando su reacción y consecuentemente su explosión.

Por su constitución las polvoras se conocen como de grano grueso y grano fino y su manejo se ha limitado casi exclusivamente con muchas restricciones a juegos pirotécnicos debido a su alto grado de flamabilidad y su almacenamiento requiere de estrictas normas de seguridad.

Los explosivos DETONANTES o de alta potencia están constituidos por dinamitas o hidrogeles, los cuales en su descomposición química producen una reacción que eleva enormemente la temperatura liberando gases que ejercen grandes presiones sobre las paredes que los confinan, las temperaturas pueden llegar hasta los $4,500^{\circ}\text{C}$ y 250,000 atmósferas respectivamente y estos son los que se utilizan comúnmente en las obras civiles, por lo que en lo sucesivo únicamente se hará mención a estos.

Por su potencia, los explosivos se clasifican en primarios y secundarios, los primarios son los iniciadores y los segundos son los que realmente hacen el efecto demoledor y son inducidos por los primeros; por su composición química se clasifican en tres grandes grupos y son: simples, mezclados y compuestos.

Los explosivos simples como su nombre lo dice, son aquéllos que están constituidos por un solo compuesto químico, en este grupo se identifican la nitroglicerina, nitrocelulosa, etc.

Los explosivos mezclados son aquellos que están formados por dos o mas compuestos cuya mezcla se realiza en forma mecánica, pero que aislados no son de riesgo alguno, en este grupo se encuentran los cloratos, percloratos y el nitrato de amonio entre otros.

Los explosivos compuestos están formados por una mezcla química y mecánica de explosivos simples y reactivos químicos, a este grupo pertenecen el tetrilo combinado con el nitrato de amonio y la presentación de estos productos puede ser en cartuchos, gelatinas, granulados, hidrogeles y slurries, en este grupo están los explosivos que se utilizan en la construcción.

Dado que en la actualidad la evolución de estos productos es alrededor de los hidrogeles y slurries, solamente se tratará de estos compuestos en adelante únicamente.

Los hidrogeles y slurries son explosivos que tienen características superiores a los demás y se fabrican en una amplia gama de velocidades, energías y otras propiedades físicas, hay que resaltar que la diferencia principal entre los hidrogeles y las dinamitas radica en el catalizador que reemplaza a la nitroglicerina reduciendo el riesgo de una detonación accidental dando seguridad en su manejo y uso.

Otro componente que forma parte del manejo de los explosivos y que se conoce como agente explosivo es el nitrato de amonio, este compuesto es insensible al fulminante, ya que no contiene agentes explosivos y que reacciona únicamente cuando el fulminante acciona al hidrogel o slurry, la presentación de este producto es en sacos de 15kg o 20kg, este producto es el que se utiliza en la agricultura como un fertilizante para los suelos.

El nitrato de amonio no está catalogado como material explosivo, arde fácilmente y la única forma de neutralizarlo es utilizando bastante agua, también se le conoce como agente para voladuras y se utiliza en el retacado de los barrenos después de haber colocado el explosivo propiamente dicho.

PROPIEDADES DE LOS EXPLOSIVOS.- las principales características de estos son las siguientes: Potencia, Densidad, Velocidad, Resistencia al agua, inflamabilidad y emanaciones, a continuación se describen someramente estas propiedades.

Potencia.- esta se define como la energía contenida en el explosivo y esta referida al porcentaje de sensibilizador contenido.

Densidad.- esta se expresa en gramos por centímetro cúbico y determina el material a utilizar según el tipo de roca que se tiene que volar, así, una roca dura requiere un explosivo más denso que una roca suave.

Velocidad.- esta se conoce como la rapidez con que se propaga la onda de detonación a lo largo de la columna cargada y se expresa en metros por segundo, esta velocidad se incrementa con el diámetro del barreno.

Resistencia al agua.- esta propiedad se define como la de conservar sus propiedades en un medio acuoso, de esta manera, los hidrogeles son más resistentes que las dinamitas.

Inflamabilidad.- esta propiedad se define como la facilidad con que arde el material explosivo por la acción de un agente iniciador, en este caso será el fulminante.

Emanaciones.- al iniciarse la combustión por reacción química del material explosivo, este genera gases que son los que generan grandes presiones sobre las paredes de confinamiento, estas no deben confundirse con el humo resultante de la combustión del explosivo.

Conocidas las propiedades de los explosivos, se describirán a continuación las características de los elementos que forman parte del poblado de los barrenos. Estos se conocen como hidrogeles, fulminantes, cordón detonante, agentes explosivos, retardos y mechas.

Explosivos.- la presentación de estos viene en forma de un cartucho de forma cilíndrica y envoltura de plástico o papel, se almacenan en unos depósitos especiales llamados polvorines, los cuales son supervisados y autorizados por personal militar de la Secretaría de la Defensa Nacional en el caso de nuestro país.

Fulminantes.- estos son los detonadores accionados por el cordón detonante o mecha, se presenta en forma de casquillos cilindricos de aluminio con dimensiones de 1/4" de diámetro por 1/2" de longitud y contiene una pólvora sensible al calor, un cebo y la carga detonante a base de PETN, TETRILO o algún otro compuesto, el fulminante es muy peligroso, por lo que su manejo debe hacerse con mucho cuidado y junto con el cartucho de hidrogel conforma el cebo en el barreno.

Cordón detonante.- este artefacto es el que conforma la línea de la voladura y llega hasta el fulminante que se inserta al "taco" o "salchicha" como se les nombra vulgarmente, este cordón también se conoce como PRIMACORD y es un explosivo instantáneo en toda su longitud, esta constituido por un núcleo de explosivo violento insensible conocido como PETN o PENTRITA, este, está rodeado por una envoltura de polietileno y viene en presentaciones de 25m y 50m, se fabrica otra variedad conocida como E-CORD y su diferencia con el anterior estriba en el contenido de explosivo en gramos por pie o metro.

Agentes explosivos.- estos agentes se utilizan para mejorar la onda de propagación del explosivo dentro del barreno, y se coloca como relleno en la columna existente hasta una altura de 2/3 de la longitud total y se conoce como carga de columna, se le conoce comúnmente como ANFO o NITRATO DE AMONIO.

Retardos.- estos son medios utilizados para evitar que el conjunto barrenado y poblado haga explosión en forma simultánea impidiendo verificar si la totalidad de los barrenos fue volado, para ello, en cada unión del cordón detonante que lleva al barreno siguiente se le coloca un aditamento especial que hace que el cordón se atrase unos milisegundos lo cual da la oportunidad a que se vayan contando según vayan haciendo explosión, otro artilugio es el de hacer un nudo adicional que hace mas largo el tramo del cordón detonante lo cual hace el mismo efecto de los retardadores de fábrica.

Mechas.- estas también son cordones que conducen la flama de una manera mas lenta que el cordón detonante se fabrica con un núcleo de pólvora forrado con un material textil que a su vez esta protegido con materiales plásticos o asfálticos que lo protegen de la abrasión, la salida de la flama lateralmente o de la penetración del agua, su acabado es de color blanco o naranja. La velocidad de propagación estará afectada por la edad, la calidad en su almacenamiento en el polvorin y su manejo en la obra, para su buen funcionamiento se requiere que los cortes sean limpios, en ángulo recto y su perfecto acoplamiento con el fulminante, que este seca, que no existan dobleces agudos y el encendido sea en seco, por ningún motivo se deben emplear grasas o aceites durante su manejo.

Se describirá ahora el proceso de poblado de un barreno y su detonación de la carga explosiva, hay que destacar que se hace mención al procedimiento térmico o convencional, ya que el eléctrico o instantáneo se utiliza en voladuras de gran volumen tal como en las minas o en la construcción de presas para almacenamiento de agua.

1.- Preparación del cebo.- se toma el fulminante y se coloca a la punta del cordón detonante asegurándose que la conexión sea correcta, utilizando unas pinzas de engargolar especiales para estos casos procurando que la longitud del cordón sea la suficiente para que sobresalga de la profundidad del barreno para su conexión a la línea troncal de detonación.

2.- Colocación del fulminante, con un punzón de madera con tamaño y diámetro adecuados se hace una perforación en un extremo o en centro de la longitud del taco, introduciendo el fulminante y asegurando que no se mueva o salga durante las maniobras de colocación y retacado.

- 3.-Poblacion del barreno.- con el taco ya asegurado se procede a deslizar en el barreno el cebo ya hecho introduciendolo procurando sea lo mas seguro evitando posibles rozaduras o atascamientos haciéndolo llegar hasta el fondo.
 - 4.-Colocacion de la columna de carga.- una vez colocado el cebo, se procede a rellenar el barreno con el ANFO en cantidades parciales confinándolo suavemente con una vara de madera hasta que se llegue a la altura requerida.
 - 5.-Colocacion del tapon.- terminado el retacado del anfo, se procede a rellenar la altura restante con tierra o lodo para producir un tapón hermético que evite la salida o escape de los gases durante la explosión.
 - 6.-Conexion de la línea detonante.- todas las puntas o extremos de los barrenos se van ligando por medio de nudos con los retardos adecuados hasta completar el circuito donde se colocara un fulminante para el inicio de la explosión.
 - 7.-conexion de la mecha de seguridad.- el fulminante que ligará con el circuito de detonacion, se engargolará con la mecha a base de pólvora dándole la longitud necesaria para que el barretero tenga el tiempo suficiente para ponerse a resguardo, las mechas pueden ser lentas o rápidas según se desee su empleo.
- Se darán a continuación algunas recomendaciones de seguridad y manejo de los explosivos en las obras civiles aeroportuarias.

CAUSAS TIPICAS DE ACCIDENTES CON EXPLOSIVOS

POR IMPACTO:

- 1.-Golpeo con algún objeto sobre los fulminantes.
- 2.-Durante el atacado de los cebos.
- 3.-Golpeo de barrenos quedados (no activados por la explosión)
- 4.-Maquinaria que pega sobre explosivos.

ROCA EN VUELO:

- 1.-Vigilancia inadecuada durante los disparos
- 2.-Sistemas de señales deficientes.
- 3.-Fallas al desalojar el área peligrosa.
- 4.-Mal cálculo en la longitud de la mecha de iniciación.

CALOR O FLAMA

- 1.-Fuego en los explosivos.
- 2.-Fuentes de calor en contacto con los explosivos.

RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD DURANTE EL TRANSPORTE DE LOS EXPLOSIVOS

- 1.-Conocer y obedecer las leyes y reglamentos federales, estatales y municipales.
- 2.-Verificar que cualquier vehículo que se utilice para el transporte de los explosivos del polvorín al lugar de su utilización este en buenas condiciones de servicio, con pisos de madera para no producir chispas, con redilas lo suficientemente altas para evitar que los explosivos caigan durante su traslado.
- 3.-Nunca se debe permitir el fumar a las personas que viajen en el vehículo o que viajen mas personas de las estrictamente necesarias.
- 4.-Cargar y descargar cuidadosamente los explosivos manejándolos lo mas suavemente posible.
- 5.-Durante el acomodo de los explosivos en el camión de transporte, se deberá verificar siempre que los fulminantes estén separados convenientemente del anfo o cordón detonante cuando se autorice su traslado conjunto en el mismo vehículo.

SEGURIDAD DURANTE EL MANEJO DE EXPLOSIVOS EN EL AREA BARRENADA.

- 1.- Nunca utilice herramientas que produzcan chispas al abrir las cajas de los explosivos.
- 2.-Nunca permita fumar o tener cualquier fuente de fuego o flama en un radio de 50m donde se manejen los explosivos.
- 3.-Nunca coloque los explosivos expuestos a calor exesivo o impactos.
- 4.-Cerrar siempre la tapa de los explosivos después de haber tomado los necesarios.
- 5.-Nunca lleve explosivos en la ropa dentro del radio de su empleo.
- 6.-Nunca inserte en un fulminante nada que no sea la mecha o cordón detonante
- 7.-Nunca juegue con un fulminante o intente investigar su contenido
- 8.-Nunca se debe permitir la presencia de personas extrañas en el área de trabajo con explosivos.
- 9.-Nunca permita el manejo de explosivos cuando exista amenaza o presencia de tormentas eléctricas,debiendo retirar personal y materiales del lugar de trabajo.
- 10.-Nunca utilice explosivos dañados.
- 11.-Nunca utilice mechas, fulminantes o cualquier otro explosivo que se encuentre húmedo o saturado con agua aún cuando esten superficialmente secos o hayan sido secados violentamente.

SEGURIDAD DURANTE LA BARRENACION Y EL CARGADO

- 1.- Siempre examine cuidadosamente la superficie o el frente de barrenación para detectar la posible presencia de explosivos de barrenos anteriores para evitar hacer un atacado de los mismos.
- 2.-Siempre revise con el atacador de madera o una cinta la condición del barrenno antes de proceder a su poblado o cargado.
- 3.-Nunca almacene los sobrantes de los explosivos en el área de barrenación.

MOVIMIENTO DE ROCA FRAGMENTADA Y EQUIPO UTILIZADO PARA SU TRANSPORTE.

Una vez que se ha producido la voladura y se ha verificado su explosión al 100%, se procede a enviar el equipo que se encargará de remover el material fragmentado utilizando para éllo el equipo siguiente:

Para rezagar se utilizan tractores equipados con ripper y cuchilla movable, excavadoras de gran capacidad equipadas con cucharones dentados o martillos rompedores.

El equipo de carga dependerá en gran parte del tamaño de los fragmentos obtenidos en la voladura y la capacidad de los cucharones podrá ser de 0.68m³ hasta 3.8m³ a ras de cucharón, por el tipo de terreno, podrán ser payloaders, traxcabos o excavadoras de gran volumen y hasta palas mecánicas.

El equipo de transporte también dependerá del volumen a mover, del tamaño de los fragmentos y el tipo del terreno donde se moveran, generalmente se utilizan camiones de volteo para tamaños menores a 1.0m de diámetro, para tamaños mayores y volúmenes grandes se recomienda el uso de camiones fuera de carretera los cuales se utilizan en la minas a cielo abierto.

Dependiendo del volumen explotado y la calidad de la roca, esta podrá utilizarse para la obtención de materiales para sub bases, bases y carpetas dentro del mismo aeropuerto.

BREVES NOTAS SOBRE CARACTERÍSTICAS FÍSICAS Y COMPORTAMIENTO DE LOS AGREGADOS PETREOS EMPLEADOS EN SUBBASES, BASES Y CARPETAS.

En la construcción de aeropuertos y en general en las obras de infraestructura de transporte, los agregados petreos que proceden primariamente de las rocas, tienen un papel preponderante en el comportamientos de los pavimentos.

Por ello, es conveniente hacer un breve recordatorio de los orígenes geológicos y sus características físicas para comprender su comportamiento.

Los agregados que comúnmente conocemos en el empleo de los pavimentos los podemos clasificar como sigue:

ROCAS: Estas se clasifican en: rocas ígneas, rocas sedimentarias, y rocas metamórficas.

Las rocas ígneas son aquellas que han salido al exterior de la corteza terrestre procedentes del magma interno de la tierra y que por su forma de enfriamiento se conocen como intrusivas ó de enfriamiento lento y extrusivas o de enfriamiento rápido.

Como ejemplo de rocas intrusivas, se conoce el granito, sienita, diorita, etc.

Como ejemplo de rocas extrusivas se conocen la riolita, la andesita, el basalto, etc.

Las rocas sedimentarias son aquellas que se han formado por la consolidación ó litificación de sedimentos; la característica principal en la estructura de estas rocas, es su estratificación o disposición en capas y que se deben principalmente a los rompimientos o discontinuidades en el depósito de los sedimentos.

De acuerdo con su formación, se clasifican en tres grandes grupos que son: mecánico, químico, y orgánico.

Las primeras como su nombre lo dice, se forman por procesos detríticos que dan origen a una roca por procesos de compactación o cementación; en esta caso se encuentran las gravas en los lechos de los ríos, los conglomerados que son fragmentos empacados con un cementante y que en conjunto forman una roca, las arenas, las areniscas, los limos, etc.

Las de origen químico son aquellas que se forman por la mezcla de varias sustancias y que se conjuntan por una vía química que puede ser el agua u otra sustancia; en este caso se encuentran las calizas, dolomitas, travertino, yeso, etc.

Las de origen orgánico pueden ser de naturaleza calcárea tales como el coral, creta, calizas (contienen restos de animales marinos); las de naturaleza silicosa, tales como la turba, el lignito, hulla, antracita, etc.

Las rocas metamórficas son aquellas que se han producido por un cambio físico o químico profundo en una roca que da origen a una nueva estructura.

como ejemplo de rocas metamórficas se tiene a la cuarcita, el mármol, la pizarra, serpentina, etc.

En cuanto a su dureza su clasificación es como sigue:

Suaves, en este grupo están: talco, yeso, etc.

Medianas, en este grupo están: calizas, areniscas, dolomitas, etc.

Duras, en este grupo están: granito, basalto, andesita, etc.

Muy duras: Cuarzo, mineral de hierro, etc.

En cuanto a su reacción con el contacto del agua, estas son acidas o alcalinas, en el primer grupo se encuentran las que tienen un alto contenido de sílice, tales como los basaltos, riolitas, andesitas, etc.

En el segundo grupo se encuentran las que tienen un alto contenido calcio, tales como los granitos, calizas, dolomitas, etc.

La SCT en sus normas para el control de la producción de los agregados petreos utilizados en la construcción de los pavimentos, especifica un cierto número de tamaños los cuales están determinados por unos tamices ó mallas y que de manera primaria podemos identificar como agregados gruesos, intermedios, finos y polvo; para ello, los tamices o mallas las identificamos como sigue:

% que pasa
2"
1 1/2"
1"
3/4"
1/2"
3/8"
1/4"
No 4
No 10
No 20
No 40
No 60
No 100
No 200

De acuerdo con esta clasificación, los tamaños gruesos los identificamos entre la mallas de 2" a 3/4", los tamaños intermedios están entre 3/4" a la No 10, los finos son los que están entre la No 10 y la No 200, el polvo es el que pasa la malla No 200.

La SCT exige en sus normas de materiales que los agregados petreos deben cumplir con las siguientes características:

GRANULOMETRIA: La distribución de partículas deben formar una curva que quede alojada en la zona indicada por el gráfico que se muestra.

CONTRACCIÓN LINEAL: Esta se refiere a las partículas finas contenidas en el agregado y se expresa como reducción del volumen mismo medido en una de sus dimensiones y expresada como el porcentaje de la dimensión original cuando la humedad se reduce desde la correspondiente al límite líquido hasta la húmeda correspondiente al material seco en horno.

Esta prueba es muy importante porque nos indica indirectamente e contenido de arcilla, ya que esta en los agregados utilizados en carpetas los afecta provocando una baja adherencia en el asfalto y el debilitamiento de la carpeta en presencia de agua; la SCT especifica como máximo una contracción del 3%.

DESGASTE: Este valor nos indica la calidad del material petreo en cuanto a su resistencia ante el tráfico impuesto, es también una medida del grado de alteración en su estructura, igualmente da una idea del contenido de partículas en laja o aguja.

La prueba de los Ángeles nos da los siguientes valores:

Rocas muy duras-----	0% a 10%
Rocas duras-----	10% a 30%
Rocas medianas-----	30% a 60%
Rocas suaves-----	60% a 100%

La SCT especifica un desgaste máximo del 40% en la prueba de los Ángeles.

INTEMPERISMO ACELERADO: La cuantificación de este valor determina su resistencia a la desintegración causada por los esfuerzos desarrollados al formarse cristales de sulfato de sodio o magnesio en los huecos o fisura del material petreo y también por efectos de congelación del agua intersticial; otro efecto importante en este caso es el agua que se encuentra adsorbida en los poros de los petreos, ya que esta actúa en las partículas de arcilla contenida, la cual ejerce presión ante los ciclos de humedad y secado del petreo.

AFINIDAD CON EL ASFALTO: Del comportamiento de los agregados con el asfalto depende en gran parte la resistencia y duración del pavimento, ya que cuando esta es buena los petreos quedan totalmente cubiertos por una película de asfalto, en cambio cuando no hay afinidad, el asfalto tiene dificultades para adherirse al petreo, en cuyo caso habrá que emplear aditivos químicos que mejoren esta cualidad.

La SCT, especifica que por falta de adherencia entre asfalto y petreo, se pierda un 25% como máximo de asfalto.

PERDIDA DE ESTABILIDAD: Los petreos que se desintegran aceleradamente bajo la acción de agentes atmosféricos, se llaman inestables, estos no son adecuados para su empleo en los pavimentos.

Por lo que se ha comentado brevemente, es indiscutible que hay que tener mucho cuidado al seleccionar los bancos de materiales, así como ver su comportamiento ante la acción de los equipos de construcción ya sea al procesarlos en las trituradoras o cribas o al compactarlos y terminarlos.

Como una observación personal, se considera conveniente que en el caso de las subbases y bases hidráulicas, el contenido de partículas finas y polvos no esté mas allá del 15%.

Lo anterior se basa en el hecho de que un alto contenido de finos que generalmente son plásticos con la presencia del agua tanto intersticial como adsorbida generan movimientos diferenciales entre los petreos que con el tiempo pueden llegar a producir deformaciones en las carpetas; en caso contrario, el agua puede tener la facilidad de escurrir entre los intersticios de los petreos.

ING. ROSENDO ROLDAN GONZÁLEZ.



**FACULTAD DE INGENIERIA U.N.A.M.
DIVISION DE EDUCACION CONTINUA**

CURSOS INSTITUCIONALES

XXV CURSO INTERNACIONAL DE INGENIERIA DE AEROPUERTOS

del 25 de agosto al 24 de octubre de 1997

MATERIAL DIDACTICO

Ing. Alfonso Mauricio Elizondo Ramírez

Palacio de Minería

1997

PROYECTO DE DRENAJE
PARA AEROPUERTOS

ING. ALFONSO MAURICIO ELIZONDO RAMIREZ

MEXICO, 1997

- * La existencia de encharcamientos sobre los pavimentos de los elementos de operación terrestre, puede producir el "acuaplano" de los aviones al circular en alta velocidad, con el riesgo de que la tripulación pierda el control de la aeronave y provocar un accidente.
- * La presencia prolongada del agua sobre los pavimentos asfálticos, contribuye a acelerar el envejecimiento de la capa de rodamiento, permitiendo la aparición de grietas y baches, o cuando menos, alterando su textura superficial.
- * Mientras el agua permanece más tiempo sobre los pavimentos, y/o existan más grietas o baches, se facilita la infiltración a las capas inferiores del pavimento, las que pueden saturarse y llegar a la falla estructural, manifestando deformaciones importantes en la superficie de rodamiento.
- * Las alteraciones que el agua produzca en la capa de rodamiento por las dos consecuencias anteriores, hace que los aviones vibren demasiado al circular en alta velocidad, incomodando a los usuarios y dificultando la lectura de los instrumentos de control, que pueden afectarse con el movimiento excesivo. Asimismo, esas alteraciones pueden llegar a dañar los neumáticos y hasta al mismo tren de aterrizaje de los aviones.
- * La existencia de espejos de agua debidos a encharcamientos o inundaciones en las inmediaciones del aeropuerto, pueden producir reflejos indeseables o facilitar la formación de neblina, afectando la visibilidad de las tripulaciones. Dichos espejos también pueden fomentar la aparición de aves que pueden interferir en la operación de los aviones.

Las consecuencias referidas son sólo algunas de las más importantes y ponen de manifiesto la influencia que un sistema de drenaje eficiente tiene en la seguridad del aeropuerto.

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Con el propósito de lograr las mejores soluciones al problema de drenaje que presentará un nuevo aeropuerto, es preciso conocer detalladamente el funcionamiento hidráulico del área donde se construirá, no sólo dentro de los límites del predio para el aeropuerto sino en forma regional, ya que no debe perderse de vista que las obras de drenaje que se proyecten deben garantizar la eficiencia del sistema sin alterar el funcionamiento hidráulico fuera de sus límites, por lo que deben realizarse conexiones efectivas entre el drenaje interior y el exterior.

En ocasiones, los sitios donde se descargan los caudales del aeropuerto presentan condiciones que evitan el desalojo rápido del agua, haciéndose necesarias obras tales como cárcamos, plantas de bombeo, bordos de protección y estructuras especiales de control.

Si en el proyecto no se contempla el funcionamiento hidráulico de la región, pueden ocasionarse alteraciones que atenten contra la ecología local, dañen instalaciones y construcciones ajenas al aeropuerto, o pueden provocarse efectos nocivos en poblados vecinos:

Así por ejemplo, imaginemos que se requiere construir un aeropuerto que dé servicio a una ciudad, la que se ubica a la salida de una cuenca, entre ésta y el mar, tal como en el caso de la Ciudad de Campeche, en el estado del mismo nombre, que se ilustra en la Fig.1. Dicha cuenca está integrada por cuatro cuencas de menor tamaño, concentrando el escurrimiento total en un cauce que atraviesa la ciudad mediante una ría que desemboca directamente en el mar. La ría, que se construyó en la época de la fundación de la ciudad y que en la actualidad es cruzada por puentes antiguos y bordeada por edificaciones coloniales, sirve de drenaje de la propia ciudad. El total del caudal máximo aportado por las cuatro cuencas, en la época de lluvias, es del orden de $120 \text{ m}^3/\text{s}$, mientras que la ría es capaz de desalojar sólo $50 \text{ m}^3/\text{s}$, por lo que existe un excedente que debe ser regulado, inundando el terreno localizado antes de la ría.

De los estudios previos se determinó que el único sitio donde es posible la construcción del aeropuerto es precisamente la zona inundable, donde se regula el caudal recolectado de las cuencas; pero la realización del aeropuerto involucra la necesidad de rescatar dichos terrenos, mediante la construcción de bordos que eviten el ingreso de las aguas ajenas al aeropuerto. Esta medida provocaría que la capacidad de regulación de la zona inundable desapareciera o resultara importantemente reducida, con lo que el caudal excedente tendría que tratar de salir por la ría, pero dada la incapacidad de ésta, se desbordaría inundando a la ciudad.

Si la situación arriba descrita fuera ignorada y sólo se considerara la problemática interna del aeropuerto al proyectar su sistema de drenaje, al realizar la obras se pondría en peligro a la propia ciudad. Pero al ser conscientes del problema que podemos generar, tendremos que diseñar el sistema, con obras interiores y exteriores que permitan seguir regulando los caudales excedentes, ya que al menos en este ejemplo, sería imposible o muy costoso incrementar la capacidad de la ría, pues se encuentra rodeada por edificaciones antiguas que tendrían que demolerse para ampliar su cauce.

En este ejemplo se genera otro problema especial, pues al construir los bordos para evitar el ingreso al aeropuerto de las aguas exteriores, también se impide que salga el agua que se acumula en su interior debido a las lluvias, por lo que se requiere proyectar, además, una planta de bombeo con sus cárcamos, que desaloje al exterior las aguas internas.

Como puede observarse, resulta muy importante el conocimiento del funcionamiento hidráulico, tanto en el interior del predio de aeropuerto como en la región donde éste se ubique. Dicho conocimiento se obtendrá a través de un ESTUDIO HIDROLOGICO, que infiera las intensidades de las precipitaciones y los picos de escurrimiento para diferentes periodos de retorno, con el propósito de determinar los gastos máximos que han de considerarse en el proyecto.

Puede decirse que:

EL PROYECTO DEL SISTEMA DE DRENAJE DE UN AEROPUERTO ES EL DISEÑO HIDRAULICO, GEOMETRICO Y ESTRUCTURAL DE TODOS LOS COMPONENTES DEL SISTEMA, EN BASE AL FUNCIONAMIENTO HIDRAULICO DE LA REGION Y TOMANDO EN CUENTA LAS CARACTERISTICAS DE LOS ELEMENTOS DEL AEROPUERTO.

Al realizar el proyecto se buscará diseñar un sistema que funcione con un mínimo de mantenimiento, procurando que el monto de la inversión sea acorde a la protección que se desea proporcionar al aeropuerto y tomando en cuenta que el sistema debe ser adaptable a futuras ampliaciones, por lo que se tendrá que apoyar en el Plan Maestro correspondiente.

Para definir la problemática que se presentará al proyectar un aeropuerto, es necesario, entre otras cosas, lo siguiente:

- 1° Trazar en un plano topográfico de la región donde se construirá el aeropuerto los escurrimientos superficiales, las zonas bajas y las canalizaciones que existan.
- 2° Delimitar en el mismo plano las cuencas que aporten caudales a los cauces o canalizaciones existentes, de interés para el proyecto.
- 3° Mediante el estudio hidrológico que se realice, determinar las intensidades de precipitación para cada cuenca y obtener los gastos máximos de cada cauce o canalización, para diferentes periodos de retorno.
- 4° Estimar los volúmenes de depósito o acumulación posibles en el área del aeropuerto y en sus cercanías.

Con esta información ya es posible determinar los tipos y las ubicaciones de las obras de drenaje que se requieran para el sistema en proyecto.

En la práctica mexicana, las estructuras más usuales son los canales y las alcantarillas, que normalmente se ubican como se muestra en la Fig.2. Pero existen muchas otras estructuras menos comunes que son necesarias para solucionar problemas específicos, tales como los ya mencionados cárcamos, bordos de protección y plantas de bombeo; así como colectores, pozos de absorción, estructuras de control, sistemas de subdrenaje, etc. y obras complementarias como bordillos, cunetas y lavaderos, entre otros.

ESTUDIO HIDROLOGICO

El Estudio Hidrológico es la base sobre la que se apoyará el proyecto del sistema de drenaje, pues definirá el funcionamiento hidráulico de la región donde se construirá el aeropuerto y por lo tanto la problemática que se generará al construirlo y que habrá de resolverse mediante el proyecto, de ahí la importancia que este estudio tiene para lograr las soluciones óptimas.

El estudio debe definir, en primer lugar, las características de las tormentas en la zona de interés, para INFERIR las alturas de precipitación totales, al término de las tormentas en todas las cuencas que afecten al aeropuerto y estimar los valores representativos de cada cuenca; asimismo debe determinar la frecuencia y naturaleza de los escurrimientos superficiales, que serán de utilidad para el diseño del sistema.

Para lograr lo anterior, las tormentas deben estudiarse estadísticamente, a partir de datos obtenidos en estaciones meteorológicas, instaladas preferentemente dentro del predio donde se construirá el aeropuerto, pero puede emplearse información de estaciones ubicadas fuera, e incluso en cuencas diferentes a las interesadas directamente, siempre y cuando pertenezcan a la misma región climática y con las reservas del caso.

Con el propósito de que las estimaciones que se hagan sobre las características de las tormentas, sean lo más realista posible, se requiere que la información a utilizar proceda de estaciones con más de cinco años de operación, pues datos más jóvenes pueden dar resultados muy diferentes a la realidad. De acuerdo a esto, lo ideal sería prever oportunamente la construcción del aeropuerto e instalar, por lo menos cinco años antes de la elaboración del proyecto, una estación meteorológica en el interior del predio, que nos proporcione información confiable. No obstante, frecuentemente es imposible prever con tiempo la necesidad del aeropuerto, pues en muchas ocasiones se determina dicha necesidad cuando ya es "urgente" su construcción, teniendo que utilizar información de estaciones con menor edad o ubicadas en zonas relativamente lejanas.

Las características de las tormentas se establecen en términos de la intensidad de la lluvia, que es la relación entre la altura total de una precipitación ocurrida y el tiempo de duración de la tormenta que la generó. dicha intensidad suele expresarse como la altura de precipitación total al término de la duración de la tormenta, y se mide con un pluviógrafo que registra la variación en el tiempo de la altura de precipitación.

Dependiendo del tipo de información que se disponga, será el método de análisis que se utilice, así por ejemplo, el METODO DE PROMEDIOS PESADOS DE THIESSEN toma en cuenta la cantidad y la distribución de las estaciones que generan la información; el METODO DE LAS ISOYETAS puede incluir los efectos orográficos sobre la distribución de las lluvias, etc. Con estos métodos, que son descritos detalladamente en la bibliografía recomendada, se obtiene un valor representativo de la precipitación que ha de considerarse uniforme en toda la cuenca, para diferentes duraciones de tormentas.

Las características de las tormentas se resumen mediante gráficas que relacionan la intensidad con la duración de cada tormenta para diferentes periodos de retorno. La forma típica de estas gráficas, que reciben el nombre de CURVAS DE INTENSIDAD - DURACION - PERIODO DE RETORNO, es como la que se ilustra en la Fig.3.

Las curvas de intensidad - duración - periodo de retorno, se obtienen normalmente mediante el método de INTENSIDAD DE LLUVIA - PERIODO DE RETORNO, que ajusta para cada duración una función de distribución de probabilidad, de tipo GUMBEL, a los valores máximos. También pueden obtenerse con el método de CORRELACION LINEAL MULTI, ajustando a los valores de intensidad máximos anuales, según las duraciones de interés, una función del tipo:

$$i = \frac{k \text{ Tr}^m}{d^n} \dots\dots\dots(3.1)$$

Donde:

- i = Intensidad en mm/h
- d = Duración en horas
- Tr = Periodo de retorno en años
- k, m, n, son parámetros de ajuste para cada caso

De esta manera, se generan las curvas de intensidad - duración - periodo de retorno para la cuenca donde se construirá el aeropuerto en proyecto, y se establece el periodo de retorno que ha de considerarse para garantizar la seguridad del aeropuerto según su importancia.

La Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), recomienda que se utilice un periodo de retorno de 5 años, con lo que el aeropuerto quedaría protegido contra precipitaciones que tendrían ese periodo de recurrencia, pero en algunos casos, la protección debe ser mayor por la importancia del aeropuerto y por la magnitud de su utilización, así por ejemplo, para el Aeropuerto de la Ciudad de México se consideró un periodo de retorno de 25 años. Pero en cualquier caso, para determinar el periodo de retorno que se usará, deben tomarse en cuenta los siguientes factores:

- a) Importancia del aeropuerto por lo que respecta a su costo y al volumen del tránsito
- b) Daños posibles a las instalaciones
- c) Costos de mantenimiento
- d) Costo de amortización de las estructuras de drenaje durante la vida de servicio
- e) Inconveniencia del tránsito
- f) Peligro de la vida humana

Para la duración de la tormenta de proyecto y el periodo de retorno seleccionado, en las curvas de intensidad - duración - periodo de retorno se determina la intensidad que se utilizará en el diseño, considerándola uniforme para toda la cuenca.

Con la intensidad así determinada, el estudio hidrológico debe inferir el escurrimiento superficial que producirá la precipitación. En estricto rigor, el escurrimiento se verá reducido por la evaporación y por la infiltración al suelo, pero estas reducciones son despreciables en la determinación de los escurrimientos internos del aeropuerto por tratarse de cuencas pequeñas.

La determinación de los escurrimientos requiere el conocimiento de las características de las cuencas de interés, pues la topografía; el tipo de suelo; el tipo de vegetación; el tamaño, la pendiente y la densidad del drenaje de la cuenca; así como el uso al que se destina la tierra y las condiciones de humedad del suelo, tienen gran influencia en la magnitud de los escurrimientos.

En la Fig.4 se muestran las partes de una cuenca, que es limitada por el parteaguas y tiene un drenaje que se concentra en el cauce principal hasta la salida de la cuenca. Si fuera necesario construir una obra de drenaje en ese punto, se tendría que determinar el GASTO PICO DE DISEÑO, que es el escurrimiento máximo que debe esperarse ocurra durante el periodo de retorno considerado. Este gasto está en función del TIEMPO DE CONCENTRACION (T_c), que es el tiempo requerido para que el agua escurra desde el punto más lejano de la cuenca hasta el punto de salida.

La relación que existe entre la precipitación y el escurrimiento, puede representarse con un hidrograma como el mostrado en la Fig.5, cuya forma está determinada por las características de la cuenca, como son su área, pendiente y longitud del cauce.

Los principales parámetros del hidrograma son:

Volumen de escurrimiento directo (área sombreada)

Tiempo de concentración T_c

Tiempo pico T_p (tiempo desde que empieza el escurrimiento directo hasta el momento en que alcanza el valor máximo)

El gasto pico puede evaluarse mediante alguno de los siguientes procedimientos:

1.- Formulas Empíricas

Se utilizan cuando se conocen las características físicas de la cuenca y se cuente con registros de precipitación.

2.- Modelos de "Caja Negra"

Se determina el gasto a partir de datos de entrada y salida de la cuenca, sin tomar en cuenta sus características.

3.- Modelo de Stanford

Se simula el proceso de escurrimiento en toda la cuenca, conociendo detalladamente sus características físicas y aplicando las fórmulas fundamentales de la hidráulica.

4.- Método de Envolvertes

Se estima el gasto en función del área de la cuenca, relacionándola con la envolvente mundial propuesta por Creager, corregida con un factor C para la región donde se ubique el aeropuerto.

4. CONCEPCION DEL SISTEMA DE DRENAJE

Una vez que se tenga definido el funcionamiento hidráulico de la región donde se construirá el aeropuerto, y conociendo las características geométricas de cada uno de sus elementos, se está en posibilidad de determinar el sistema de drenaje correspondiente.

El primer paso consiste en dibujar ("sembrar") sobre un plano topográfico del área donde se construirá el aeropuerto, todos los elementos de operación terrestre que lo integrarán, con sus características geométricas, tanto en sus alineamientos horizontales como verticales, para determinar las zonas de corte y terraplén, así como los sitios donde se interceptarán o cruzarán los causes naturales, para estar en posibilidad de proponer los elementos de drenaje que se requieran.

El alineamiento vertical establecido en el proyecto geométrico de cada uno de los elementos de operación terrestre, que en México se expresa mediante los "Planos de Transiciones", se diseña tomando en cuenta que el agua de lluvia que caiga sobre esos elementos debe desalojarse oportunamente, por lo que es común que sus ejes constituyan parteaguas, enviando el escurrimiento hacia afuera de dichos elementos. Si estos elementos se ubican en terraplén, el agua caerá hasta el terreno, abandonándolos rápidamente. Mientras que si se alojan en cortes, el agua escurrirá entre la orilla del elemento y los taludes del corte, pudiendo invadir las franjas de seguridad, con los consecuentes daños a la estructura y riesgos en la operación, por lo que, para evitar esto, se requiere habilitar elementos que capten el agua y la conduzcan a zonas donde no produzcan daños.

En la Fig. 6, se muestra un ejemplo del "sembrado" de un proyecto geométrico sobre el plano topográfico, donde gracias a las curvas de nivel, se pueden determinar las tendencias de los escurrimientos, haciendo posible la definición de los sitios donde se requiere algún elemento de drenaje. Así por ejemplo, en las zonas de corte se proponen canales; el cauce 1 debe interceptarse e incorporarse al canal 2 que capta también el flujo del canal 1 y descarga al cauce 2; por su parte, el cauce 2 debe cruzar la pista mediante la alcantarilla 1. El agua que se acumulará en la isleta que se forma entre la pista, la plataforma y los rodajes, debe recolectarse con un registro en el sitio más bajo y desalojarse con la alcantarilla 2. Para evitar que el escurrimiento de la plataforma invada el área de servicios, debe interceptarse mediante un colector con tapas de rejilla que conducirá el flujo hasta el canal 4, el que atravesará el camino de acceso mediante la alcantarilla 3.

De esta forma, quedan establecidos los elementos de drenaje que integrarán el sistema y puede realizarse el diseño hidráulico de cada uno, para lo que se requiere determinar las características y dimensiones de las cuencas que drenarán, dibujando los parteaguas correspondientes en el plano donde se "sembró" el proyecto.

5. DETERMINACIÓN DEL GASTO DE DISEÑO

La Fig. 7 muestra el detalle de la cuenca que aportará a la isleta de la figura anterior, incluyendo sus características geométricas y topográficas, así como de las superficies sobre las que ocurrirá el escurrimiento.

Para diseñar la alcantarilla que drenará la isleta, se requiere determinar el gasto pico que aportará la cuenca correspondiente. Esto puede hacerse utilizando alguna fórmula empírica, como las siguientes:

5.1. METODO RACIONAL

El Método Racional es el que se emplea principalmente en México y establece que:

$$Q_p = 0.278CiA_c \dots\dots\dots(5.1)$$

Donde:

- Q_p = Gasto pico de diseño (m^3/s)
 i = Intensidad media de la lluvia para una duración de tormenta igual al tiempo de concentración de la cuenca (mm/h)
 C = Coeficiente de escurrimiento para el tipo de suelo donde escurrirá el agua
 A_c = Area de la cuenca (Km^2)

La intensidad (i) se obtiene de las curvas de INTENSIDAD-DURACION-PERIDO DE RETORNO para el periodo de retorno considerado para el proyecto y en base al tiempo de concentración, que en cualquier punto de un elemento de drenaje vale:

$$T_c = T_{cs} + T_R \dots\dots\dots(5.2)$$

Donde:

- T_{cs} = Tiempo de concentración sobre las áreas drenadas, desde el punto más alejado hasta el sitio de captación (min)
 T_R = Tiempo de traslado a lo largo del elemento, desde el sitio de captación hasta el punto de análisis (min)

T_{cs} puede estimarse con la formula de KIRPICH:

$$T_{cs} = 0.01947 \left[\frac{L}{S^{1/2}} \right]^{0.77} \dots\dots\dots(5.3)$$

Donde:

- L = Longitud total del cauce principal (m)
 S = Pendiente media del cauce principal

La pendiente del cauce puede no tener un valor único, pudiendo variar de tramo en tramo, por lo que se representa con el valor medio que sirve de indice. Para su estimación, de las fórmulas propuestas por distintos autores, se recomienda emplear la de TAYLOR y SCHWARZ:

$$S = \left[\frac{L}{\sum_{j=1}^n \frac{L_j}{S_j^{1/2}}} \right]^2 \dots\dots\dots(5.4)$$

Donde:

- L_j = Longitud del tramo j (m)
 S_j = Pendiente del tramo j
 n = Número de tramos

Por su parte.

$$T_R = \frac{l}{V} \dots\dots\dots (5.5)$$

Donde:

- l = Longitud del tramo del elemento desde el punto de captación hasta el punto de análisis (m)
 V = Velocidad del agua dentro del elemento (m/min), estimada según el criterio de MANNING

Para el caso de la Fig. 7, en el punto de captación, el tiempo de concentración será:

$$T_c = T_{cs}$$

En la expresión 5.1, el coeficiente de escurrimiento (C) está en función del tipo de suelo sobre el que ocurre el escurrimiento. En la Tabla 5.1 se muestran algunos de los valores más usuales de C, para aeropuertos:

TABLA 5.1
VALORES DEL COEFICIENTE DE ESCURRIMIENTO C

TIPO DE AREA POR DRENAR	PENDIENTE (%)	C MÍNIMO	C MAXIMO
Terreno arenoso plano	2	0.05	0.10
Terreno arenoso medio	2 a 7	0.10	0.15
Terreno arenoso empinado	7 o más	0.15	0.20
Terreno arcilloso plano	2 o menos	0.13	0.17
Terreno arcilloso medio	2 a 7	0.18	0.22
Terreno arcilloso empinado	7 o más	0.25	0.35
Pavimento asfáltico		0.70	0.95
Pavimento de concreto hidráulico		0.80	0.95
Pavimento de adoquín		0.70	0.85
Estacionamientos		0.75	0.85
Parques		0.10	0.25
Zonas comerciales		0.50	0.70
Zonas industriales		0.50	0.80

Cuando la cuenca por drenar está compuesta por diferentes tipos de superficies, el coeficiente de escurrimiento global se calcula con la formula:

$$\bar{C} = \frac{\sum_{j=1}^n (C_j)(A_j)}{\sum_{j=1}^n (A_j)} \dots\dots\dots (5.6)$$

Donde:

- C_j = Coeficiente de escurrimiento para la superficie j
 A_j = Area de la superficie j (Km²)
 n = Número de superficies de diferente tipo

El Método Racional es empleado también por la Agencia Federal de Aviación de los Estados Unidos, la que lo complementa con gráficas para determinar el tiempo de concentración, como la mostrada en la Fig. 8. En estas gráficas, obtenidas de resultados empíricos, el tiempo de concentración depende de la distancia (en metros) de recorrido del agua desde el punto sobre el parteaguas más alejado de la cuenca, al sitio de desfogue y del valor de C elegido para la ecuación 5.1. La gráfica por utilizar se escoge de acuerdo al grado de encharcamientos que quiera tolerarse en las zonas del terreno que rodean a los elementos de operación terrestre. (Ref. 1)

5.2. METODO ARMCO

En este método, el gasto pico de diseño se obtiene con la expresión:

$$Q_p = \frac{A_c I R}{36f} \dots \dots \dots (5.7)$$

Donde:

- A_c = Area de la cuenca (Ha)
- R = Precipitación en cm/h durante una hora
- I = Factor de escurrimiento superficial
- f = Factor de compensación por pendiente

R es, entonces, la intensidad para una duración de tormenta de una hora, obtenida de las curvas de INTENSIDAD-DURACION-PERIODO DE RETORNO para el periodo de retorno considerado para el proyecto y transformada a cm/h

En la expresión 5.7, el factor de escurrimiento superficial (I) está en función del tipo de suelo sobre el que ocurre el escurrimiento. En la Tabla 5.2 se muestran algunos de los valores más usuables de I , para aeropuertos:

TABLA 5.2
VALORES DEL FACTOR DE ESCURRIMIENTO I

TIPO DE AREA POR DRENAR * para pendientes de 1 a 2 %	I MINIMO	I MAXIMO
* Suelos impermeables	0.40	0.65
* Suelos impermeables con césped	0.30	0.55
* Suelos ligeramente permeables	0.15	0.40
* Suelos ligeramente permeables con césped	0.10	0.30
* Suelos moderadamente permeables	0.05	0.20
* Suelos moderadamente permeables con césped	0.00	0.10
Pavimentos asfálticos	0.80	0.95
Pavimentos de concreto hidráulico	0.70	0.90
Pavimentos de adoquin	0.35	0.70
Superficies impermeables de techos	0.75	0.95

Cuando la cuenca por drenar está compuesta por diferentes tipos de superficies, el factor de escurrimiento global se calcula con la formula:

$$\bar{I} = \frac{\sum_{j=1}^n (I_j)(A_j)}{\sum_{j=1}^n (A_j)} \dots\dots\dots(5.8)$$

Donde:

I_j = Factor de escurrimiento para la superficie j

A_j = Area de la superficie j (Ha)

n = Número de superficies de diferente tipo

Por su parte, el factor de compensación por pendiente afecta al tiempo de concentración y se emplean los siguientes valores:

Si	$S \leq 0.5 \%$,	$f = 3.0$
Si	$0.5 \% < S \leq 1.0 \%$,	$f = 2.5$
Si	$1.0 \% < S$,	$f = 2.0$

Aunque el Método Racional proporciona resultados aceptables del gasto pico, es conveniente revisar dicho gasto aplicando el Método ARMCO, y utilizar en el diseño hidráulico de los elementos de drenaje el mayor gasto que se obtenga de la aplicación de ambos métodos.

6. CANALES Y TRINCHERAS

6.1. GENERALIDADES

Los canales son los elementos de drenaje más comunes, y se utilizan para recolectar las aguas de lluvia y conducir las fuera del área por drenar, evitando que el agua escurra por superficies que puedan ser dañadas o que invada áreas de operación. También se emplean para desviar cauces naturales.

Los canales pueden revestirse o no, dependiendo de la susceptibilidad del suelo a la erosión. Los revestimientos pueden hacerse con concreto hidráulico o con mampostería.

En México, las secciones transversales más empleadas para los canales son la triangular y la trapezoidal, y en pocas ocasiones se utilizan secciones rectangulares.

Por su parte, las trincheras son canales de reducida sección rectangular, construidos con concreto hidráulico, que se ubican en zonas sujetas al tránsito de aviones o de vehículos terrestres, por lo que tienen tapas para permitir la circulación. En las áreas donde las trincheras captan el agua, las tapas deben contar con perforaciones que permitan la captación, o bien, pueden utilizarse rejillas metálicas para tapar las trincheras. En las zonas donde no se requiere captar el agua, lo mejor es emplear tapas "ciegas", para impedir el acceso a basuras y materiales extraños.

En la Fig.9 se muestran esquemáticamente las secciones transversales más comunes de canales y trincheras.

6.2. TRAZO DE CURVAS DE CANALES

Una vez detectada la necesidad de un canal, definida su cuenca de aportación y calculados los gastos pico de diseño, se requieren, para conocer las longitudes reales del elemento, los datos de su alineamiento horizontal, tales como estación al inicio, datos de las curvas horizontales, estaciones de intersecciones si existen y cadenamiento al final del canal.

La determinación de los datos de las curvas horizontales (Fig.10), debe hacerse en el orden del cadenamiento del elemento por diseñar, ya que cada curva influye en el cadenamiento adelante. Así por ejemplo, conocido el cadenamiento del primer punto de inflexión (PI_1) y propuesto el radio de la curva (R_1), se calcula la subtangente con la expresión:

$$ST_1 = R_1 \tan \frac{\delta^{\circ}_1}{2} \dots\dots\dots(6.1)$$

Donde:

δ°_1 = Angulo de esviaje de la curva 1

El cadenamiento del punto donde inicia la curva (PC_1) será:

$$PC_1 = PI_1 - ST_1 \dots\dots\dots(6.2)$$

La longitud de la curva (LC_1) es:

$$LC_1 = \frac{\pi R_1}{180^{\circ}} \delta^{\circ}_1 = 0.017453 R_1 \delta^{\circ}_1 \dots\dots\dots(6.3)$$

De esta forma, el cadenamiento donde empieza la tangente después de la curva (PT_1) será:

$$PT_1 = PC_1 + LC_1 \dots\dots\dots(6.4)$$

Y el cadenamiento del siguiente punto de inflexión (PI_2) es:

$$PI_2 = PT_1 + D_{1-2} - ST_1 \dots\dots\dots(6.5)$$

Donde:

D_{1-2} = Distancia entre el PI_1 y el PI_2

De esta manera, se calculan sucesivamente las curvas, para contar con longitudes que permitan la obtención de las pendientes del elemento.

6.3. DISEÑO HIDRAULICO DE CANALES

Una vez definido el alineamiento horizontal del canal, el proyectista propone las pendientes y las secciones transversales de los diferentes tramos del canal.

Prácticamente, las pendientes longitudinales están obligadas a las que tengan el terreno natural y el plano de transiciones del aeropuerto. Cuando la pendiente del terreno es grande, en el canal se reduce mediante tramos de menor pendiente y caídas intermedias que absorban los desniveles.

Para proponer una sección transversal, debe tomarse en cuenta el talud que pueda resistir el material donde se excavará el canal. En la Tabla 6.1 se dan recomendaciones de taludes para canales excavados en diferentes tipos de materiales.

TABLA 6.1
TALUDES RECOMENDADOS PARA CANALES

TIPO DE MATERIAL (Ref.2)	* TALUD t:1	
Roca sana no estratificada	0.25:1	
Roca estratificada ligeramente alterada	0.25 a 0.50:1	
Roca alterada, arena arcillosa muy compacta (tepetate)	1.00:1	
Grava angulosa	1.00:1	
Arcilla dura o tierra con revestimiento de concreto	0.50 a 1.00:1	
Arcilla blanda, arena arcillosa suelta (tepetate)	1.00 a 1.50:1	
Arenisca blanda	1.50 a 2.00:1	
Limo arenoso	1.50 a 2.00:1	
Arenas y gravas con pocos finos	2.00:1	
Arcilla saturada	3.00:1	
SEGÚN EL U.S. BUREAU OF RECLAMATION (Ref.3)	TALUD RECOMENDADO t:1*	
TIPO DE SUELO	TIRANTE < 1.2m	TIRANTE > 1.2m
Con pasto	0	0
Arcilla dura	0.50:1	1.00:1
Marga arcillosa y limosa	1.00:1	1.50:1
Marga arenosa	1.50:1	2.00:1
Arena	2.00:1	3.00:1
CANALES CON GRANDES FLUCTUACIONES DEL GASTO EN REGIONES SEMIARIDAS (Ref.3)	TALUD RECOMENDADO t:1*	
TIPO DE SUELO	TIRANTE < 1.0m	TIRANTE > 1.0m
Con pasto	0.25:1	0.50:1
Arcilla dura	1.00:1	1.50:1
Marga arcillosa y limosa	1.50:1	2.00:1
Marga arenosa	2.00:1	3.00:1
Arena	3.00:1	4.00:1

* t:1 es t horizontal por 1 vertical

Los valores incluidos en la Tabla 6.1, sólo dan una idea de los taludes estables, y su empleo en el diseño es de la responsabilidad absoluta del proyectista. Lo recomendable es realizar pruebas de laboratorio para definir el talud adecuado en cada caso.

Con la pendiente para cada tramo y a partir de la sección propuesta, se calcula el gasto que es capaz de conducir el tramo correspondiente, mediante la expresión de MANNING:

$$Q_c = \frac{A R_h^{2/3} S^{1/2}}{n} \dots \dots \dots (6.6)$$

Donde:

- Q_c = Gasto calculado para el tramo bajo análisis (m³/s)
 A = Area hidráulica de la sección del canal (m²)
 R_h = Radio hidráulico (m)
 S = Pendiente del canal en el tramo por analizar
 n = Factor de fricción según la rugosidad de canal

El radio hidráulico se obtiene de:

$$R_h = \frac{A}{P} \dots \dots \dots (6.7)$$

Donde:

- P = Perímetro mojado de la sección (m)

Por su parte, n depende de la rugosidad de las paredes del canal y por lo tanto del material que las constituyen. En la Tabla 6.2 (Ref.2), se muestran los valores de n más empleados.

TABLA 6.2
VALORES DEL FACTOR DE FRICCIÓN n

TIPO Y DESCRIPCION DEL CANAL	n MINIMO	n NORMAL	n MAXIMO
A.- CANALES EXCAVADOS EN			
a) Tierra, recto y uniforme			
1.Limpio, recién terminado	0.016	0.018	0.020
2.Limpio, después de intemperizado	0.018	0.022	0.025
3.Grava, sección uniforme y limpia	0.022	0.025	0.030
4.Con poco pasto y poca hierba	0.022	0.027	0.033
b) Tierra, con curvas y en régimen subcrítico			
1.Sin vegetación	0.023	0.025	0.030
2.Pasto y algo de hierba	0.025	0.030	0.033
3.Hierba densa o plantas acuáticas	0.030	0.035	0.04
4.Plantilla de tierra y mampostería en taludes	0.028	0.030	0.03
5.Plantilla rocosa y hierba en los taludes	0.025	0.035	0.040
6.Plantilla empedrada y taludes limpios	0.030	0.040	0.050

TABLA 6.2
VALORES DEL FACTOR DE FRICCIÓN n
(continuación)

TIPO Y DESCRIPCION DEL CANAL	n MINIMO	n NORMAL	n MAXIMO
A.- CANALES EXCAVADOS EN			
c) Excavado o dragado en linea recta			
1.Sin vegetación	0.025	0.028	0.033
2.Pocos arbustos en los taludes	0.035	0.050	0.050
d) Cortes en roca			
1.Lisos y uniformes	0.025	0.035	0.040
2.Astillado e irregular	0.035	0.040	0.050
e) Abandonados, con hierva y arbustos, sucios			
1.Hierba densa tan alta como el tirante	0.050	0.080	0.120
2.Fondo limpio, arbustos en los taludes	0.040	0.050	0.080
3.Igual al anterior, con máximo escurrimiento	0.045	0.070	0.110
4.Denso de arbustos, con alto escurrimiento	0.080	0.100	0.140
B.- CANALES REVESTIDOS			
A) Cemento			
1)Superficie lisa	0.10	0.011	0.013
2)En mortero	0.011	0.013	0.015
b) Concreto			
1.Terminado con llana metálica	0.011	0.013	0.015
2.Terminado con llana de madera	0.013	0.015	0.016
3.Terminado con grava en el fondo	0.015	0.017	0.020
4.Sin terminar	0.014	0.017	0.020
5.Gunietado, buena sección	0.016	0.019	0.023
6.Gunietado, sección ondulada	0.016	0.022	0.025
7.Sobre roca, bien excavada	0.017	0.020	
8.Sobre roca, excavado irregular	0.022	0.027	
c) Plantilla de concreto terminada con llana y taludes de:			
1.Mampostería terminada con mortero	0.015	0.017	0.020
2.Mampostería burda con mortero	0.017	0.020	0.024
3.Mampostería junteada y aplanada con mortero	0.016	0.020	0.024
4.Mampostería junteada con mortero	0.020	0.025	0.030
5.Mampostería seca a volteo	0.020	0.030	0.035
d) Fondo de grava con taludes de:			
1.Concreto cimbrado	0.017	0.020	0.025
2.Mampostería con mortero	0.020	0.023	0.026
3.Mampostería seca a volteo	0.023	0.033	0.036
e) Mampostería			
1.Junteada con mortero	0.017	0.025	0.030
2.Seca	0.023	0.032	0.035

TABLA 6.2
VALORES DEL FACTOR DE FRICCIÓN n
(continuación)

TIPO Y DESCRIPCION DEL CANAL	n MINIMO	n NORMAL	n MAXIMO
B.- CANALES REVESTIDOS			
f) Piedra labrada	0.013	0.015	0.017
g) Asfalto			
1.Liso	0.013	0.013	
2.Rugoso	0.016	0.016	
h) Cubierta vegetal	0.030		0.050
C.- CONDUCTOS CERRADOS PARCIALMENTE LLENOS			
a) Cemento			
1.Liso	0.010	0.011	0.013
2.Mortero	0.011	0.013	0.015
b) Concreto			
1.Alcantarillado recto libre de escombros	0.010	0.012	0.013
2.Alcantarillado con curvas, conexiones y algunos escombros	0.011	0.014	0.014
3.Terminado	0.011	0.012	0.014
4.Drenajes rectos con ventanas de inspección, entradas, etc.	0.013	0.015	0.017
5.No terminado, colado en cimbra de acero	0.012	0.013	0.014
6.No terminado, colado en cimbra de madera lisa	0.012	0.014	0.016
7.No terminado, colado en cimbra de madera burda	0.015	0.017	0.020
8.Tubo vitrificado para drenes, juntas abiertas	0.014	0.016	0.018
c) Mampostería terminada con mortero de cemento	0.012	0.015	0.017
d) Metálicos (Ref.4)			
1.Tubería remachada y de acero en espiral	0.013	0.015	0.017
2.Semicirculares lisos	0.011	0.013	0.015
3.Semicirculares ondulados (corrugados)	0.023	0.024	0.030

Una vez obtenido el gasto calculado para la sección propuesta, se compara con el gasto pico de diseño, de la comparación se puede tener uno de los tres siguientes resultados:

- $Q_p < Q_c$ La sección propuesta está sobrada. Para hacerla óptima requiere disminuir la sección y/o la pendiente.
- $Q_p \approx Q_c$ La sección propuesta es geoméricamente correcta
- $Q_p > Q_c$ La sección propuesta es escasa. Se requiere incrementar la sección y/o la pendiente

En virtud de la dificultad que existe para que el gasto calculado de la primera sección que proponga el proyectista coincida con el gasto pico, la selección de la geometría del canal implica una serie de interacciones hasta lograr la coincidencia de ambos gastos, variando la geometría de la sección. Esto hace que el diseño sea un trabajo laborioso, particularmente cuando el proyectista carece de experiencia, sin embargo, puede recurrirse a ordenadores personales que agilizan dicha labor.

En la Fig. 11, se muestra la carátula de una hoja de cálculo de ordenador personal, elaborada con un programa Symphony (Lotus), que con la fórmula de MANNING calcula el gasto que es capaz de conducir un canal, a partir de la geometría que se proponga para su sección. El funcionamiento de esta hoja de cálculo es el siguiente:

Se introducen los siguientes datos de diseño:

- a) Gasto pico de diseño (m^3/s)
- b) Tirante máximo tolerable (m)
- c) Ancho de plantilla propuesto "b" (m). Si la sección es triangular $b = 0$
- d) Talud t. Entendiendo que el talud es t horizontal por 1 vertical, si la sección es rectangular $t = 0$
- e) Pendiente del tramo "S" en %, o las estaciones y elevaciones en m, del origen del tramo y del punto donde termina.
- f) Factor de fricción "n", según el material que se prevea para la plantilla y las paredes del tramo, de acuerdo con la Tabla 6.2.

La hoja de cálculo efectúa automática e instantáneamente las interacciones, a partir del tirante máximo, que se va variando hasta lograr que $Q_c = Q_p$. Para cada interacción, la hoja muestra los valores calculados del gasto, el área hidráulica, el perímetro mojado, el radio hidráulico, la velocidad del flujo y el tirante utilizado. Cuando se efectúa la última interacción, aparece una señal que indica que el proceso está concluido, en este momento, el proyectista puede comparar el último tirante utilizado con el tirante máximo. Si el último tirante utilizado resulta mayor que el tirante máximo, la sección propuesta es insuficiente para conducir el gasto de diseño y el proyectista deberá modificar alguno o varios de los datos introducidos. Si el último tirante utilizado resulta menor que el máximo, la sección está sobrada, en cuyo caso, el proyectista puede decidir si acepta la sección o si modifica los datos introducidos, hasta que logre una sección que lo satisfaga.

En la misma Fig. 11 se muestran las funciones matemáticas contenidas en la hoja de cálculo.

Una vez seleccionada la sección del canal, se revisa el tirante crítico, para saber si el funcionamiento hidráulico se desarrollará en un régimen supercrítico o subcrítico. Debe evitarse el régimen supercrítico, pues éste puede inducir daños al canal.

Se ha establecido que:

$$\frac{Qp^2}{g} = \frac{Ac^3}{Bc} \dots\dots\dots(6.8)$$

Donde:

- Ac = Area hidráulica crítica (m²)
- Bc = Ancho de la superficie libre crítica (m)
- g = Aceleración de la gravedad (9.81 m/s²)

Lo anterior equivale a que el parámetro:

$$Fr = \frac{V}{(g A/B)^{1/2}} = \frac{V}{(g Y)^{1/2}} \dots\dots\dots(6.9)$$

llamado número de Froude, sea igual a uno cuando las variables V, A y B corresponden al tirante hidráulico (Y = A/B) crítico . Si Fr < 1 el escurrimiento es subcrítico y si Fr > 1, supercrítico.

En el régimen crítico se cumple también, que para una energía específica constante el gasto es máximo.

En el caso de una sección rectangular de ancho b, de la ecuación 6.8 el tirante crítico resulta:

$$dc = \left[\frac{Q^2}{g b^2} \right]^{1/3} \dots\dots\dots(6.10)$$

En caso de una sección trapecial, no es posible obtener una ecuación que de manera directa permita determinar el tirante crítico, debiendo entonces proceder a la solución por tanteos de la ecuación 6.8. Una solución aproximada consiste en calcular el tirante crítico dcr de la ecuación 6.10, como si el canal fuera rectangular del mismo ancho de la plantilla trapecial y corregirlo. El tirante crítico en la trapecial sería:

$$dc = \left(1 - \frac{\nabla}{3} + 0.105 \nabla^2 \right) dcr \dots\dots\dots(6.11)$$

donde $\nabla = t dcr/b$, siendo t el talud del canal.

Con dc se calculan Ac y Rhc, y se obtiene la pendiente crítica (Sc):

$$Sc = 100 \left[\frac{n Qp}{Ac Rhc^{2/3}} \right]^2 \dots\dots\dots(6.)$$

Si Sc < Sreal, entonces se tiene un régimen supercrítico y la sección del canal deberá modificarse para disminuir la velocidad del flujo.

La sección del canal, también debe revisarse por velocidades permisibles, las que tienen por objeto, la mínima, evitar el depósito de sedimentos y el crecimiento de vegetación; y la máxima, prevenir el arrastre de material de la plantilla y de los taludes, así como mantener la estabilidad de la sección.

La velocidad mínima en un canal, se determinará utilizando el criterio de la Fig. 12 (Ref. 5), que muestra la relación que hay entre la concentración del material en suspensión en partes por millón en peso y el parámetro:

$$\left[\frac{V s}{w_{50}} \right] \dots\dots\dots(6.13)$$

Donde:

V = Velocidad media del flujo

s = Pendiente de energía

w₅₀ = Velocidad de caída del diámetro D₅₀ del material

La velocidad de caída es la que alcanza una partícula que cae libremente en el seno de un líquido, cuando se iguala a la fuerza de resistencia con su peso sumergido, es decir, cuando el descenso se efectúa con velocidad uniforme. La Fig. 13 (Ref. 5), puede ayudar a estimar la velocidad de caída en la mayoría de los sedimentos en la práctica.

El punto que representa a ambas características en la gráfica de la Fig. 12, debe quedar a la derecha de la línea a fin de evitar el depósito de sedimentos; de lo contrario, deberá modificarse la sección del canal con el propósito de incrementar la velocidad del flujo.

Para evitar el crecimiento de vegetación en canales no revestidos, se recomienda una velocidad mayor de 40 a 50 cm/s.

Por otra parte, la velocidad máxima en canales no revestidos depende del tipo de suelo donde se excave el canal. La Fig 14 muestra las velocidades máximas permisibles para materiales no cohesivos, en función del tamaño del material y del tirante del flujo. Si la velocidad en el canal es mayor a la recomendada en esta figura, deberá modificarse su sección para logra menor velocidad, o bien, revestir el canal para evitar la erosión.

También en los canales revestidos, la velocidad máxima permisible depende del tipo de revestimiento que se utilice. En la Tabla 6.3 (Ref. 3) se dan valores máximos de velocidad en función del tipo de revestimiento y del tirante del flujo.

TABLA 6.3
VELOCIDAD MAXIMA PERMISIBLE PARA CANALES REVESTIDOS
EN m/s

TIPO DE REVESTIMIENTO	TIRANTE MEDIO (m)					OBSERVACIONES
	0.4	1.0	2.0	3.0	>5.0	
Recubrimiento sencillo de piedra de tamaño [15 cm 20 cm	2.5 2.9	3.0 3.5	3.5 4.0	3.8 4.1	3.9 4.4	Si es en dos capas, multiplicar x 1.25
Mampostería junteada con mortero de cemento:						
Tabique normal	1.6	1.9	2.2	2.4	2.5	
Piedra de poca resistencia	2.8	3.3	3.8	4.1	4.3	
Piedra de mediana resistencia	5.5	6.6	7.7	8.2	8.5	
Concreto con f'c de:						Si el agua transporta sedimentos gruesos, disminuir estos valores
210 kg/cm ²	7.5	9.0	10.0	11.0	11.9	
170 kg/cm ²	6.6	8.0	9.2	10.0	10.6	
130 kg/cm ²	5.5	7.0	8.1	8.7	9.2	
110 kg/cm ²	5.0	6.0	6.9	7.5	8.0	
90 kg/cm ²	4.2	5.0	5.7	6.2	6.6	

7. DISEÑO DE TRANSICIONES

Quando se requiere un cambio de la sección de un canal, ya sea porque recibe otro canal afluente (ampliación), o porque desemboca a una alcantarilla (reducción), dicho cambio debe hacerse mediante una sección de transición, cuya geometría haga aceptables las alteraciones que se ocasionan en el perfil del flujo. Cuando el régimen es subcrítico, las transiciones deben reducir las pérdidas que significan aumentos de la altura del agua en el canal de aproximación. Si el régimen es supercrítico, además de las pérdidas de energía debe tomarse en cuenta el efecto de las ondas superficiales estacionarias producidas por los cambios de dirección.

Mientras más graduales sean los cambios geométricos en las transiciones, las pérdidas de energía serán menores y más atenuadas las ondas, pero la transición será más cara.

Quando se tiene un régimen subcrítico, se requiere estimar la pérdida de energía por transición:

$$\left. \begin{aligned} h_{Lc} &= K_c \Delta h_v \\ h_{Le} &= K_e \Delta h_v \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (7.1)$$

Donde K_c y K_e son coeficientes de pérdidas en contracción y expansión, respectivamente, y Δh_v es el incremento de carga de velocidad para el caso de una contracción o la disminución en el caso de expansión. En la Tabla 7.1 se muestran valores de K_c y K_e para diferentes tipos de transiciones.

TABLA 7.1
COEFICIENTES DE PERDIDA PARA DIFERENTES TIPOS DE TRANSICION

TIPO	Kc	Ke
Parabólica	0.10	0.20
Cilíndrica	0.15	0.25
Cuña	0.30	0.50
Recta	0.30	0.50
Abrupta	0.30	0.75

Una recomendación práctica es que la longitud de las transiciones debe ser tal que la línea recta que une las superficies libres del agua en sus secciones extremas tenga un ángulo menor de 12.5° respecto al eje de la transición.

Con la transición propuesta y seleccionado el coeficiente de pérdida, se calcula el perfil del agua, utilizando la ecuación de la energía. El perfil calculado debe ser gradual, de lo contrario, se modifica la geometría de la transición.

En la Fig. 15 se muestra una propuesta del U.S. Bureau of Reclamation para transiciones entre un canal trapecial y una tubería o viceversa (Ref. 6)

8. ALCANTARILLAS

8.1. GENERALIDADES

Las alcantarillas son los elementos de drenaje que se emplean para permitir que el caudal de un cauce natural o de un canal, cruce por debajo a un elemento de operación terrestre, como es una pista, un rodaje o un camino.

Normalmente, son conductos que pueden tener sección circular, abovedada o rectangular y que pueden construirse con acero, concreto hidráulico y/o mampostería. El tamaño de su sección transversal depende de la magnitud del gasto de diseño y su longitud está en función del ancho del elemento por cruzar incluyendo sus respectivas franjas de seguridad y del ángulo de esviaje de su eje respecto del eje del elemento de operación. Desde el punto de vista económico, lo ideal es que la alcantarilla sea normal al eje del elemento, pues de esa manera se minimiza su longitud y por lo tanto se reduce su costo, aunque no siempre es posible lograr la perpendicularidad entre ambos ejes, pues es más importante procurar que la alcantarilla siga el alineamiento y la pendiente del cauce natural en línea recta, ya que cualquier cambio brusco de dirección en ambos extremos frenará la corriente teniéndose que incrementar la sección. La longitud de la alcantarilla puede reducirse elevando la salida arriba del fondo del cauce, pero en este caso, deben protegerse las terracerías aguas abajo. En la Fig. 16 se muestra en planta la posible localización del eje de una alcantarilla respecto al de una pista, así como en relación a la sección transversal de las terracerías.

La Fig. 17 ilustra los diferentes tipos de alcantarillas empleados en México y que son, en términos generales, los siguientes:

A. Tubos.-

- a) De concreto hidráulico con sección circular
- b) De acero liso con sección circular
- c) De acero corrugado de sección circular
- d) Tubo arco de acero corrugado
- e) Arco de acero corrugado

B. Cajones de concreto hidráulico

- a) Cajón sencillo
- b) Doble cajón

C. Losas de concreto hidráulico

- a) Sobre estribos de concreto
- b) Sobre estribos de mampostería

D. Bóvedas

- a) De concreto hidráulico
- b) De mampostería

La selección del tipo de alcantarilla por emplear, depende de su tamaño y del costo de su construcción y/o instalación. Así, por ejemplo, si la alcantarilla es pequeña puede construirse con tubos de concreto precolado, de acero liso o corrugado, o bien con cajón de concreto colado en el sitio; si es de tamaño mediano, pueden usarse losas de concreto sobre estribos del mismo material o de mampostería; mientras que si es grande, pueden emplearse arcos de acero corrugado, o construirse bóvedas de concreto o de mampostería.

Debido a que las alcantarillas en aeropuertos suelen ser largas, para su adecuado mantenimiento y limpieza, se recomienda que nunca sean de diámetro menor de 90 cm, aunque hidráulicamente, en algunas ocasiones queden sobradas. También se recomienda complementarlas con registros de visita, que permitan el acceso al interior de la alcantarilla para los trabajos de limpieza, procurando que dichos registros tengan una distancia entre ellos no mayor de 100 m. Estos registros no serán necesarios si la alcantarilla es de tal tamaño que permita el acceso del personal de mantenimiento desde sus extremos.

Además, para garantizar el buen funcionamiento del sistema y evitar posibles erosiones a las terracerías, las alcantarillas deben complementarse con estructuras de entrada y salida como los muros de cabeza y aleros. En algunos casos, también se requieren dispositivos para protección contra materiales o basura que pudieran obturar la alcantarilla, así como estructuras en la salida para disminuir la energía del agua.

8.2. DISEÑO HIDRAULICO DE ALCANTARILLAS

El diseño hidráulico de una alcantarilla, depende del gasto pico, de la pendiente, de los materiales con los que se pretenda construirla, de la geometría de entrada, etc.

Generalmente en México, se diseñan parcialmente llenas, es decir, a superficie libre, de manera que operen como un canal, con un tirante máximo ($d_{max.}$) del 80% de su altura o de su diámetro (D) según sea el caso, por lo que los criterios aplicados para el diseño hidráulico de canales son válidos para las alcantarillas.

De esta manera, el proyectista propone el tipo de alcantarilla por utilizar, su geometría, su pendiente y los materiales que se emplearán y calcula el gasto que es capaz de conducir la alcantarilla propuesta, utilizando la fórmula de MANNING con los factores de fricción (n) contenidos en la Tabla 6.2.

Si la sección propuesta es rectangular, el área hidráulica y el perímetro mojado pueden calcularse con las siguientes expresiones:

$$A = b d \dots\dots\dots(8.1)$$

$$P = b + 2d \dots\dots\dots(8.2)$$

Donde:

b = Ancho de la alcantarilla (m)

d = Tirante (m)

Pero si la sección es circular, deberán emplearse, para calcular su área y su perímetro, las siguientes ecuaciones:

$$A = r^2 \text{ ang sen } \frac{d-r}{r} + (d-r)(r^2 - (d-r)^2)1/2 + \frac{\pi r^2}{2} \dots\dots(8.3)$$

$$P = 2r \text{ ang sen } \frac{d-r}{r} + \pi r \dots\dots\dots(8.4)$$

Donde "r" es radio de la alcantarilla, $r = D/2$ (m)

Las secciones con geometría diferente a las mencionadas, requieren de la integración de su área en función de la variabilidad del tirante, para calcular sus correspondientes áreas hidráulicas y perímetros mojados, sin embargo, algunos fabricantes proporcionan ábacos para su cálculo.

El gasto calculado se compara con el gasto de diseño y si el primero resulta similar al segundo, la alcantarilla será correcta, pero si resulta mayor, estará sobrada y el proyectista podrá decidir si la acepta o la mejora reduciendo su sección o su pendiente. Si el gasto calculado es menor al gasto de diseño, la alcantarilla propuesta es insuficiente, debiéndose incrementar su sección.

También para el caso de las alcantarillas, la selección de la sección implica una serie de interacciones hasta lograr la coincidencia de ambos gastos. Este trabajo se agiliza con el empleo de los ordenadores personales. En las Figs. 18 y 19 se muestran las carátulas de hojas de cálculo elaboradas con el programa Symphony (Lotus), para alcantarillas de sección rectangular y circular, respectivamente, incluyendo las funciones matemáticas empleadas en cada caso. El funcionamiento de estas hojas de cálculo es similar al descrito para la hoja de cálculo de canales.

Una vez seleccionada la geometría de la alcantarilla, debe revisarse la velocidad del flujo en su interior, con los criterios utilizados para el caso de canales, tanto en lo referente a la velocidad mínima como a la máxima.

8.3. DISEÑO ESTRUCTURAL DE ALCANTARILLAS

Aunque el diseño estructural de las alcantarillas está fuera de los alcances de estos apuntes, ya que, en su caso, este diseño lo deberá realizar un estructurista, aquí deben hacerse algunos comentarios de carácter general.

En primer lugar, ha de tomarse en cuenta que la principal diferencia entre un puente y una alcantarilla estriba en que la superestructura del primero constituye la superficie de rodamiento, mientras que en la segunda, siempre existirá un "colchón" de material entre ella y dicha superficie, que en el caso más crítico se constituye con las capas del pavimento.

Debido a que el tipo de alcantarilla más empleado en los aeropuertos es la de tubo de concreto precolado, las Normas Mexicanas (Ref. 7) especifican las características estructurales de esos tubos para los diámetros comerciales. La Fig. 20 muestra las características estructurales de tubos de concreto simple y reforzado de acuerdo a dichas Normas. El proyecto de estas alcantarillas puede expresarse mediante planos tipo, como el mostrado en la Fig. 21

Para los casos de losas y cajones de concreto, así como bóvedas de mampostería, se utilizan proyectos "tipo", que en base al ancho (luz) y la altura de la alcantarilla, tomando en cuenta el espesor del "colchón" sobre la estructura, definen sus características estructurales, incluyendo las de sus correspondientes estribos y aleros de mampostería o concreto (Ref. 8). Cabe mencionar que dichos proyectos "tipo", En México, fundamentan el diseño en una carga viva producida por camiones, por lo que para ser utilizados con otras cargas, deben hacerse los ajustes necesarios. Los proyectos de estas alcantarillas, elaborados, pueden expresarse en planos "tipo" como los mostrados en las Figs. 22 a 26.

En algunas ocasiones, ha sido necesario el diseño de alcantarillas especiales para resolver problemas poco comunes. A continuación, se describen algunos ejemplos:

A) Colectores para la Ampliación del Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México.-

Una opción para resolver el problema del Sistema Aeroportuario del Valle de México, es la ampliación del aeropuerto actual, construyendo nuevos elementos de operación terrestre en la zona del Exvaso del Lago de Texcoco, que se ubica al Norte del aeropuerto. La Fig. 27 ilustra la ubicación de la ampliación.

El terreno en esta zona, es sensiblemente plano con suelos arcillosos muy plásticos, poco resistentes y muy deformables, prácticamente vírgenes (Ref 9), con el nivel freático superficial y gran cantidad de sales.

Actualmente, esta zona funciona como un vaso regulador del drenaje del Suroeste de la ciudad, por lo que la construcción de la ampliación requiere, en primer lugar, la construcción de obras exteriores que mejoren el drenaje de la ciudad y en segundo, la construcción de un bordo perimetral para evitar el acceso del agua al predio, el que quedaría sin una salida natural del agua de lluvia que caiga en su interior. Por lo anterior, y debido a lo plano del terreno, el sistema de drenaje proyectado (Ref. 10) consta de canales y de un alcantarillado (Colectores) subterráneo, con longitud del orden de 12 Km, a base de tubos de concreto de 0.76 a 1.52 m de diámetro, que recolectarán y conducirán el agua hasta cárcamos donde se almacenará en tanto se extraiga del predio mediante plantas de bombeo. En la Fig. 28 se muestra el sistema de drenaje proyectado.

Para el diseño de los colectores, se tomó en cuenta que éstos se ubicarían bajo el nivel freático, lo que implicaba que, si se empleaban tubos convencionales de concreto para los colectores, se tendrían infiltraciones del agua freática que sería conducida hasta las plantas de bombeo, las que tendrían que funcionar constantemente durante todo el año, con los consecuentes incrementos del costo de operación y dificultando el mantenimiento de los equipos de bombeo. Además, el alto contenido de sales en el suelo disminuiría notablemente la durabilidad de los tubos. Por estas razones, los colectores se diseñaron como tubos de presión, en aproximadamente 5 Km. para garantizar su impermeabilidad y evitar el acceso del agua freática. Estos tubos deberán fabricarse con concreto preesforzados, utilizando cemento tipo V, con alta resistencia al ataque de las sales.

En casos como éste, el proyectista debe poner especial cuidado a los procedimientos constructivos de los colectores, ya que durante la excavación en suelos como el referido, para alojar los tubos de gran diámetro a las profundidades que se requieren, pueden presentarse fallas de fondo.

B) Alcantarilla de Doble Bóveda para el Aeropuerto de Colima.-

La pista del aeropuerto de Colima, en el Estado del mismo nombre, cruza una barranca del orden de 37 m de profundidad, por donde fluye el Arroyo La Huerta, que en épocas de lluvia conduce un caudal de hasta $140 \text{ m}^3/\text{s}$, lo que motivó la construcción de una alcantarilla de concreto armado, constituida por dos cajones adosados de 4 m de claro cada uno, por 4.5 m de altura en los muros para la sección de entrada y 3 m en la sección típica, y techo curvo de 2 m de diámetro, lo que proporciona una altura total de 6.5 m a la entrada y 5 m en el resto, como se muestra en la Fig. 29.

En virtud de que sobre dicha alcantarilla fue necesario construir un terraplén de 30 m de altura, aproximadamente, con arenas arcillosas con gravas y fragmentos chicos y medianos, se provocó el fenómeno de arqueo en el terraplén, para transmitir la mayor parte de las cargas del relleno a las zonas adyacentes de la alcantarilla, aligerando las cargas que actúan sobre ella.

Para lograr lo anterior, se construyó el terraplén a todo lo largo de la alcantarilla y en todo lo ancho de la barranca, es decir, a todo lo ancho de la pista incluyendo sus franjas de seguridad con sus taludes, mediante el procedimiento que se muestra en la Fig. 30 (Ref. 9).

Para el diseño estructural de esta alcantarilla, se estimaron las cargas que soportaría la estructura si se lograba el arqueo y se realizó un análisis mediante el Método del Elemento Finito, que permitió simular, tanto el arqueo como la influencia del proceso constructivo (Ref. 11). Con este método se calcularon las deformaciones de la estructura para los diferentes estados de las cargas impuestas y se obtuvieron las magnitudes de los esfuerzos y momentos a los que la estructura estaría sujeta, lo que permitió dimensionar los elementos estructurales. En las Fig. 31 se muestran los diagramas de momentos y las deformaciones para cada condición de análisis y para el caso más desfavorable.

C) Alcantarilla de mampostería para el Aeropuerto de Bahías de Huatulco.-

En el aeropuerto de Bahías de Huatulco, que se encuentra en el Estado de Oaxaca, la pista cruza el Arroyo El Zapote, por lo que se proyectó, originalmente, un alcantarilla de concreto reforzado, de geometría similar a una de las bóvedas del caso anterior, pero dada la dificultad de disponer, para su construcción, del equipo y la mano de obra calificada en el sitio donde se construyó el aeropuerto, se decidió cambiar el diseño a una alcantarilla mampostería, con el propósito de aprovechar las piedras existentes en el lugar, así como la abundancia de mano de obra no calificada de la región.

En virtud del tamaño de la alcantarilla y debido a que la mampostería no soporta tensiones, fue necesario elaborar un diseño especial en el que la estructura estuviera sujeta sólo a esfuerzos de compresión, por lo que la sección de la alcantarilla resultó de forma parabólica. La Fig. 32 muestra la geometría de dicha alcantarilla de mampostería, que es la más grande que se ha construido en los aeropuertos mexicanos.

9. ELEMENTOS ESPECIALES DE DRENAJE

9.1. ESTRUCTURAS DE ENTRADA EN ALCANTARILLAS

Las estructuras de entrada tienen el propósito de proteger contra la erosión a las terracerías y de encauzar el agua al interior de las alcantarillas, pero se ha observado que la forma de estas estructuras tiene influencia en el propio funcionamiento de las alcantarillas, de allí la importancia que tiene el hecho de que la entrada sea de bordes redondeados o angulosos.

En la Fig. 33 se ilustran los diferentes tipos de estructuras de entrada más usuales. Estas estructuras pueden ser muros rectos, en forma de "L", o con aleros.

El muro recto se emplea en alcantarillas pequeñas con pendientes bajas, cuando el eje de la corriente coincide con el de la alcantarilla. Si se tiene un cambio brusco en la dirección del flujo, se utiliza el muro en "L".

Cuando se tienen flujos grandes, y la alcantarilla funcionará parcialmente llena, la estructura con aleros admite mayor cantidad de agua, incrementando su capacidad y reduciendo el coeficiente de pérdida por entrada. El ángulo de inclinación del alero tiene poca importancia, pero siempre debe hacerse respecto al eje del escurrimiento, en lugar de hacerlo según el eje de la alcantarilla.

9.2. ESTRUCTURAS DE SALIDA EN ALCANTARILLAS

El objetivo de las estructuras de salida es también, proteger contra la erosión a las terracerías y a la propia alcantarilla.

Sería ideal que la velocidad del flujo en la alcantarilla fuera igual a la del cauce antes de construirla, sin embargo esto no es siempre posible, por lo que la estructura de salida debe contribuir a controlar la velocidad del flujo a la descarga, lo que hace que no siempre sean iguales a las estructuras de entrada.

Cuando la alcantarilla es pequeña y la velocidad a la descarga es baja, pueden emplearse muros de cabeza rectos, aunque no constituyan buenas transiciones entre la alcantarilla y el canal. Si la velocidad es moderada, pueden usarse estructuras con aleros, que son una mejor transición. El ángulo de transición (β), puede determinarse con la expresión de Izzard:

$$\tan \beta = \frac{1}{2Fr} = \frac{(gd)^{1/2}}{2V} \dots\dots\dots(9.1)$$

Donde:

- d = Tirante del escurrimiento en la alcantarilla (m)
 V = Velocidad media en la alcantarilla (m/s)

Cuando se tienen velocidades de descarga grandes, pueden producirse remolinos en los extremos de las estructuras, particularmente cuando la alcantarilla es más angosta que el cauce a la salida. Si la velocidad de salida es mayor que la velocidad máxima del cauce, éste deberá protegerse mediante un revestimiento inmediatamente aguas abajo de la descarga y en una distancia de cuando menos 6 m, con un dentellón en el extremo del revestimiento, a una profundidad tal que se evite la erosión del material bajo el revestimiento. Pero si la velocidad de descarga es muy grande, se requiere amortiguar la energía del flujo provocando el salto hidráulico al final de la descarga, para entregar el agua al cauce con baja velocidad, para lo que se pueden construir umbrales o tanques amortiguadores como los mostrados en la Fig. 34.

Los umbrales se deben localizar a la mitad del espacio comprendido entre los aleros y deben tener una altura no menor que la mitad de la altura de la alcantarilla. Se recomienda la construcción de un revestimiento en el canal, inmediatamente después del umbral, con una longitud mínima de 3 m, y con su respectivo dentellón.

Los tanque amortiguadores se emplean cuando la velocidad de salida es mayor que 5.5 m/s, o cuando el material del canal es muy susceptible a la erosión. En estos casos, también puede construirse un delantal inclinado que contribuya a la formación de un salto hidráulico, o bien, una salida de cucharón que arroje el chorro lo suficientemente lejos para evitar daños a las terracerías. Otra opción sería un tramo de tubo de mayor diámetro que la alcantarilla, para alejar la descarga de las terracerías, si es posible, conviene que el tramo de tubo tenga una sección que amplie gradualmente su área.

Un inconveniente que tiene el empleo de umbrales o de tanques amortiguadores, es que existe la posibilidad de azolvamiento, por lo que debe tenerse especial cuidado de mantener estas estructuras libres de sedimentos y basura.

En caso de que la alcantarilla descargue sobre roca o suelo resistente, posiblemente puede prescindirse de la estructura de salida, pero en todo caso, deberán evaluarse los daños que se pudieran generar.

3.3. DISIPADORES DE ENERGIA

En algunas ocasiones es necesario abatir la energía del agua para lograr un funcionamiento hidráulico adecuado, como es la descarga con alta velocidad de una alcantarilla a un canal, comentada anteriormente para el caso de las estructuras de salida, sin embargo, pueden existir situaciones diferentes, como podría ser el entronque entre dos canales que conducen caudales de diferente magnitud y velocidad, que al unirse pueden ocasionar trastornos que afecten a la estructura. Para evitar cualquier posible daño, se requiere abatir la energía del mayor caudal, como en el caso de la unión de los canales laterales de la pista del aeropuerto de Puerto Escondido, en el Estado de Oaxaca, que se muestra en la Fig. 35, en la que se puede observar que la pista es drenada por dos canales revestidos con concreto hidráulica, denominados "Canal Lateral Derecho" y "Canal Lateral Izquierdo", que se unen aguas abajo de la pista en un solo canal revestido con el mismo material, el que descarga sobre el cauce de un arroyo.

El canal izquierdo, que se inicia al terminar la alcantarilla que cruza la isleta entre los rodajes, con elevación similar a la del canal derecho, baja desde su inicio hasta aproximadamente 10 m bajo el nivel de la gota de la pista. Por su parte, el canal derecho tiene una pendiente prácticamente paralela a la pendiente de la pista, y al llegar a la altura de la gota, baja rápidamente hasta su entronque con el canal izquierdo. En la Fig. 36, se muestra un esquema que ilustra los perfiles de ambos canales, donde se ve que, aunque el canal derecho tiene menor gasto, su pendiente es mucho mayor que la del canal izquierdo y por tanto también su energía, de acuerdo con las secciones de los dos canales, de manera que si no se abate hasta lograr una energía similar a la del canal izquierdo, pueden producirse, en la unión de ambos cauces, turbulencias o alteraciones que pongan en riesgo la estructura. En este ejemplo, la solución fue construir en el canal derecho una caída con un tanque amortiguador en su extremo final, ubicada según se muestra en la Fig. 37.

Como también puede observarse en la Fig. 36, después de la unión de ambos canales, el canal único, que descarga en el cauce del arroyo, baja rápidamente con una pendiente todavía mayor que la del canal derecho, incrementando importantemente la energía y la velocidad del flujo desde el entronque. Para evitar alteraciones importantes en el material arenoso del cauce del arroyo, que pudieran generar, incluso, una erosión remontante bajo el propio canal, destruyendo su estructura, fue necesario construir un segundo tanque amortiguador antes de la descarga, el que se muestra en la Fig. 38, con el propósito de abatir la energía del agua a niveles tolerables para los materiales del lecho del arroyo y se protegió el cauce mediante un delantal de mampostería.

Existen otros tipos de disipadores de energía, como por ejemplo, el de impacto, desarrollado por el U.S. Bureau of Reclamation (Ref. 12), que consiste en una cámara de concreto reforzado en la que ingresa el flujo con alta velocidad, al que se le interpone un muro transversal que provoca la disipación de la energía por el impacto del agua contra el muro y por difusión turbulenta. Este tipo de difusor se recomienda para gastos menores de $10 \text{ m}^3/\text{s}$ y con velocidades inferiores a 15 m/s .

9.4. CARCAMOS DE ALMACENAMIENTO

En el caso de que el gasto acumulado por el sistema de drenaje sea tan grande que no pueda desalojarse del aeropuerto en el momento en que se produce, es necesario almacenarlo en tanto se descarga, comúnmente mediante una planta de bombeo, de manera programada de acuerdo a las posibilidades que tenga el drenaje exterior de admitirlo. Dicho almacenamiento se efectúa en depósitos subterráneos, llamados cárcamos, que deben tener la capacidad de contener los volúmenes drenados por el sistema interior cuando ocurra la tormenta de diseño.

Las dimensiones de un cárcamo se determinan como si se tratara de un tanque de agua potable, de acuerdo a las leyes de entradas y de salidas, que pueden ser de tipo uniforme o variable y que usualmente se representan por medio de hidrogramas.

Este es el caso del Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México, que cuenta con varios cárcamos que se descargan mediante plantas de bombeo, las que exigen un cuidadoso mantenimiento y que representan un alto costo de operación.

9.5. ESTRUCTURAS DE CONTROL

En el ejemplo del aeropuerto de Campeche, comentado al principio de estos apuntes, se analizó la problemática que se podría haber generado en la propia ciudad a la que se desea servir, de no haber tomado medidas pertinentes, al disminuir la capacidad de regulación de los terrenos donde se construyó el aeropuerto. Recordemos que la construcción del aeropuerto implicaba rescatar terrenos inundables que contribuían a regular el gasto aportado por las cuencas aledañas para no sobrecargar la Ría que cruza la ciudad. El rescate de esos terrenos se efectuó construyendo un bordo perimetral que evita el ingreso al predio de las aguas ajenas, pero que también evita el drenado natural del predio, por lo que se construyó un cárcamo de bombeo, que estando dentro del aeropuerto, puede ser operado y mantenido adecuadamente.

Al construir el bordo perimetral, la capacidad natural de regulación se redujo importantemente, pero con el propósito de no afectar a la ciudad, fue necesario restablecer la capacidad original. Lo anterior podría haberse logrado construyendo un bordo que interceptara el flujo hacia la ciudad, para producir un embalse aguas arriba y regular la descarga mediante una planta de bombeo, pero al encontrarse ésta fuera del predio del aeropuerto, su operación y mantenimiento se dificultarían, por lo que no se consideró una solución óptima. También se pensó que la regulación podría hacerse mediante una compuerta que se cerraría durante el periodo de captación del agua aportada por las cuencas y se abriría posteriormente para descargar el embalse, sólo con el gasto que puede drenar la Ría, pero en virtud de que la compuerta se ubicaría fuera del aeropuerto, se tendría el riesgo de no poder controlarla adecuadamente, por lo que también se desechó esta opción. La solución consistió en construir una sección de control, como la mostrada en la Fig. 39, que permitiera, en todo momento, el paso del gasto que se desprecia de drenar la Ría, provocando, cuando el aporte de las cuencas fuera mayor, el embalse aguas arriba.

9.6. BORDILLOS, CUNETAS Y LAVADEROS

Los bordillos, cunetas y lavaderos (Ref.13), constituyen obras complementarias de drenaje, que tienen como principal objetivo, proteger a las terracerías en contra de la erosión.

Los bordillos son pequeños bordos de concreto hidráulico o asfáltico, que se colocan en los hombros de los terraplenes, con el propósito de evitar que el agua que escurre sobre las franjas de seguridad o sobre la corona del terraplén, escurra también sobre los taludes, cuando los materiales empleados en las terracerías son muy susceptibles a la erosión, y encauzan el flujo hacia bajadas construidas en sitios estratégicos sobre los taludes. La altura de los bordillos debe ser suficiente para no ser rebasados por el agua almacenada. En México se utilizan generalmente bordillos de sección trapecial, como los mostrados en la Fig. 40

Los lavaderos, por su parte, son pequeños canales de concreto hidráulico o mampostería, que se conectan a los bordillos y que bajan por los taludes, con el objetivo de conducir el agua de lluvia que escurre por la corona de los terraplenes, hasta lugares alejados de ellos, en donde ya sea inofensiva. Generalmente tienen pendientes muy fuertes. En los caminos se construyen sobre los terraplenes, sobre los lados de terraplén de cortes en balcón, generalmente a la entrada y a la salida del corte o en los lados interiores de curvas en terraplén. En los tramos de caminos en tangente o en los elementos de operación terrestre, se colocan cada 60 ó 100 m, dependiendo de la pendiente longitudinal de la rasante y de la precipitación pluvial en la zona. En la Fig. 41, se muestra un lavadero típico de mampostería. La capacidad de los lavaderos depende de la separación entre ellos, del gasto total que escurre por los bordillos y del tirante en una sección inmediatamente antes del umbral de entrada, cuya longitud puede calcularse con la expresión propuesta por Izzard:

$$Lu = \frac{Q}{0.386(a + y)^{3/2}} \dots\dots\dots(9.2)$$

Donde:

Lu = Longitud del umbral de entrada al lavadero (m)

Q = Gasto que llega al lavadero y ha de descender por él (m³/s)

a = Desnivel entre la corona del terraplén y la sección más deprimida del umbral de entrada (m). Generalmente es del orden de 0.06 m

y = Tirante de escurrimiento sobre la corona del terraplén, en una sección próxima al umbral de entrada (m)

Por otra parte, las cunetas son pequeños canales que se construyen, principalmente en los caminos, a los lados donde existan cortes, en el extremo del acotamiento, en contacto inmediato con el corte y tienen el propósito de captar los escurrimientos de origen pluvial propios del talud y del terreno natural aguas arriba del corte, así como los de la corona del camino si éste tiene una pendiente transversal hacia el corte, para encausar el escurrimiento fuera de la zona de corte. En la Fig. 42 se muestra la geometría y la disposición más conveniente de la cuneta, respecto al pavimento.

9.6. SUBDRENESES

Es frecuente que cuando se terminan de construir las terracerías de los elementos de operación terrestre, quede formada una caja donde se alojará el pavimento, en la que se propicia la acumulación del agua de lluvia sobre la subrasante durante la etapa de construcción o del agua que se infiltra durante la etapa de operación a través de las fisuras o grietas de la superficie de rodamiento, con el consecuente peligro de saturar esa capa, disminuyendo sus características de resistencia e incrementando su deformabilidad, por lo que, si los materiales empleados en las terracerías y/o los del terreno natural no son lo suficientemente permeables, se proyecta un sistema de subdrenaje que permita la salida del agua.

Dicho sistema, consiste en colocar bajo la orilla de los pavimentos de los acotamientos y por abajo del nivel de desplante de la subrasante, un subdren longitudinal, paralelo al eje del elemento de operación terrestre, que capte el agua atrapada en la caja del pavimento.

Como se muestra en la Fig. 43, el subdren normalmente se construye con tubos de concreto hidráulico de 15 cm de diámetro, que tienen perforaciones para permitir el acceso del agua a su interior, y que están embebidos en un material permeable que, para evitar el arrastre de las partículas del suelo, tiene características de filtro. En virtud que las capas inferiores del pavimento y el material de filtro son permeables que la subrasante, el agua escurrirá sobre esta última capa hacia los lados del elemento de operación terrestre hasta "caer" al subdren, donde escurrirá longitudinalmente hasta las salidas, que son tubos de penetración del mismo material pero sin perforaciones, que corren por abajo y transversalmente a las franjas de seguridad para descargar el agua en sitios bajos fuera de las terracerías.

Es conveniente que la unión del subdren con los tubos de salida se efectúe mediante registros que permitan la inspección y limpieza de los tubos. Asimismo, se recomienda colocar las salidas a cada 60 m, pero nunca a más de 100 m.

Cuando los tubos de salida descarguen sobre el talud de un terraplén y el flujo drenado sea importante o constante, es necesario construir pequeños lavaderos que bajen el agua desde la descarga del tubo hasta el pie del talud, con el propósito de evitar erosiones en el terraplén.

También puede requerirse de un sistema de subdrenaje para abatir el nivel de aguas freáticas, alejándolas de la estructura del pavimento, pero debido a que los subdrenes operan por gravedad, su construcción implica un desnivel entre ellos y la descarga de los tubos de salida. Cuando no es posible lograr dicho desnivel, no tienen sentido los subdrenes y entonces, el pavimento debe proyectarse tomando en cuenta que sus materiales tendrán que convivir con el agua freática o, en su caso, con el agua atrapada. Tal es el caso, comentado anteriormente, la ampliación del Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México.

10. REFERENCIAS Y BIBLIOGRAFIA

1. HORONJEFF, R., "Planning and Design of Airports", McGraw - Hill Book Co., Inc., Nueva York, 1962.
2. SOTELO, G., "Hidráulica General", Vol II, Esgurrimiento a superficie libre, Editorial Limusa, México
3. KINGRI, B.Z., "Manual of Surface Drainage Engineering", Vol. I, Elsevier Publishing Company, Amsterdam, 70
4. KING, H.W., "Handbook of Hydraulics", McGraw-Hill Book Co. Inc., Nueva York, 1954.
5. C.F.E., "Manual de Diseño de Obras Civiles", Facículo A.2.9.: Esgurrimiento a superficie libre, Comisión Federal de Electricidad - Instituto de Investigaciones Eléctricas, México, 1930
6. SIMONS, JR.W.P., "Hydraulic Design of Transition of Small Canals", Engineering Monograph N° 33, Department of the Interior. U.S. Bureau of Reclamation, Denver, 1965
7. NORMAS SCT, "Normas de Calidad de los Materiales para Carreteras y Aeropistas", Libro 4, Parte 01, Título 02, Secretaría de Comunicaciones y Transportes, México, 1985
8. DGPL, SOP, "Proyectos Tipo de Obras de Drenaje", Dir. General de Proyectos y Laboratorios, Extinta Secretaría de Obras Públicas, México, 1963
9. ELIZONDO, A.M., "Terracerías en Aeropuertos", Casos 1 y 3, XIII Reunión Nacional de Mecánica de Suelos, Volumen 2, Sociedad Mexicana de Mecánica de Suelos, México 1987
10. RODRIGUEZ R., H., "Proyecto Específico del Sistema de Drenaje para la Ampliación del Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México", VII Reunión Nacional de Ingeniería de Vías Terrestres, Asociación Mexicana de Ingeniería de Vías Terrestres, México, 1986
11. BAROUSESE, M. "Diseño y Comportamiento de una Alcantarilla Bajo un Terraplén Alto en el Aeropuerto de Colima, "XIII Reunión Nacional de Mecánica de Suelos, Volumen 1, Sociedad Mexicana de Mecánica de Suelos, México 1987
12. U.S. B. OF R., "Design of Small Dams", U. S. Bureau of Reclamation, Denver, Colorado, 1962
13. RICO, A., "La Ingeniería de Suelos en las Vías Terrestres", Volumen 2, Editorial LIMUSA, México, 1978
14. SOTELO, G., "Hidráulica General", Vol I, Fundamentos, Editorial Limusa, México, 1974
15. DOMINGUEZ, F.J., "Hidráulica", Cuarta Edición, Editorial Universitaria, Universidad de Chile, Chile, 1974
16. SOTELO, G., "Drenaje en Carreteras y Aeropuertos", Publicación 315 del Instituto de Ingeniería, UNAM, México, 1973
17. SPRINGALL, R., "Drenaje en Cuencas Pequeñas", Informe 143, Instituto de Ingeniería, UNAM, México, 1967

11. FIGURAS

- Fig. 1 CUENCAS DE CAMPECHE
- Fig. 2 ESTRUCTURAS MAS USUALES
- Fig. 3 CURVAS INTENSIDAD-DURACION-PERIODO DE RETORNO
- Fig. 4 PARTES DE UNA CUENCA
- Fig. 5 HIDROGRAMA
- Fig. 6 DETERMINACION DE LOS ELEMENTOS DE DRENAJE
- Fig. 7 CUENCA QUE APORTARA A LA ISLETA
- Fig. 8 TIEMPO DE CONCENTRACION EN AEROPUERTOS
- Fig. 9 SECCIONES TIPICAS DE CANALES Y TRINCHERAS
- Fig. 10 DATOS DE CURVAS HORIZONTALES
- Fig. 11 HOJA DE CALCULO PARA CANALES
- Fig. 12 VELOCIDAD MINIMA PERMISIBLE EN CANALES
- Fig. 13 VELOCIDAD DE CAIDA W, PARA DIFERENTES TAMAÑOS DE PARTICULAS DE CUARZO
- Fig. 14 VELOCIDAD MAXIMA PERMISIBLE EN MATERIALES NO COHESIVOS
- Fig. 15 TRANSICIONES EN CANALES PEQUEÑOS
- Fig. 16 LOCALIZACION DEL EJE DE UNA ALCANTARILLA RESPECTO AL EJE DE UNA PISTA
- Fig. 17 TIPOS DE ALCANTARILLAS EMPLEADOS EN MEXICO
- Fig. 18 HOJA DE CALCULO PARA ALCANTARILLAS CON SECCION RECTANGULAR
- Fig. 19 HOJA DE CALCULO PARA ALCANTARILLAS CON SECCION CIRCULAR
- Fig. 20 TUBOS DE CONCRETO SIMPLE Y REFORZADO PARA ALCANTARILLAS
- Fig. 21 PLANO TIPO DE ALCANTARILLAS DE TUBO DE CONCRETO
- Fig. 22 PLANO TIPO DE ALCANTARILLAS DE LOSA DE CONCRETO
- Fig. 23 PLANO TIPO DE GUARNICIONES PARA LOSA DE CONCRETO
- Fig. 24 PLANO TIPO DE ESTRIBOS DE MAMPOSTERIA PARA LOSAS DE CONCRETO
- Fig. 25 PLANO TIPO DE ALCANTARILLAS DE CAJON DE CONCRETO
- Fig. 26 PLANO TIPO DE ALCANTARILLAS DE BOVEDA DE MAMPOSTERIA
- Fig. 27 LOCALIZACION DE LA AMPLIACION DEL AEROPUERTO INTERNACIONAL DE LA CIUDAD DE MEXICO
- Fig. 28 SISTEMA DE DRENAJE DE LA AMPLIACION DEL AEROPUERTO INTERNACIONAL DE LA CIUDAD DE MEXICO
- Fig. 29 GEOMETRIA DE LA ALCANTARILLA LA HUERTA
- Fig. 30 PROCEDIMIENTO CONSTRUCTIVO DEL TERRAPLEN SOBRE LA ALCANTARILLA LA HUERTA
- Fig. 31 MOMENTOS Y DEFORMACIONES OBTENIDOS POR EL METODO DEL ELEMENTO FINITO PARA LA ALCANTARILLA LA HUERTA
- Fig. 32 ALCANTARILLA DE MAMPOSTERIA DEL AEROPUERTO DE BAHIAS DE HUATULCO, OAXACA
- Fig. 33 ESTRUCTURAS DE ENTRADA EN ALCANTARILLAS
- Fig. 34 ESTRUCTURAS DE SALIDA CON AMORTIGUAMIENTO
- Fig. 35 CANALES DEL AEROPUERTO DE PUERTO ESCONDIDO, OAXACA
- Fig. 36 PERFILES DE LOS CANALES DEL AEROPUERTO DE PUERTO ESCONDIDO, OAXACA
- Fig. 37 DETALLE DE LA UNION DE LOS CANALES DEL AEROPUERTO DE PUERTO ESCONDIDO, OAXACA
- Fig. 38 TANQUE AMORTIGUADOR N° 2 DEL AEROPUERTO DE PUERTO ESCONDIDO, OAXACA
- Fig. 39 SECCION DE CONTROL
- Fig. 40 GEOMETRIA DE LOS BORDILLOS
- Fig. 41 LAVADERO TIPICO DE MAMPOSTERIA
- Fig. 42 GEOMETRIA Y DISPOSICION DE CUNETAS
- Fig. 43 SUBDREN TIPO

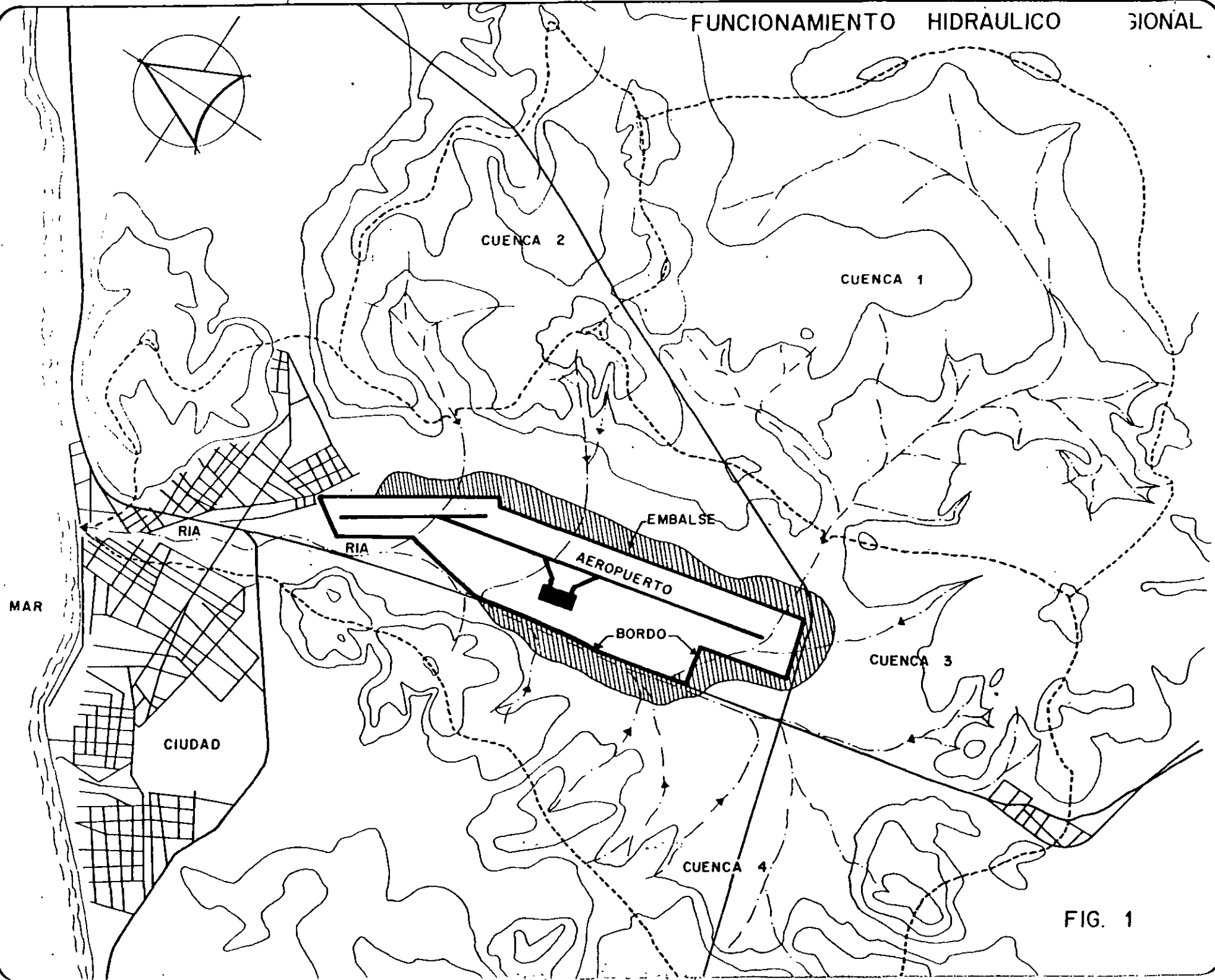


FIG. 1

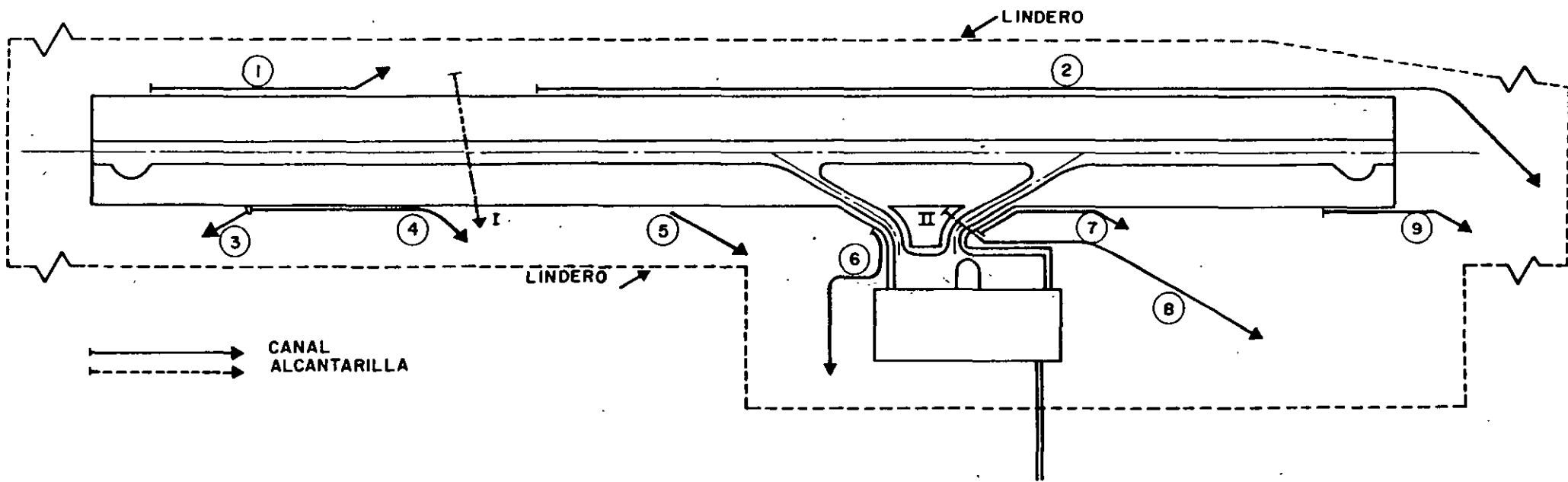


FIG. 2 OBRAS DE DRENAJE TIPICAS EN UN AEROPUERTO

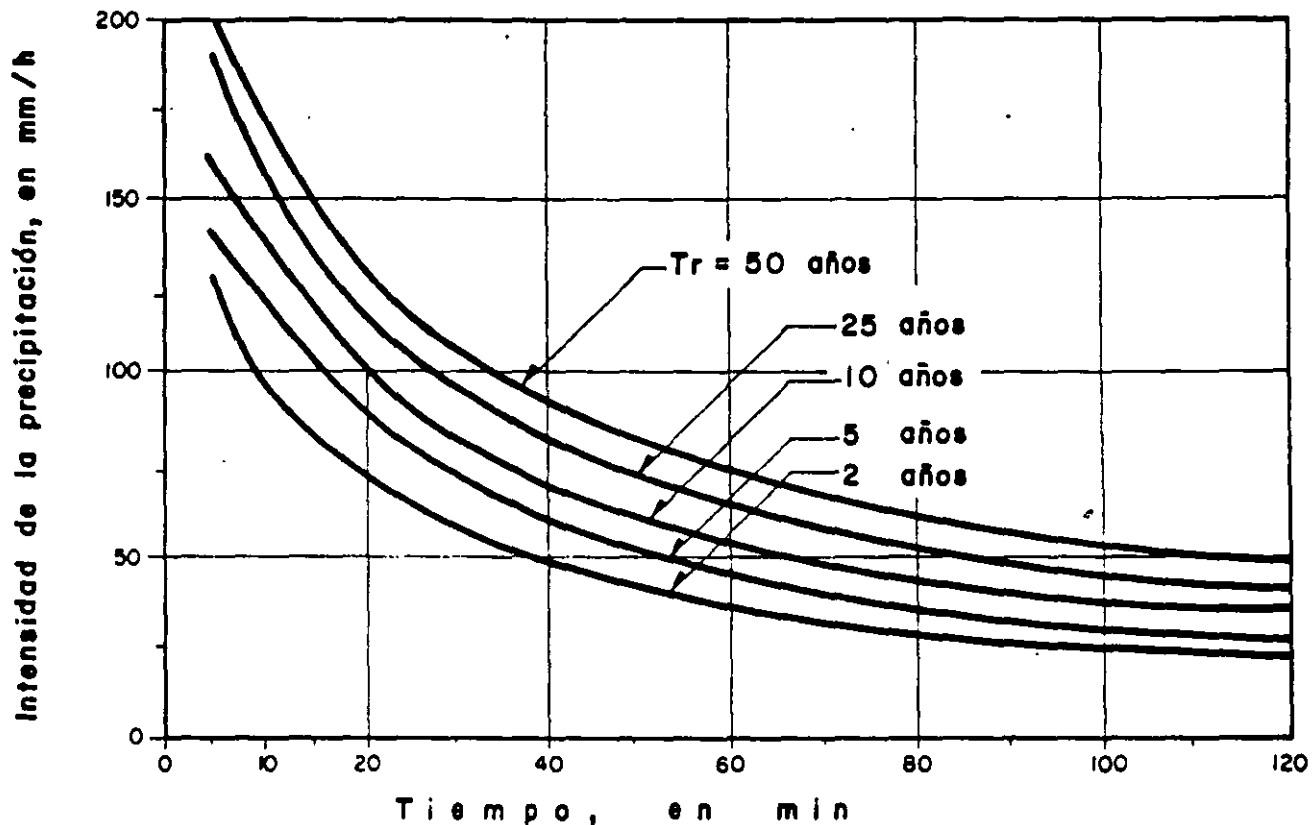


FIG. 3 CURVAS INTENSIDAD - DURACION - PERIODO DE RETORNO

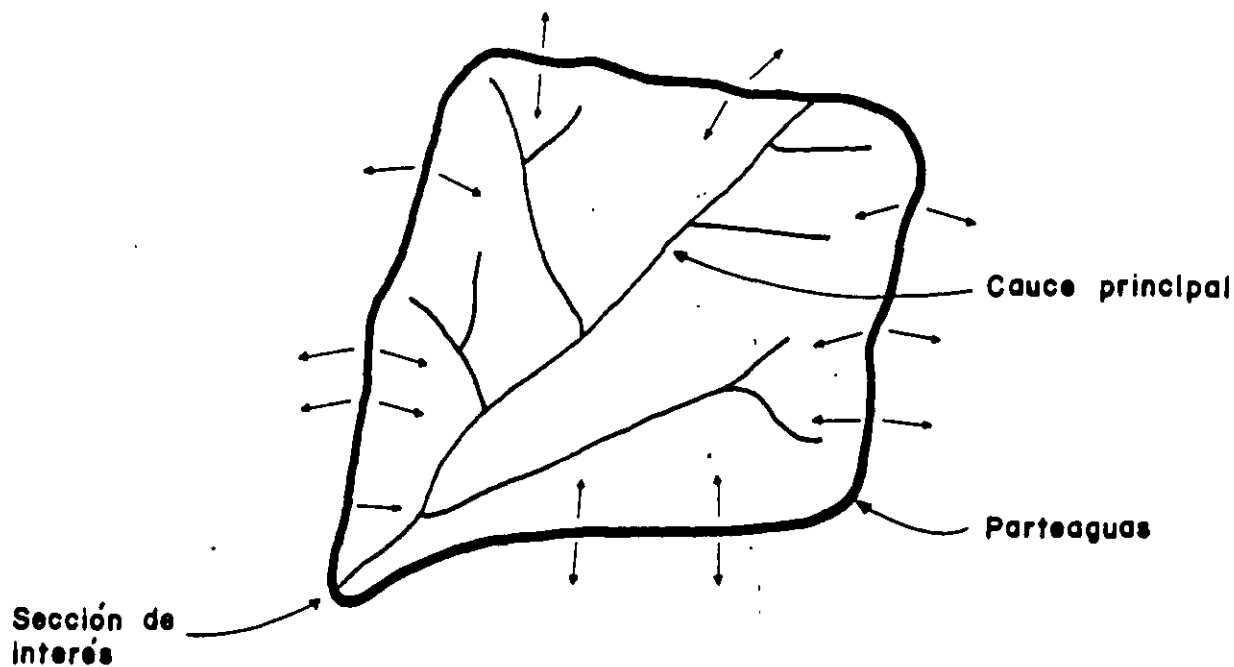


FIG. 4 PARTES DE UNA CUENCA

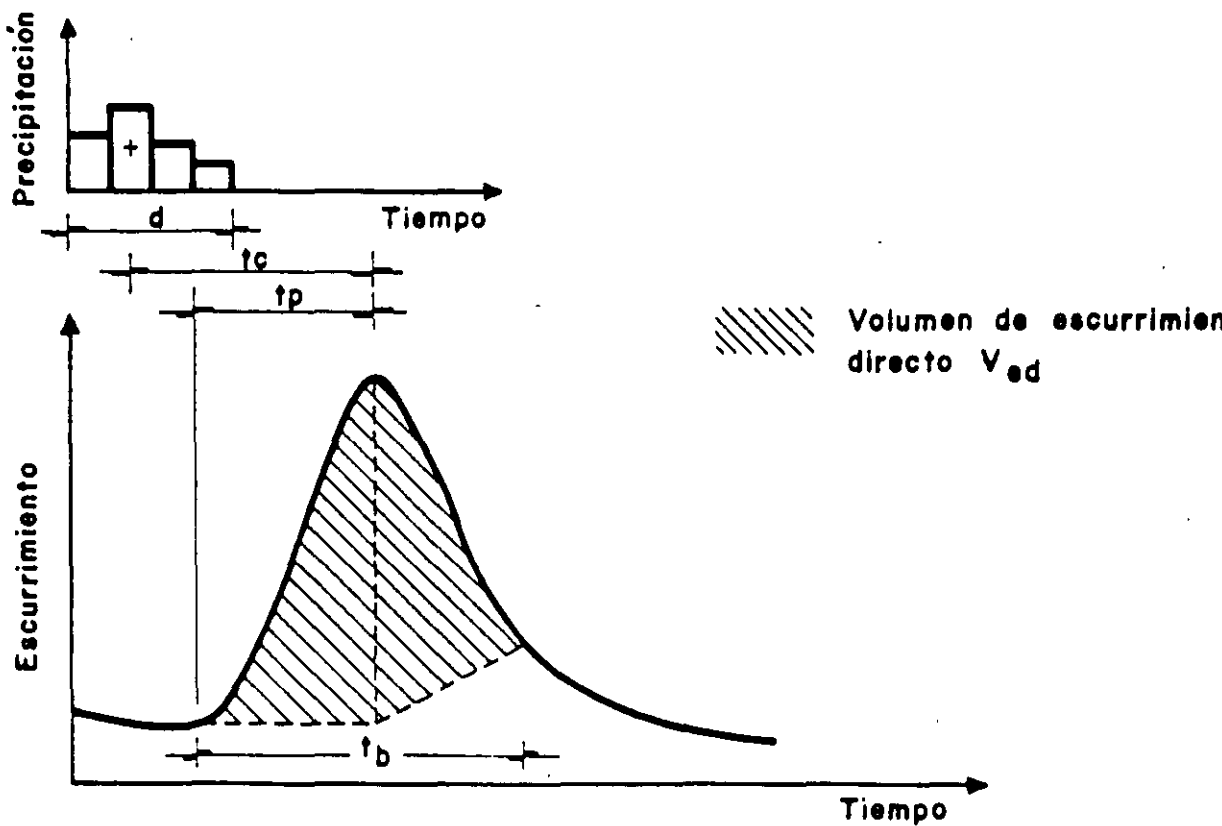


FIG. 5 PARAMETROS DE UN HIDROGRAMA

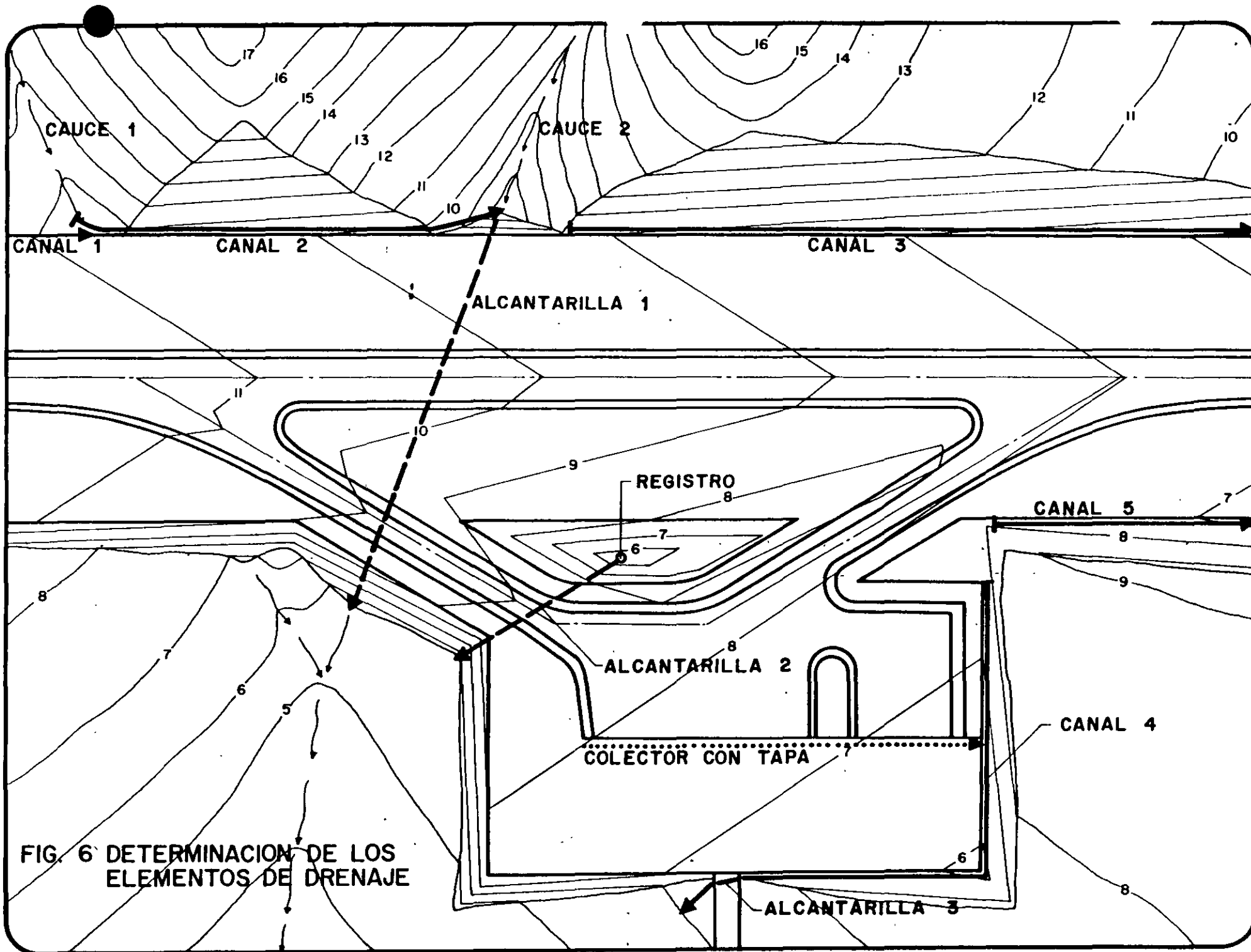
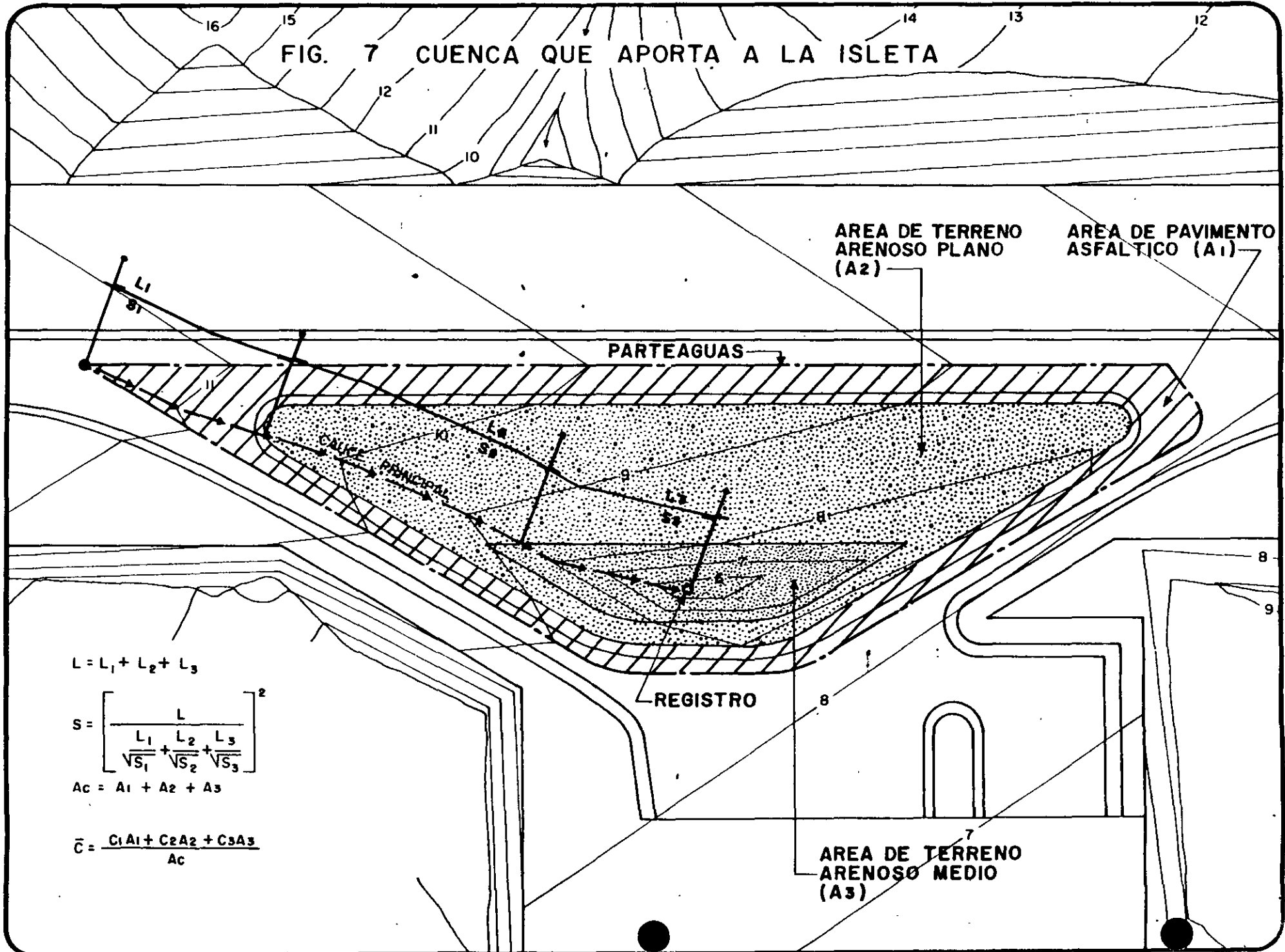


FIG. 6 DETERMINACION DE LOS ELEMENTOS DE DRENAJE

FIG. 7 CUENCA QUE APORTA A LA ISLETA



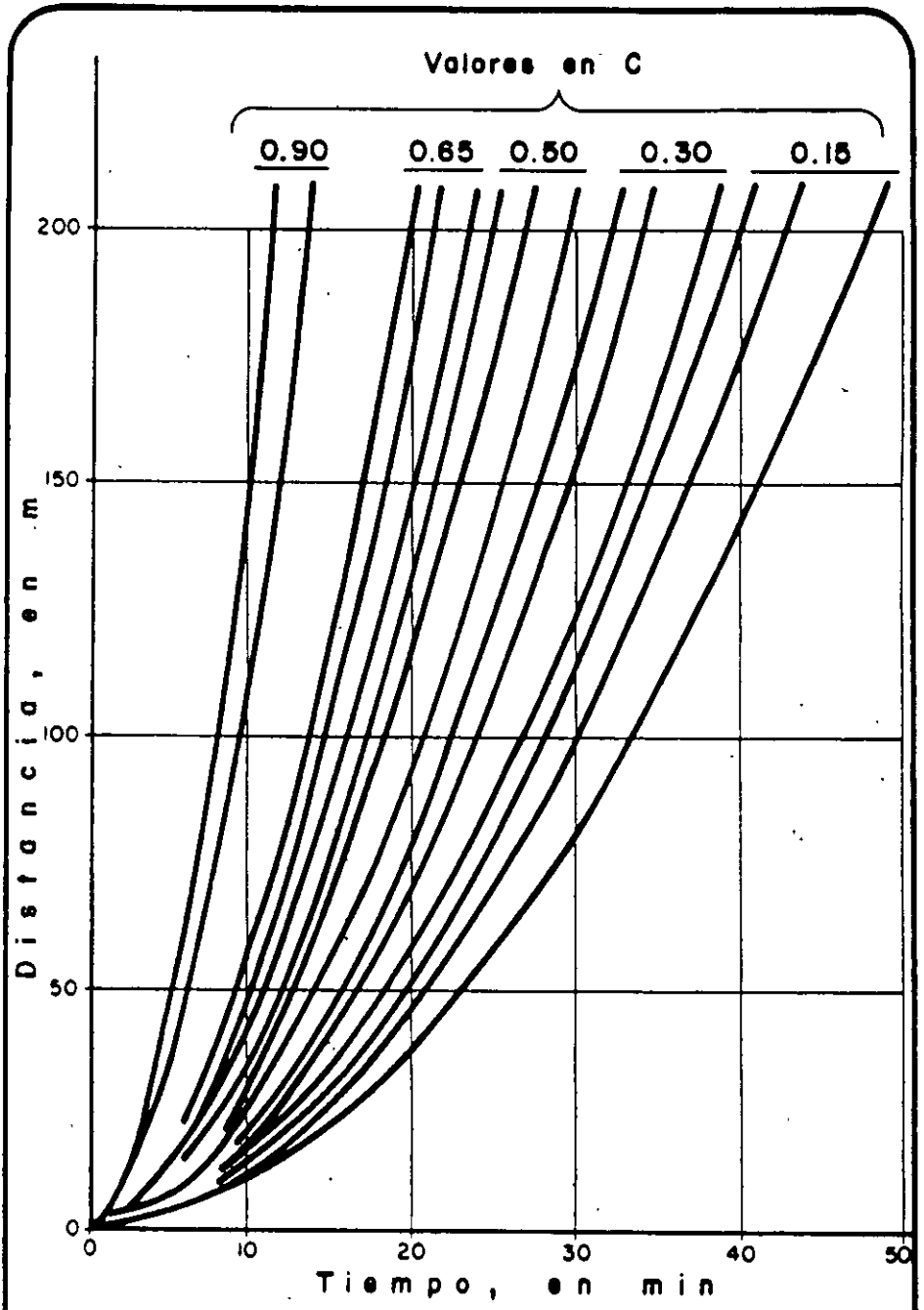
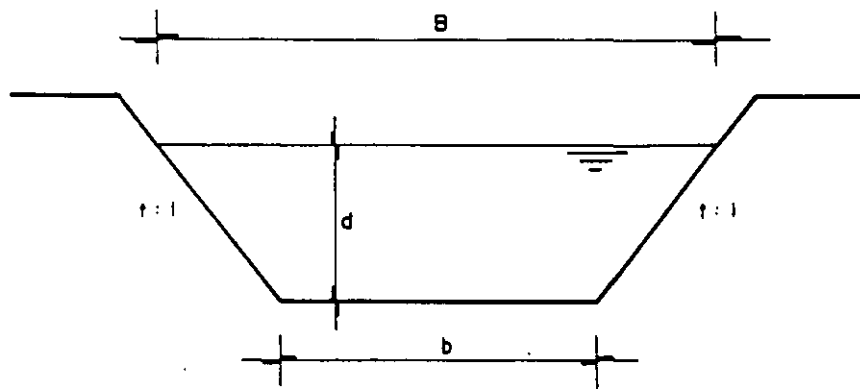
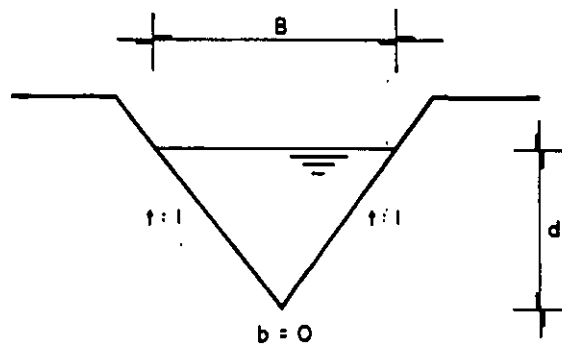


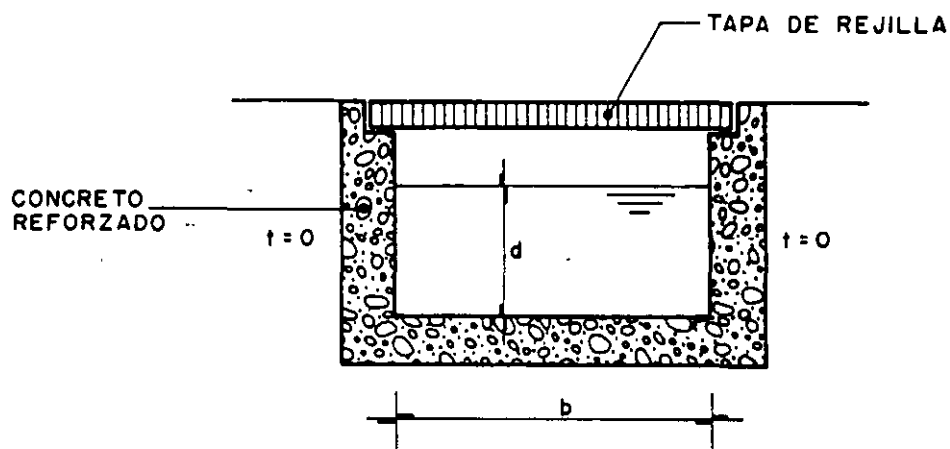
FIG. 8 TIEMPO DE CONCENTRACION EN AEROPUERTOS



a) CANAL DE SECCION TRAPEZIAL



b) CANAL DE SECCION TRIANGULAR



c) TRINCHERA CON TAPA

FIG. 9 SECCIONES TIPICAS DE CANALES Y TRINCHERA

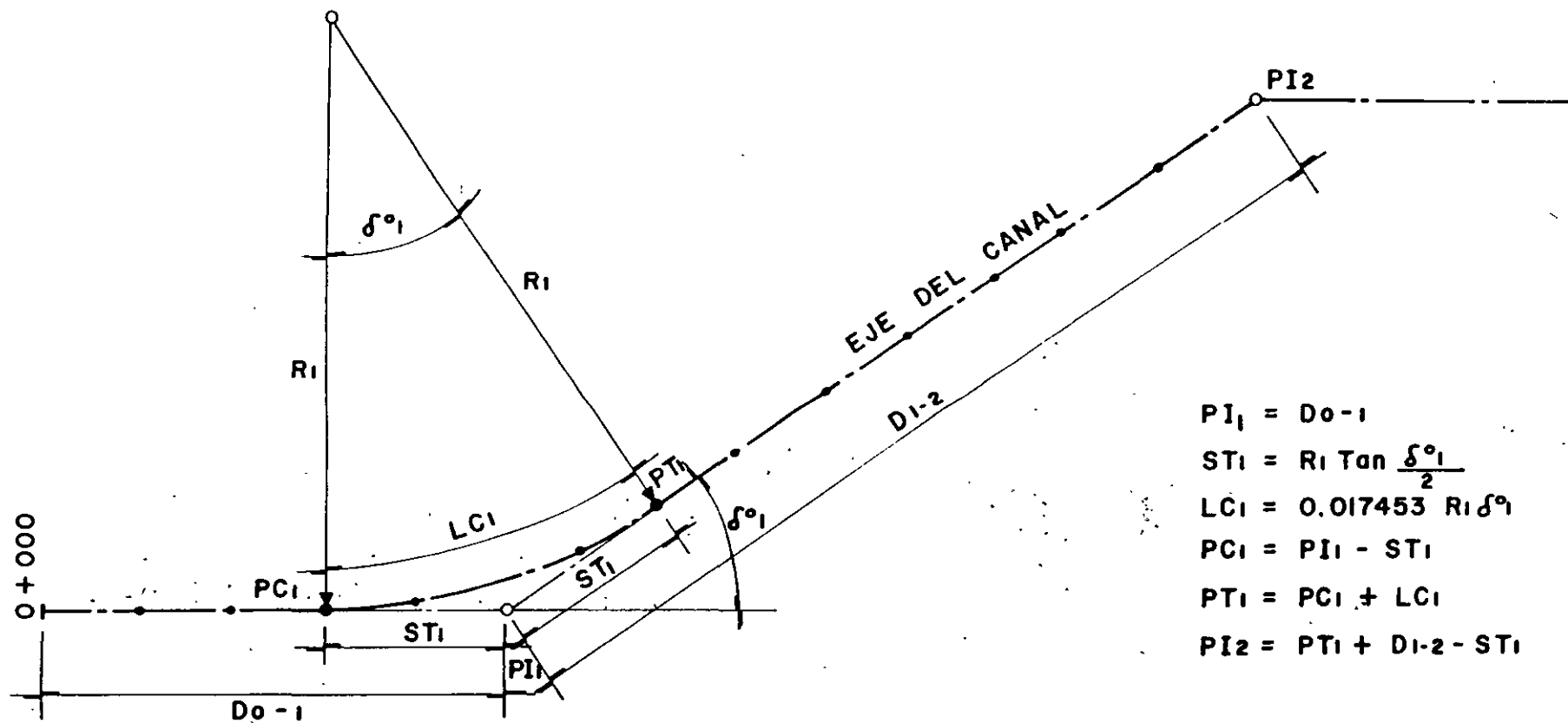


FIG. 10 DATOS DE CURVAS HORIZONTALES

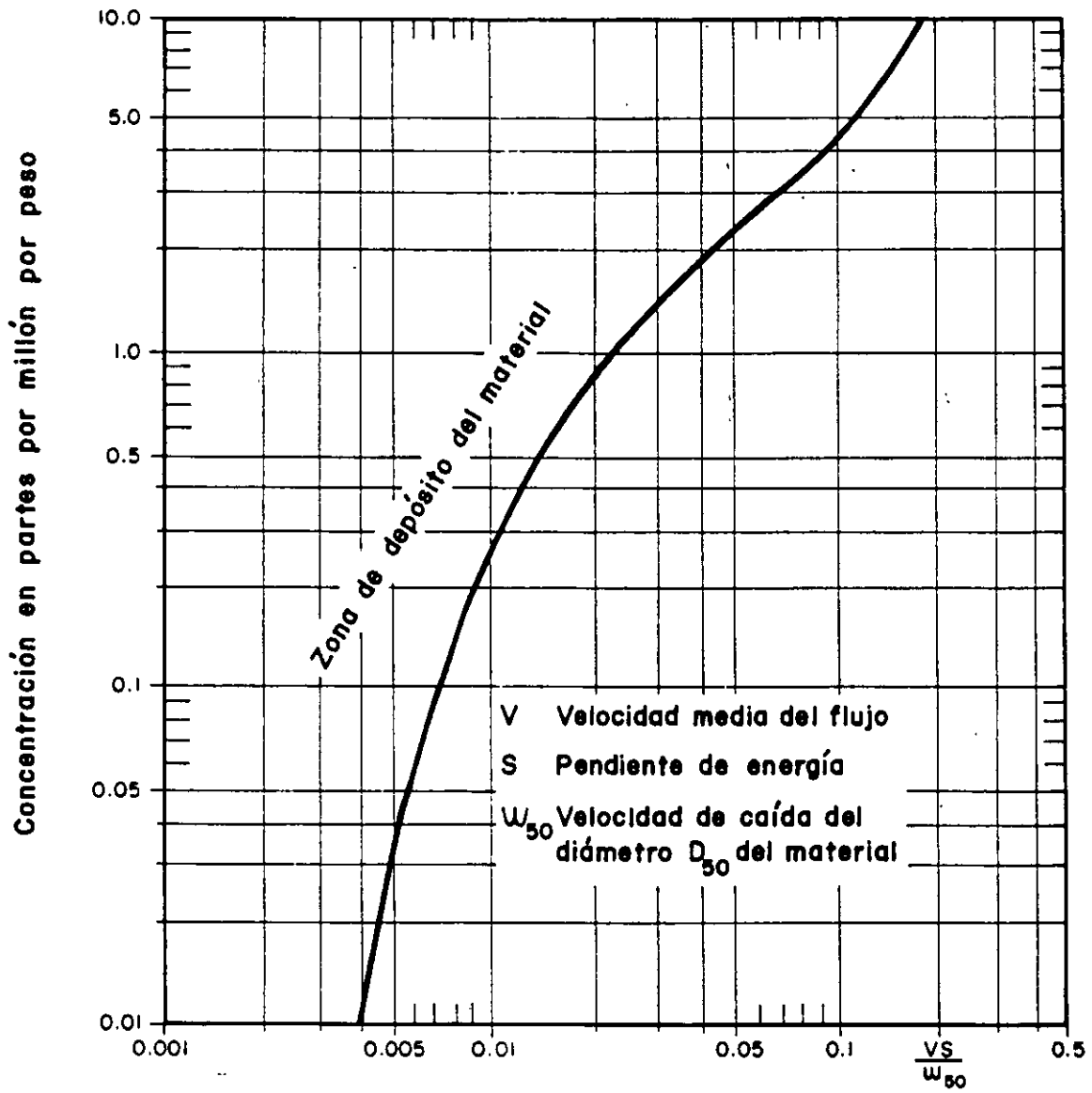


FIG. 12 VELOCIDAD MINIMA PERMISIBLE EN CANALES

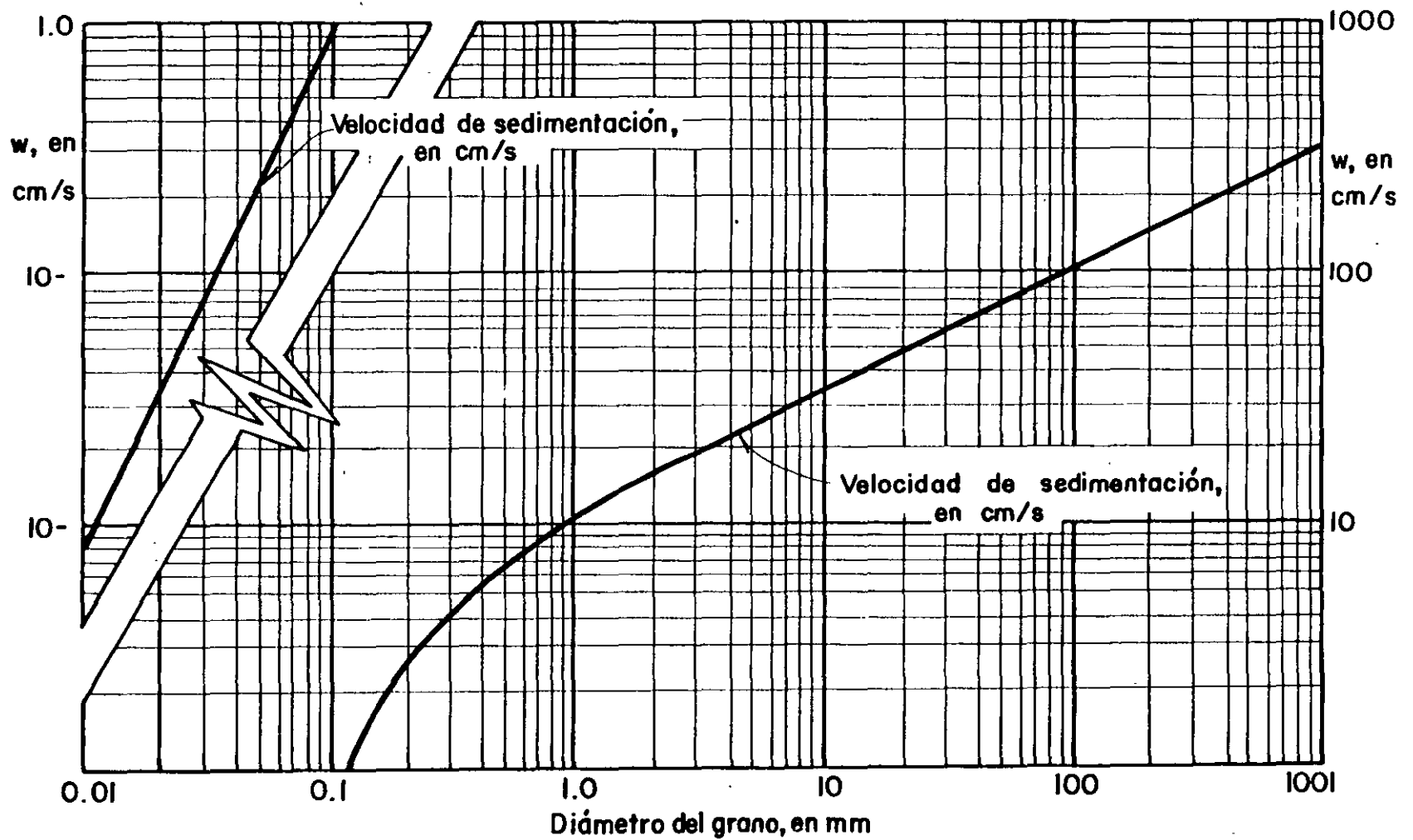


FIG. 13 VELOCIDAD DE CAIDA w , PARA DIFERENTE TAMAÑO DE PARTICULAS DE CUARZO

Clasificación de suelos según el Departamento de Agricultura de E.E.U.U.

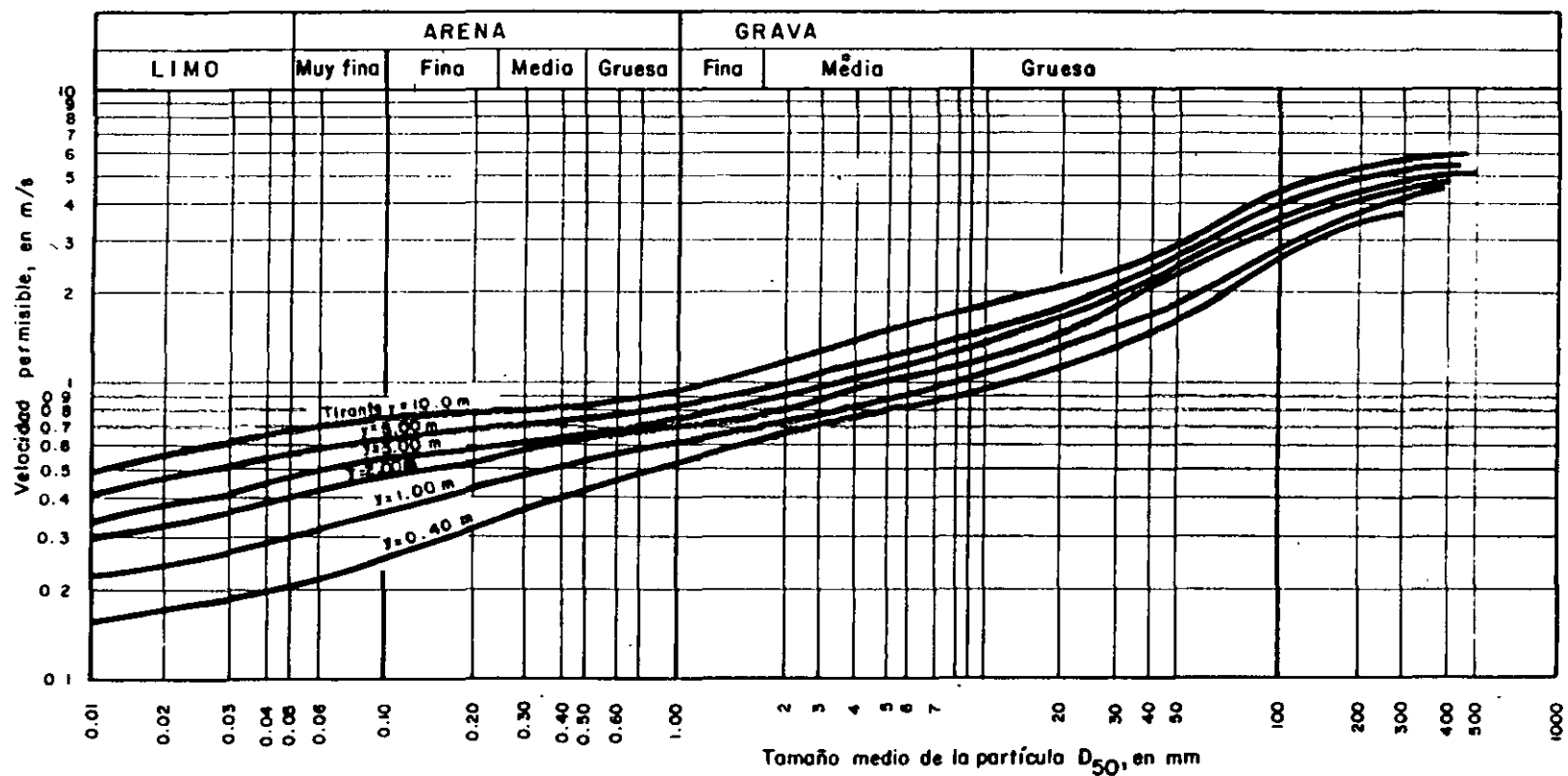
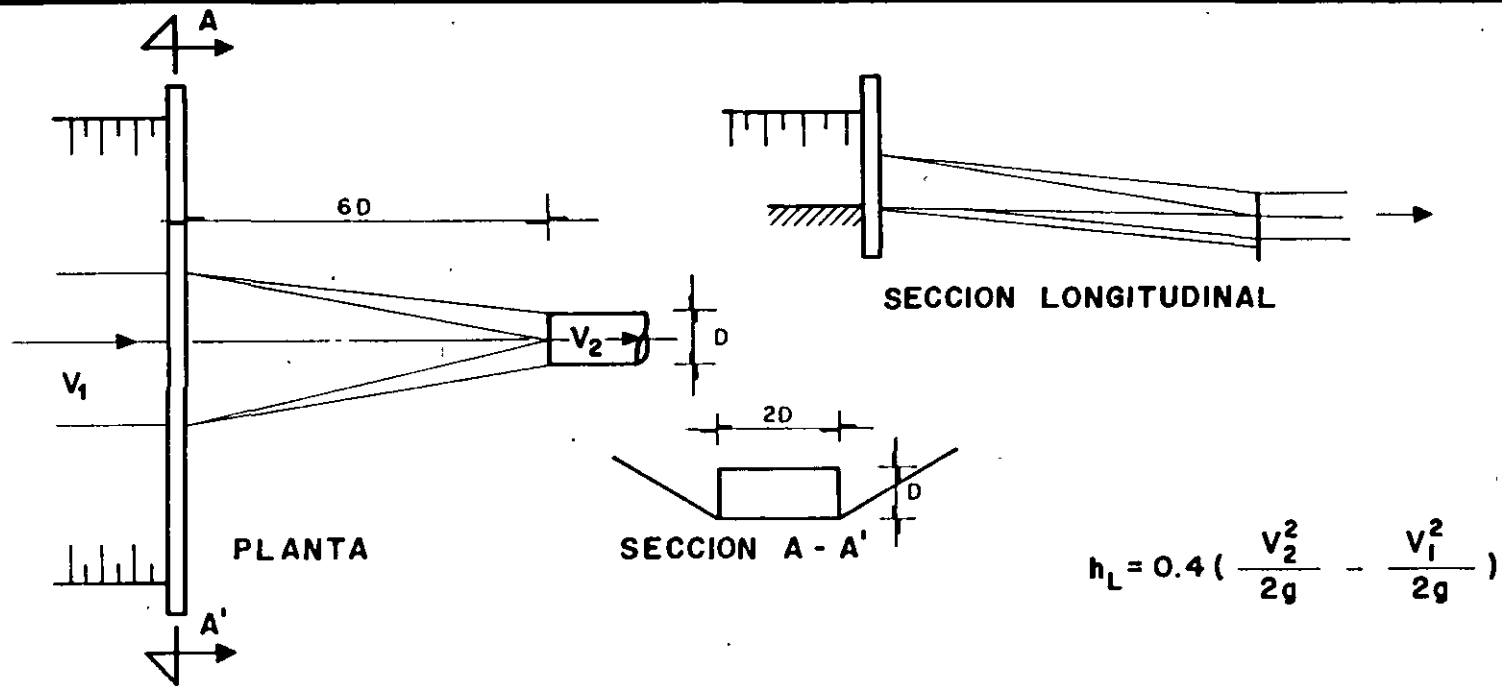
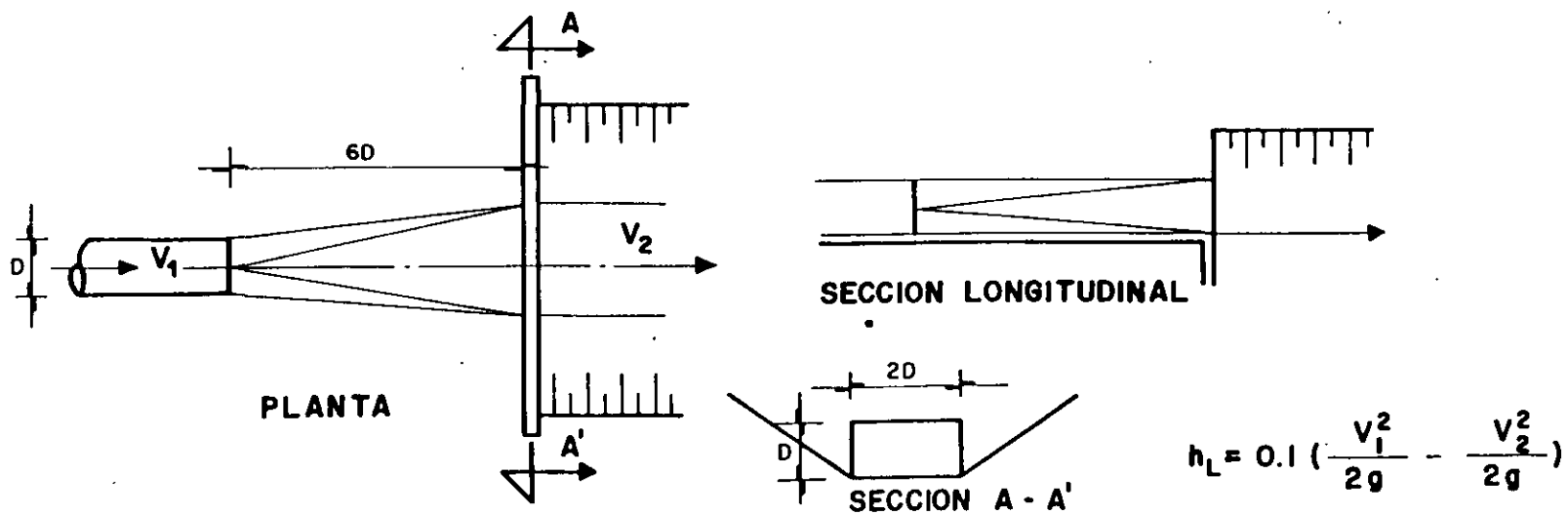


FIG. 14 VELOCIDAD MAXIMA PERMISIBLE EN MATERIALES NO COHESIVOS



$$h_L = 0.4 \left(\frac{V_2^2}{2g} - \frac{V_1^2}{2g} \right)$$

a) Transición de canal trapecial a tubo

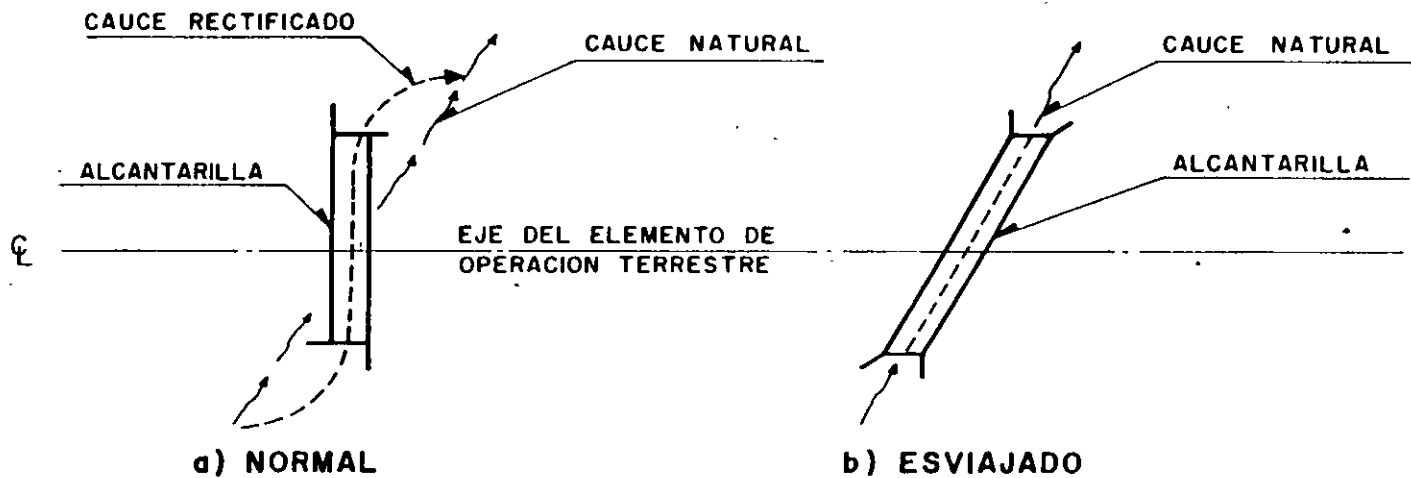


$$h_L = 0.1 \left(\frac{V_1^2}{2g} - \frac{V_2^2}{2g} \right)$$

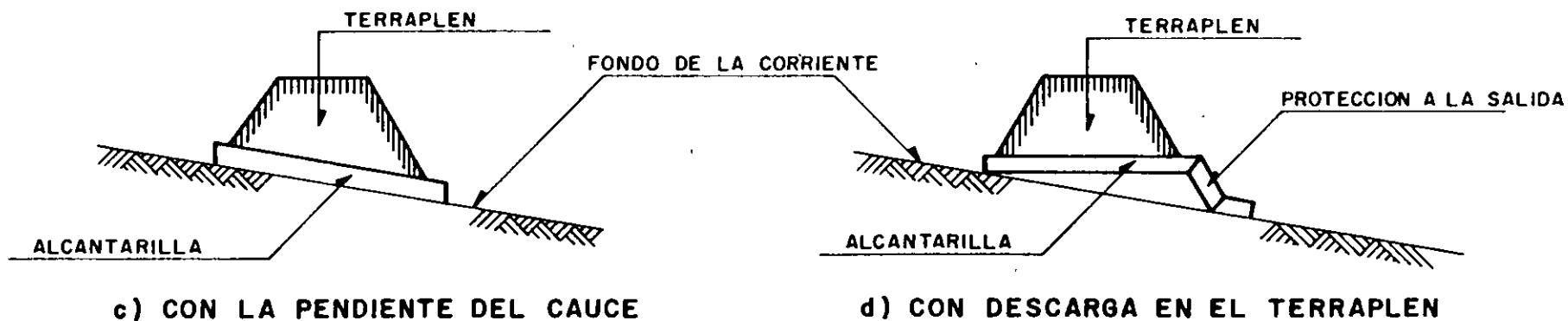
b) Transición de tubo a canal trapecial

h_L Pérdida por transición

FIG. 15 TRANSICIONES EN CANALES PEQUEÑOS



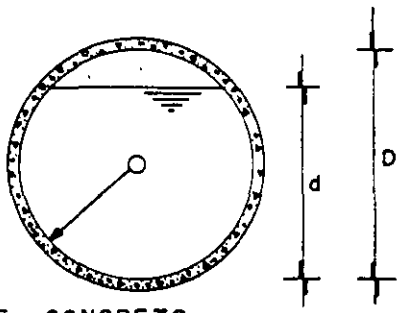
LOCALIZACION DE LA ALCANTARILLA RESPECTO AL EJE DEL ELEMENTO DE OPERACION TERRESTRE



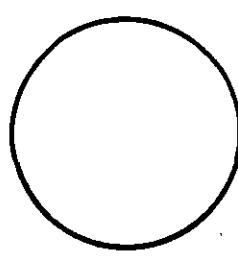
LOCALIZACION DE LA ALCANTARILLA EN RELACION A LA SECCION TRANSVERSAL DEL TERRAPLEN

FIG. 16 LOCALIZACION DEL EJE DE UNA ALCANTARILLA

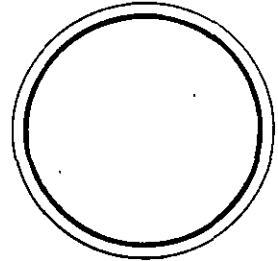
A. TUBOS



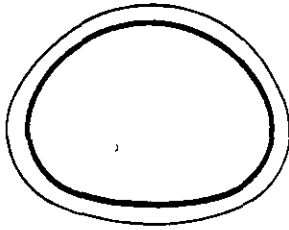
a) DE CONCRETO



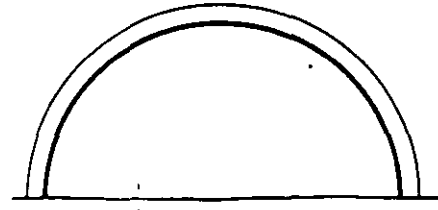
b) DE ACERO



c) DE ACERO CORRUGADO

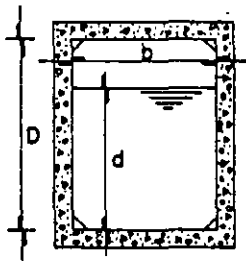


d) TUBO ARCO DE ACERO CORRUGADO

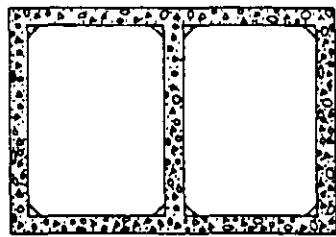


e) ARCO DE ACERO CORRUGADO

B. CAJONES DE CONCRETO REFORZADO

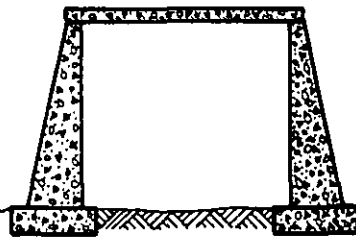


f) SENCILLO



g) DOBLE

C. LOSAS DE CONCRETO

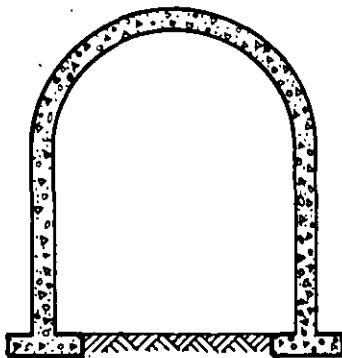


h) SOBRE ESTRIBOS DE CONCRETO

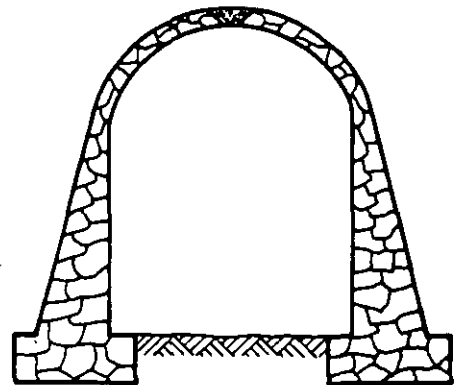


i) SOBRE ESTRIBOS DE MAMPOSTERIA

D. BOVEDAS



j) DE CONCRETO



k) DE MAMPOSTERIA

FIG. 17 TIPOS DE ALCANTARILLAS EMPLEADOS EN MEXICO

FIG. 18 HOJA DE CALCULO PARA ALCANTARILLAS CON SECCION RECTANGULAR

ALCANTARILLAS DE SECCION RECTANGULAR
"ALSECREC"

16-Sep-92

DEDA :
CANAL :

DATOS	CALCULOS							
	TIRANTE	NOTA	GASTO	AREA	PERIM.	RADIO	VEL.	AJUS:
	d		Qc	A	P	MID.	V	DE
Qd16 = 0.497 m ³ /seg.	0.860	EN PROCESO	0.589	0.860	2.720	0.316	0.685	10000
dmax = 0.86	0.430	EN PROCESO	0.239	0.430	1.860	0.231	0.556	10000
D = 1.07	0.645	EN PROCESO	0.409	0.645	2.290	0.282	0.634	10000
b = 1.00	0.753	EN PROCESO	0.498	0.753	2.505	0.300	0.662	10000
S = 0.049	0.699	EN PROCESO	0.453	0.699	2.390	0.291	0.649	10000
EST. 1*	0.726	EN PROCESO	0.476	0.726	2.451	0.296	0.655	10000
ELEV 1*	0.739	EN PROCESO	0.487	0.739	2.478	0.298	0.659	10000
EST. 2*	0.746	EN PROCESO	0.492	0.746	2.492	0.299	0.660	10000
ELEV 2*	0.749	EN PROCESO	0.495	0.749	2.498	0.300	0.661	10000
n = 0.015	0.751	EN PROCESO	0.497	0.751	2.502	0.300	0.662	10000
s = 0.006	0.752	TERMINADO	0.497	0.752	2.503	0.300	0.662	10000

A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R	S	T	U	V
1	ALCANTARILLAS DE SECCION RECTANGULAR																		(13)		
2	"ALSECREC"																				
3		DEDA :																			
4		CANAL :																			
5	-----																				
6	-----																				
7	CALCULOS																				
8	DATOS																				
9		TIRANTE	NOTA	GASTO	AREA	PERIM.	RADIO	VEL.	AJUS:												
10				CALCULADO:		MOJADO	MID.		DE												
11		d		Qc	A	P	RH	V	TIRAN:												
12	-----																				
13		Qd16 =	m ³ /seg.	(2)	(4)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)	(11)										
14		dmax =		(3)	(5)						(12)										
15		D =																			
16		b =																			
17		S =																			
18		EST. 1*																			
19		ELEV 1*																			
20		EST. 2*																			
21		ELEV 2*																			
22		n =																			
23		s =	(1)																		

- (1) =SI(D822=0): "SI(S1(D13)=0): (D17-D16)/1000":(S1(D20-D18)+010:(D19-D21)/(D20-D18))
- (2) =SI(D113=0): "SI(D114=0): (D15-D14)/1000":(S1(D122=0): (D14))
- (3) =SI(DESCADENA(G13)): "SI(ENT(1000/D13)+0.0005):(ENT(100/D15)): "SI(ENT(1000/D13)+ENT(1000/D13):G13+U14:ENT(1000/D13):ENT(1000/D13):G13-U14:"
- (4) =SI(DESCADENA(G13)): "SI(ENT(1000/D13)+ENT(1000/D13)):OJO d:deax":SI(ENT(1000/D13)+ENT(1000/D13):"TERMINADO":"EN PROCESO":
- (5) =SI(DESCADENA(G13)): "SI(ENT(1000/D13)+0.0005):(ENT(100/D15)):INSUFICIENTE":SI(614-D114):OJO d:deax:SI(ENT(1000/D13)+ENT(1000/D13):"TERMINADO":"EN PROCESO":
- (6) =SI(DESCADENA(G13)): "N13/S13:
- (7) =SI(DESCADENA(G13)): "G13/D14": (8) =SI(DESCADENA(G13)): "D16+(21613):
- (9) =SI(DESCADENA(G13)): "G13/D17": (10) =SI(DESCADENA(G13)): "G13 (2/3)+(D123+(1/2))/(D122):
- (11) =SI(ENT(1000/D13)+ENT(1000/D13):D15-G13:G13): (12) =SI(DESCADENA(G13)): "U13/2": (13) =ACTUAL

FIG 19 HOJA DE CALCULO PARA ALCANTARILLAS
CON SECCION CIRCULAR

ALCANTARILLAS DE SECCION CIRCULAR
"ALBEECIR"

13-Sep-92

OBRA : _____
CANAL : _____

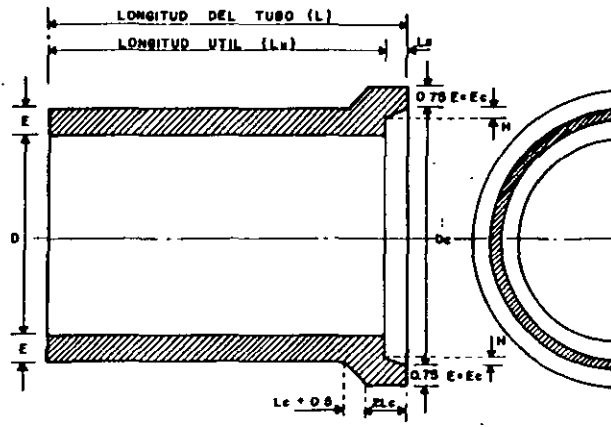
DATOS	CALCULOS							
	TIRANTE	NOTA	GASTO	AREA	PERIM.	RADIO	VEL.	AJUST.
	d		CALCULADO: Qc	A	MOJADO P	HID. RH	V	DE TIRA
Qdix = 0.497 m ³ /seg	0.860	EM PROCESO	0.541	0.775	2.379	0.326	0.698	10000
Qmax = 0.86	0.430	EM PROCESO	0.187	0.338	1.469	0.230	0.554	10000
D = 1.07	0.645	EM PROCESO	0.373	0.566	1.902	0.298	0.658	10000
r = 0.535	0.753	EM PROCESO	0.464	0.676	2.129	0.317	0.687	10000
S = 0.049	0.806	EM PROCESO	0.505	0.727	2.250	0.323	0.695	10000
EST: 1=	0.779	EM PROCESO	0.485	0.702	2.188	0.321	0.691	10000
ELEV 1=	0.793	EM PROCESO	0.495	0.714	2.219	0.322	0.693	10000
EST: 2=	0.800	EM PROCESO	0.500	0.721	2.234	0.323	0.694	10000
ELEV 2=	0.796	TERMINADO	0.498	0.718	2.226	0.322	0.694	10000
n = 0.015								
h = 0.000								

A B C D E F G H I J K L M N O P Q R S T U V
ALCANTARILLAS DE SECCION CIRCULAR (14)

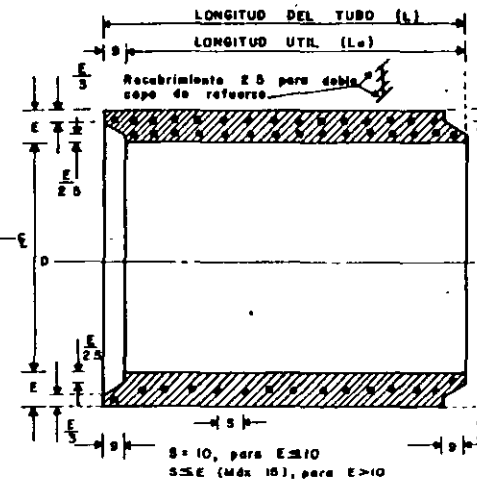
OBRA : _____
CANAL : _____

DATOS	CALCULOS							
	TIRANTE	NOTA	GASTO	AREA	PERIM.	RADIO	VEL.	AJUST.
	d		Qc	A	MOJADO P	HID. RH	V	DE TIRA
Qdix = 0.497 m ³ /seg	(13)	(15)	(17)	(18)	(19)	(10)	(11)	(12)
Qmax = 0.86	(14)	(16)						(13)
D = 1.07								
r = 0.535								
S = 0.049								
EST: 1=								
ELEV 1=								
EST: 2=								
ELEV 2=								
n = 0.015								
h = 0.000	(2)							

- (1) #S1(D015=0;" "D015/2)
- (2) #S1(D022=0;" "D017*(D017/100);#S1((D20-D18)=0;0;(D19-D21)/(D20-D18))))
- (3) #S1(D013=0;" "D011*(D011+0;" "D011*(D015=0;" "D011*(D022=0;" "D011))))
- (4) #S1(#DESCADENA(G13))" "D011*(D011+0;" "D011*(D015=0;" "D011*(D022=0;" "D011))))
- (5) #S1(#DESCADENA(G13))" "D011*(D011+0;" "D011*(D015=0;" "D011*(D022=0;" "D011))))
- (6) #S1(#DESCADENA(G13))" "D011*(D011+0;" "D011*(D015=0;" "D011*(D022=0;" "D011))))
- (7) #S1(#DESCADENA(G13))" "D011*(D011+0;" "D011*(D015=0;" "D011*(D022=0;" "D011))))
- (8) #S1(#DESCADENA(G13))" "D011*(D011+0;" "D011*(D015=0;" "D011*(D022=0;" "D011))))
- (9) #S1(#DESCADENA(G13))" "D011*(D011+0;" "D011*(D015=0;" "D011*(D022=0;" "D011))))
- (10) #S1(#DESCADENA(G13))" "D011*(D011+0;" "D011*(D015=0;" "D011*(D022=0;" "D011))))
- (11) #S1(#DESCADENA(G13))" "D011*(D011+0;" "D011*(D015=0;" "D011*(D022=0;" "D011))))
- (12) #S1(#DESCADENA(G13))" "D011*(D011+0;" "D011*(D015=0;" "D011*(D022=0;" "D011))))



TUBOS TIPO I



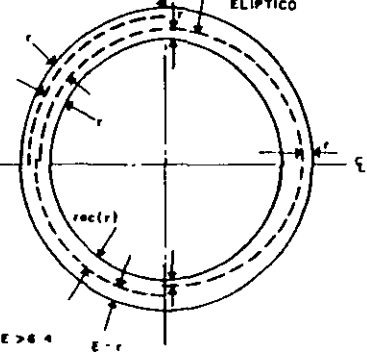
TUBOS TIPO II

EN TUBOS CON REFUERZO ELIPTICO SE MARCARA POR EL EXTERIOR LA PARTE DEL TUBO QUE DEBA COLOCARSE HACIA ARRIBA

$\alpha_1 = 1.9$, para $E < 6.4$
 $\alpha_1 = 2.5$, para $E > 6.4$

MEDIA SECCION REFUERZO CIRCULAR EN DOBLE CAPA

MEDIA SECCION REFUERZO SIMPLE CIRCULAR



MEDIA SECCION TIPO II REFUERZO CIRCULAR

MEDIA SECCION TIPO II REFUERZO ELIPTICO

TUBOS SIN REFUERZO TIPO I CON CAMPANA

DIAMETRO INTERIOR D		ESPAESOR DE PARED E	DIAMETRO INTERIOR DE LA BOCA DE LA CAMPANA Dc	PROFUNDIDAD DE LA CAMPANA Lc	CONICIDAD MINIMA DE LA CAMPANA N:Lc	ESPAESOR MINIMO DE LA CAMPANA Ec
NOMINAL	REAL					
10	10.2	1.4	15.2	3.8	1:20	0.75 E PARA TODOS LOS TAMAÑOS
15	15.2	1.6	21.0	5.1	1:20	
20	20.3	1.9	27.3	5.7	1:20	
25	25.4	2.2	33.0	6.4	1:20	
30	30.5	2.5	38.7	6.4	1:20	
38	38.1	3.2	47.8	6.4	1:20	
45	45.7	3.8	56.5	7.0	1:20	
60	61.0	5.4	74.9	7.6	1:20	

(a) Esta medida se tomara a 5 mm del extremo de la campana.
 (b) Los datos de acero que pueden interpolarse entre los indicados para otros valores de diámetros y espesor de pared de acuerdo a las cláusulas 004-N y 004-O de las Normas del Libro 4

TUBOS CON REFUERZO TIPO II

DIAMETRO INTERIOR D		REFUERZO EN CENTIMETROS CUADRADOS POR METRO LINEAL DE PARED DEL TUBO (b)			
NOMINAL	REAL	CONCRETO DE $f'c = 250 \text{ kg/cm}^2$		CONCRETO DE $f'c = 350 \text{ kg/cm}^2$	
		ESPAESOR DE PARED E cm	REFUERZO CIRCULAR EN TUBOS CIRCULARES ARMADO INTERIOR cm^2/m	REFUERZO CIRCULAR EN TUBOS CIRCULARES ARMADO EXTERIOR cm^2/m	REFUERZO ELIPTICO EN TUBOS CIRCULARES cm^2/m
30	30.5	5.1	1.6	—	—
38	38.1	5.7	2.3	—	—
45	45.7	6.4	3.3	—	2.6
53	53.3	7.0	4.7	—	4.0
60	61.0	7.6	6.3	—	5.4
69	68.6	8.3	7.2	—	5.8
75	74.7	8.9	8.2	—	6.5
84	83.9	9.5	9.3	4.7	7.0
90	91.4	10.2	7.0	5.1	7.7
105	106.7	11.4	9.2	6.1	9.1
122	121.9	12.7	9.8	7.5	11.0
137	137.2	14.0	11.6	8.6	12.8
150	152.4	15.2	13.7	10.5	15.4
168	167.6	16.8	15.1	12.1	17.9
183	182.9	17.8	16.4	14.0	20.5

El refuerzo eliptico en tubos circulares se utilizará optimamente en lugar del refuerzo circular

NOTAS:

Las características de los materiales, la fabricación y los detalles de recubrimiento y colocación del acero de refuerzo, en su caso, para la construcción de tubos de concreto simple y reforzado para alcantarillas, deberán satisfacer los requisitos indicados en el Capítulo 004 del Libro 4 Normas de Calidad de los Materiales de la S.C.T.

Se hará constancia indispensable para la aceptación de un lote de tubos que los maestros seleccionados para ensayo pasen la prueba de carga de los tres apoyos, de acuerdo con lo establecido en la cláusula 01.02.004-O.10 del Libro 4 de Normas de Calidad.

El acero de refuerzo será de alta resistencia, con límite elástico de 4200 kg/cm^2 , como mínimo.

Se dispondrán varillas longitudinales, adecuadamente distribuidas, para mantener la forma y correcta posición del acero de refuerzo, dentro del molde.

Las alcantarillas se dimensionarán de acuerdo con el estudio hidráulico y con la resistencia requerida para cada obra pero en ningún caso se proporcionarán tubos con diámetros menores de 75 cm. Sobre los tubos se deberá colocar un catchán (terraplen) que tenga un espesor mínimo de 60 cm, para caminos y vialidades, y 100 cm para elementos de operación terrestre.

Los tubos con diámetros menores de 75 cm. se emplearán únicamente para obras auxiliares.

Los diámetros están en centímetros, excepto los que se indican en otra unidad.

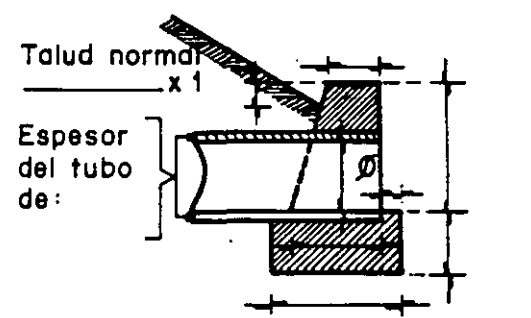
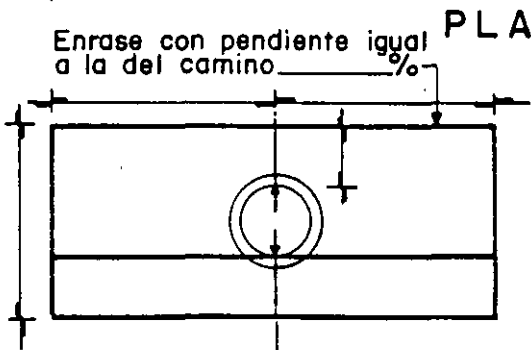
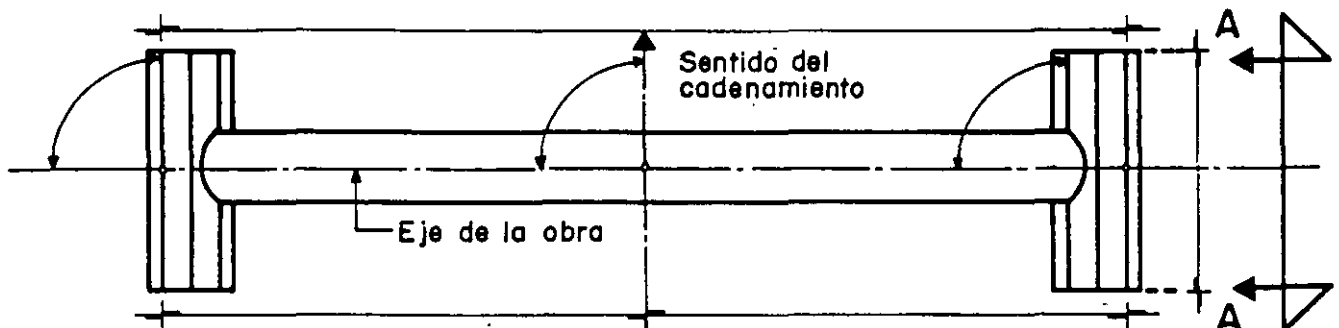
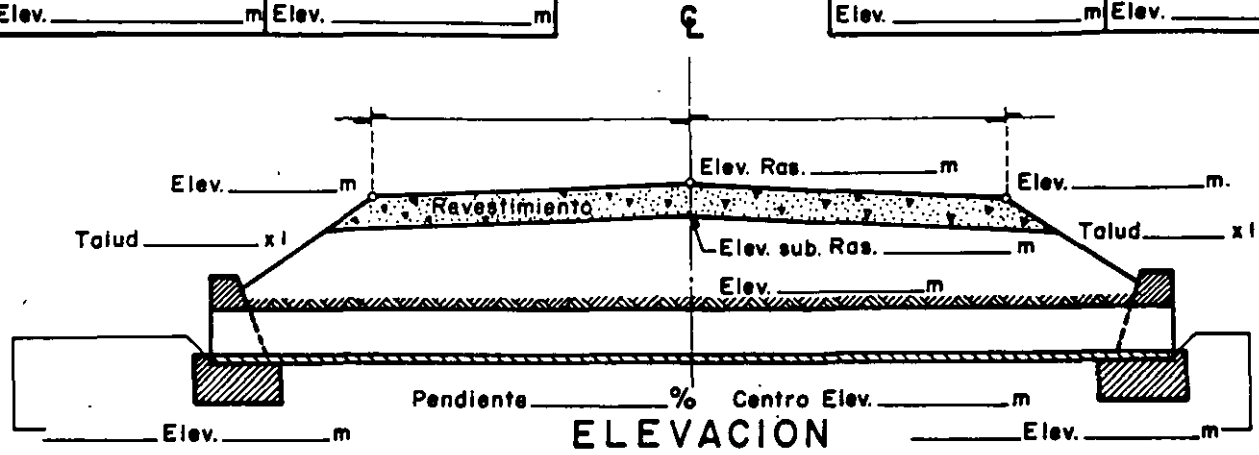
AEROPUERTOS Y SERVICIOS AUXILIARES

TUBOS DE CONCRETO SIMPLE Y REFORZADO PARA ALCANTARILLAS

FIG. 20 TUBOS DE CONCRETO SIMPLE Y REFORZADO

Nivel Izq. a _____ m Nivel Izq. a _____ m
 Elev. _____ m Elev. _____ m

Nivel Der. a _____ m Nivel Der. a _____ m
 Elev. _____ m Elev. _____ m



NOTAS:
LOCALIZACION:
 Sobre trazo hecho en _____ por _____
CARGAS:
 Carga viva tipo _____
TUBOS:
 Serán de _____
MUROS:
 Serán de _____ El desplante se hará en _____
 capaz de una fatiga de trabajo de _____
 kg/cm²; para ello se podrá variar su elevación a
 juicio del Ing. Residente hasta en ± _____ cm, modi-
 ficando unicamente el espesor del cemento. Los
 coronamientos llevarán un chapeo de _____ cm de
 espesor con mortero de cemento 1:5

DIMENSIONES:
 En centímetros.- Elevaciones en metros referi-
 dos al B.N. _____ sobre _____ a _____ m _____
 de Estación _____, elevación _____ m
ESPECIFICACIONES:
 Rigen las de la S.C.T. actuales
ESPECIALES:

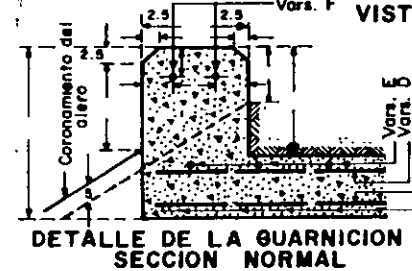
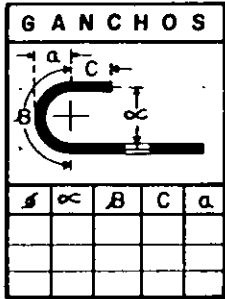
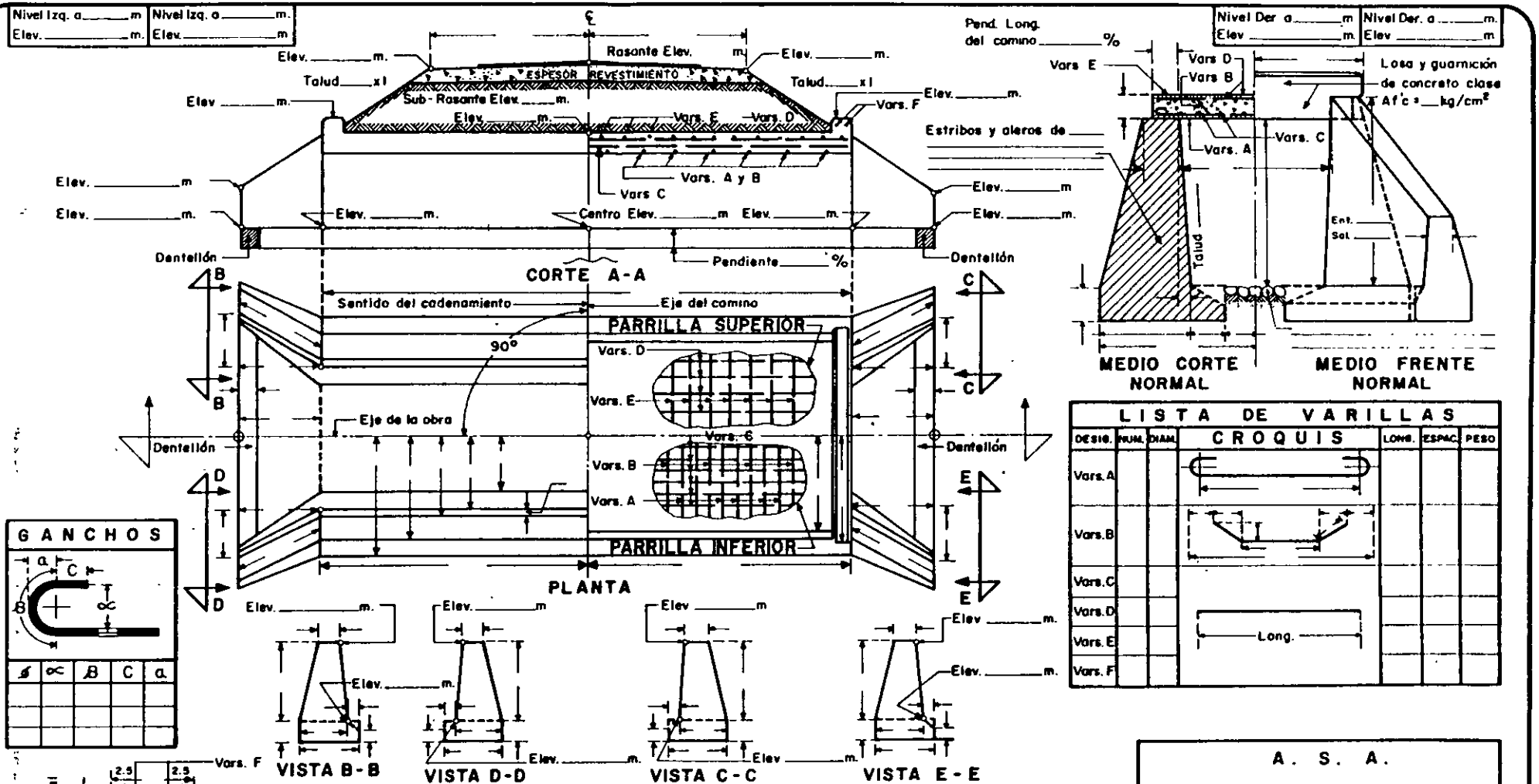
FIG. 21 PLANO TIPO DE ALCANTARILLA DE TUBO DE CONCRETO

MATERIALES		
CONCEPTO	CANTIDAD	
TUBO DE _____ m DIAMETRO	_____	m
TRAMOS DE _____ m	_____	
Excavación Clasif. (_____)	_____	m ³
MAMPOSTERIA DE _____ CLASE	_____	
CON MORTERO DE _____	_____	m ³

A. S. A.
 SUBDIRECCION DE CONSTRUCCION Y
 CONSERVACION

AEROPUERTO : _____
 ELEMENTO : _____
 UBICACION : _____

ALCANTARILLA DE TUBO DE
 DE _____ m Ø



MODIFICACIONES

Al proyecto	
En la construcción	

NOTAS:
 LOCALIZACION: Sobre traza hecho en _____ por _____
 CARGAS: Carga viva tipo _____
 LOSA: Será de concreto de $f_c =$ _____ kg/cm². Las varillas "A", "B" y "E" se colocarán paralelas al eje del elemento de operación terrestre, y las varillas "C" y "D" paralelas al eje de la obra. - La separación indicada para las varillas "A", "B" y "E" se medirá según el eje de la obra, y para las varillas "C" y "D" según el eje del elemento de operación terrestre. - El recubrimiento será: superior _____ cm, inferior _____ cm.
 ESTRIBOS Y ALEROS: - Serán de _____
 El recorte mínimo de los aleros será el indicado, en caso de que se encuentre al terreno natural en una altura mayor, será en este punto. Queda a juicio del Ing. Residente: la altura definitiva del corte de los aleros y la protección del talud de las terracerías, ya sea prolongando los aleros con un muro seco o protegiendo el derrame en su extremo con un zampeado. - El desplante se hará en _____ capas de un esfuerzo unitario de trabajo de _____ kg/cm², para ello se podrá utilizar su elevación u elevación a juicio del Ing. Residente hasta en _____ cm, conservándose los taludes del cuerpo y el vuelo y peralte del acoplamiento.
 DIMENSIONES: En centímetros. - Elevaciones referidas al B.N. sobre _____ m de Est. Elev.: _____
 ESPECIFICACIONES: Rigen las de la S. C. T.
 ESPECIALES:

MATERIALES

CONCEPTO	CANTIDAD	UNIDAD
Mampostería de 3a clase con mortero de cemento 1:5		m ³
Concreto de _____ kg/cm ²		m ³
Acero de refuerzo		kg.
Zampeado con mortero		m ³
Excavación total (aprox.)		m ³
Clasificación (_____)		

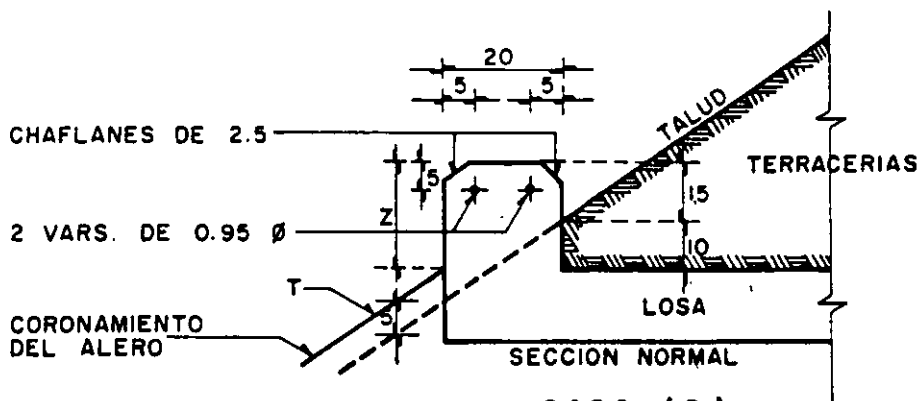
A. S. A.
 SUBDIRECCION DE CONSTRUCCION Y CONSERVACION

AEROPUERTO : _____
 ELEMENTO : _____
 UBICACION : _____

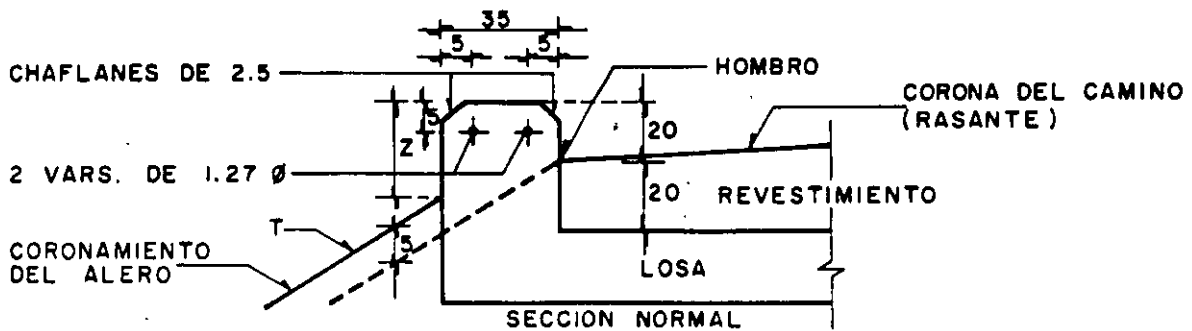
ALCANTARILLA DE LOSA
 DE _____ x _____ m
 EN _____

GERENTE DE PROYECTO	SUB-GERENTE DE PROYECTO
PROYECTO	REVISO
FECHA	PLANO No

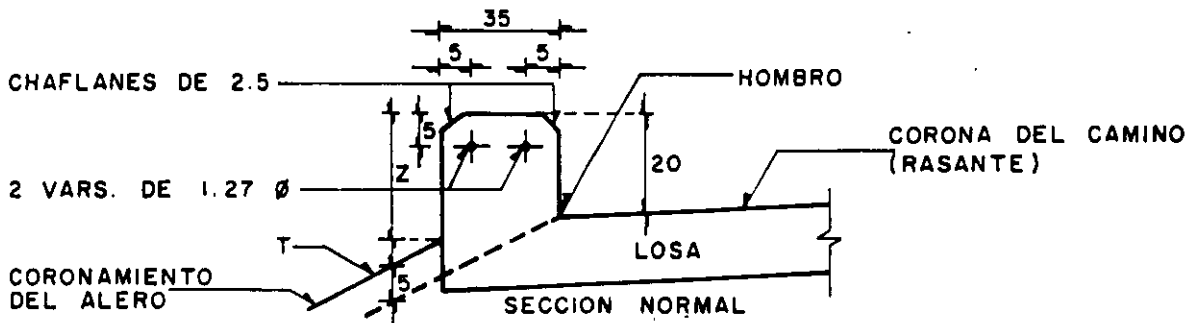
**CASO (1)
LOSAS CON COLCHON**



**CASO (2)
LOSAS EN SUB-RASANTE**



**CASO (3)
LOSAS EN RASANTE**



TALUD	VALORES DE Z		
	Caso(1)	Caso(2)	Caso(3)
	cm	cm	cm
1.50 x 1	23	38	38
2.00 x 1	20	33	33
3.00 x 1	17	27	26
Volumen m ³ /m.	0.049	0.139	0.069

NOTAS: Las garniciones se construirán de la misma clase de concreto usado en la losa.- Los volúmenes indicados corresponden a un metro lineal de garnición.

**FIG. 23 PLANO TIPO DE GUARNICIONES
PARA LOSAS DE CONCRETO**

A. S. A.

SUBDIRECCION DE CONSTRUCCION Y
CONSERVACION

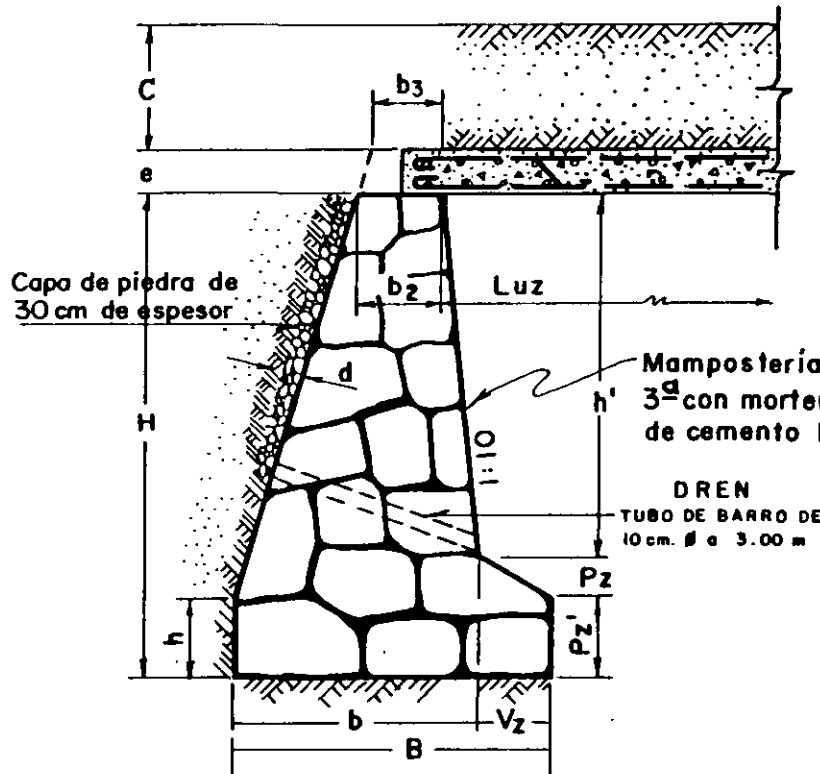
AEROPUERTO : _____

ELEMENTO : _____

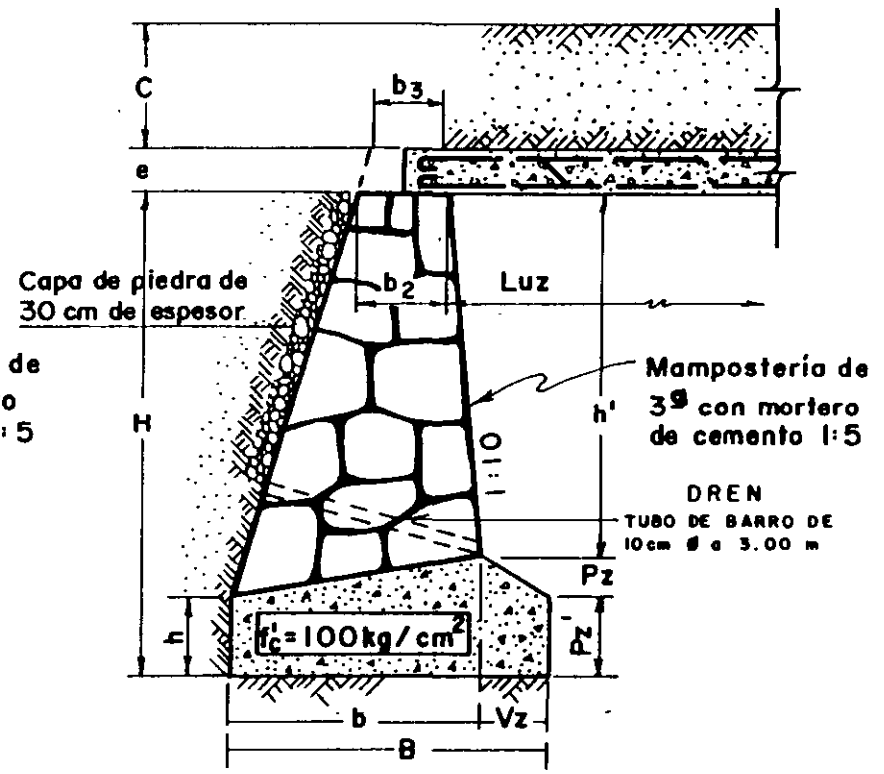
UBICACION : _____

GUARNICIONES TIPO PARA
LOSAS DE CONCRETO
REFORZADO

FIG. 24 PLANO TIPO DE ESTRIBOS DE MAMPOSTERIA PARA LOSAS DE CONCRETO



ESTRIBOS DE MAMPOSTERIA



ESTRIBOS CON MURO DE MAMPOSTERIA Y CIMIENTO DE CONCRETO

H = Altura del estribo en m
 C = Colchon en m
 e = Espesor de losa en cm
 f = Esfuerzo unitario de trabajo en el terreno Kg/cm^2

NOTAS: Esta nomenclatura registró en el proyecto tipo de estribos de mampostería.- Las dimensiones del estribo, indicadas en las tablas, toman en cuenta el efecto de la C.V. (H 15 - S 12 ó H 20 - S 16) correspondiente al colchón real de que se trate.

MATERIALES: La mampostería será de 3ª clase con mortero de cemento 1:5.- En estribos mixtos el concr. es de $f'_c = 100 \text{ Kg/cm}^2$

A. S. A.

SUBDIRECCION DE CONSTRUCCION
 Y CONSERVACION

AEROPUERTO : _____
 ELEMENTO : _____
 UBICACION : _____

ESTRIBOS DE MAMPOSTERIA
 PARA LOSAS DE CONCRETO
 NOMENCLATURA PROYECTOS TIPO

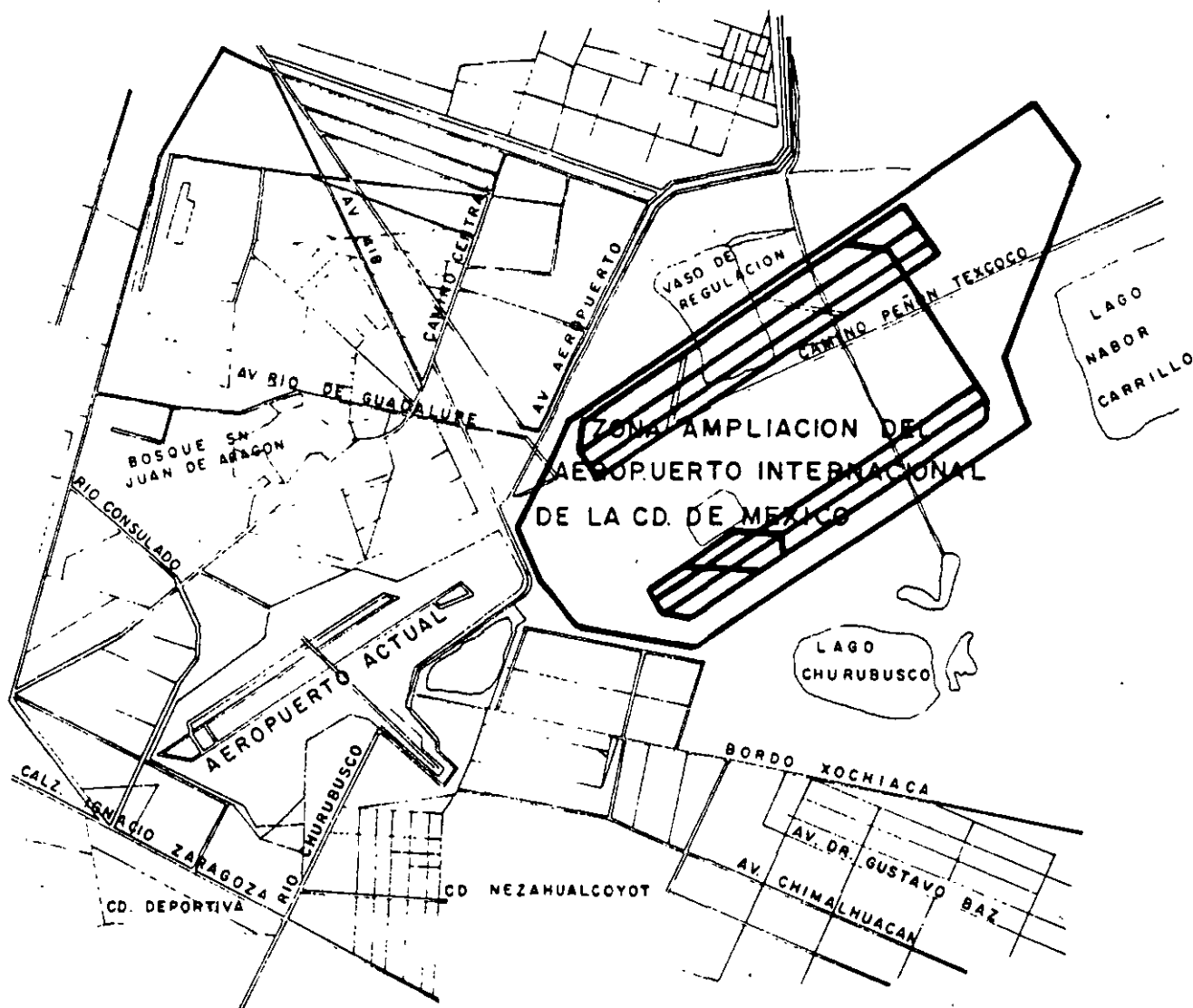
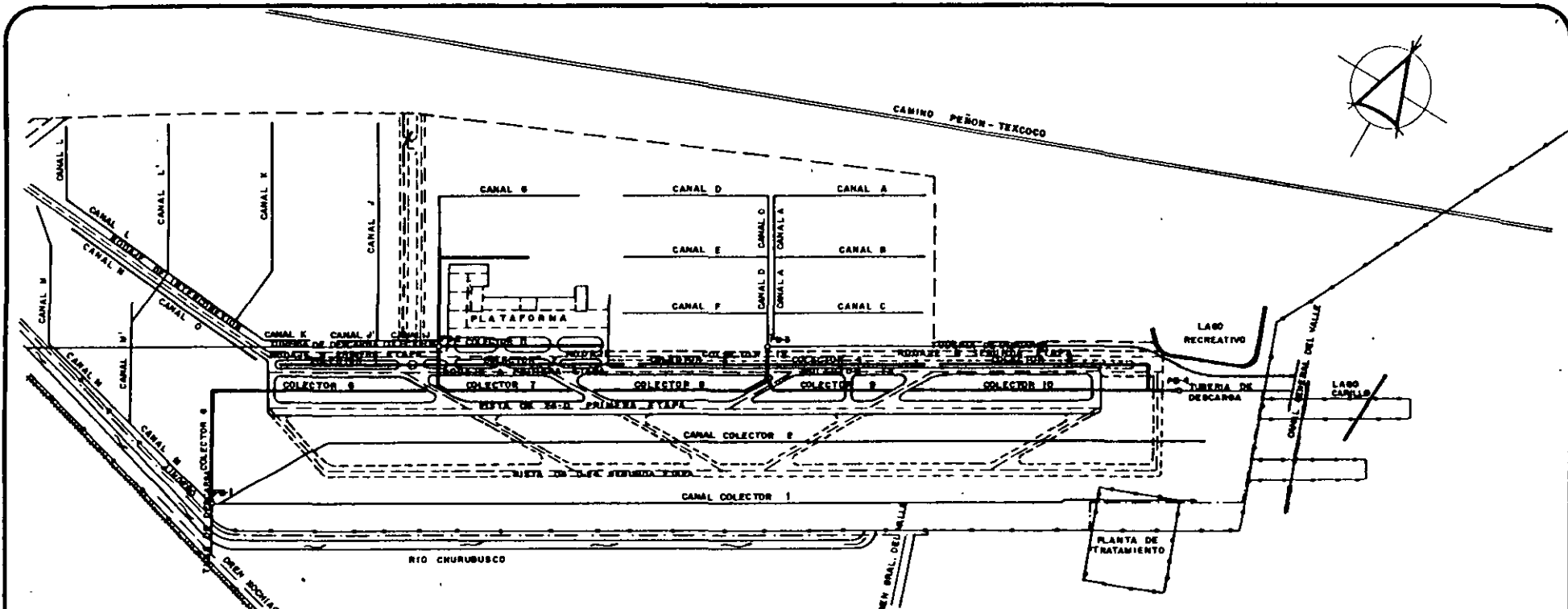


FIG. 27 LOCALIZACION DE LA AMPLIACION DEL AEROPUERTO INTERNACIONAL DE LA CIUDAD DE MEXICO

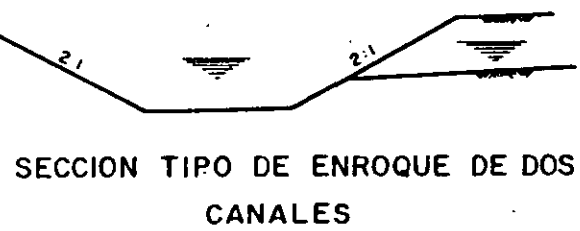


PLANO GENERAL DEL SISTEMA DE DRENAJE

ANCHO DE ZANJA PARA C/S	
Ø (m)	b (m)
122	2.30
152	2.70
152	2.70

SISTEMA DE DRENAJE	
CONCEPTO	LONG. TOTAL
Tuberías de descarga	5124 m
Colectoras	11439 m
Canales	27248 m

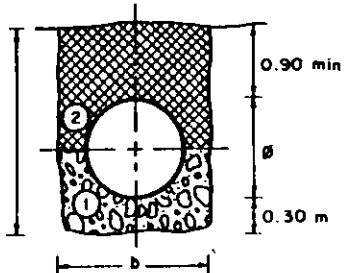
SECCION TIPO DE CANAL



SIMBOLOGIA

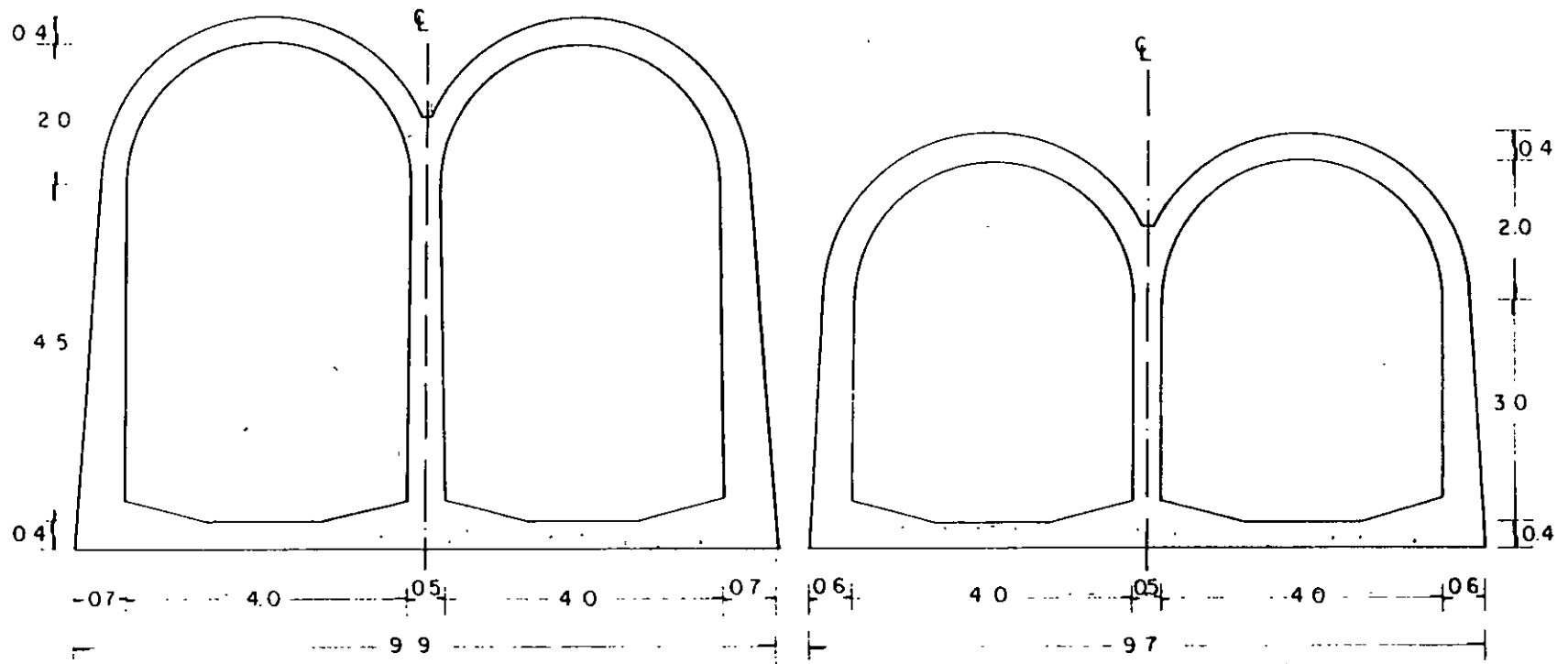
- Canal con rejilla _____
- Canal a cielo abierto _____
- Colector _____
- Tuberías de descarga _____
- Plantas de bombeo ○
- Lindero - · - · -
- Camino peñon tescoco _____
- Camino y bordo perimetral - - - - -
- Via de tren - + - + - + -

- ① CAMA DE TEZONTLE variable
- ② RELLENO DE TEPETATE



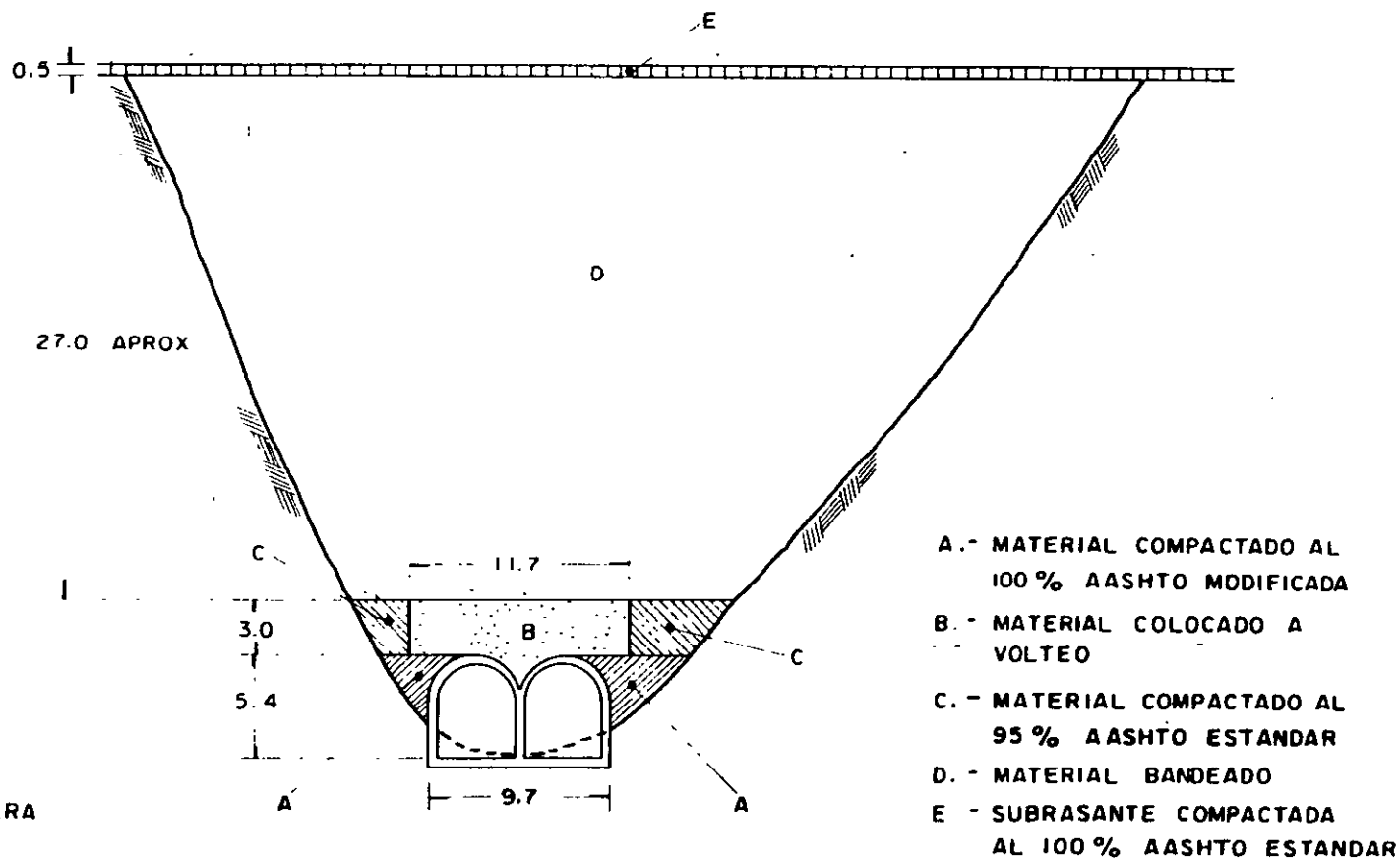
SECCION CONSTRUCTIVA PARA COLECTORES Y TUBERIAS DE DESCARGA

FIG. 28 SISTEMA DE DRENAJE DE LA AMPLIACION DEL AEROPUERTO INTERNACIONAL DE LA CD. DE MEX.



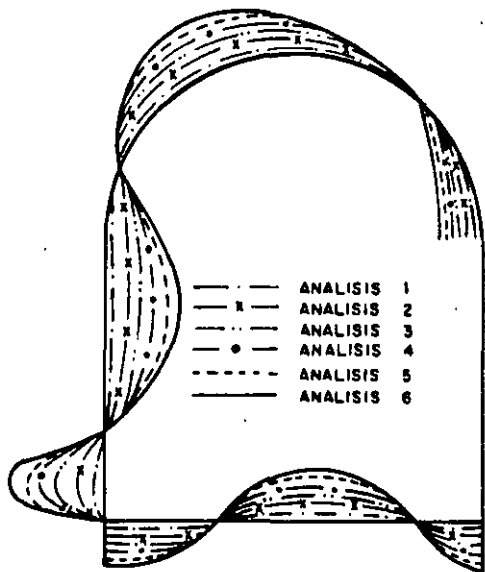
ACOTACIONES EN m.

FIG. 29 GEOMETRIA DE LA ALCANTARILLA LA HUERTA

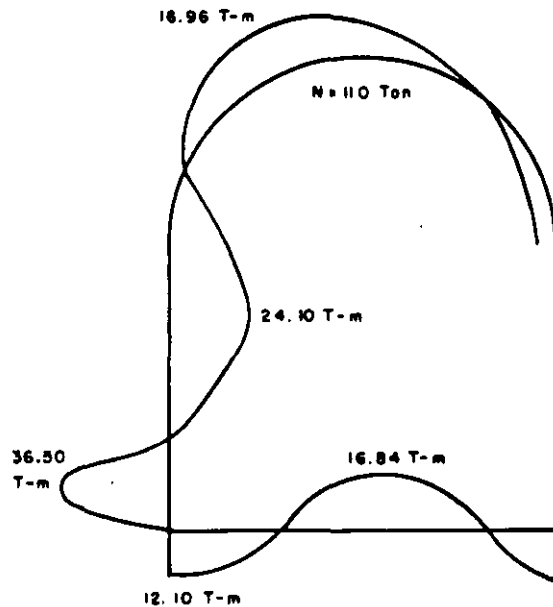


DIBUJO FUERA
DE ESCALA

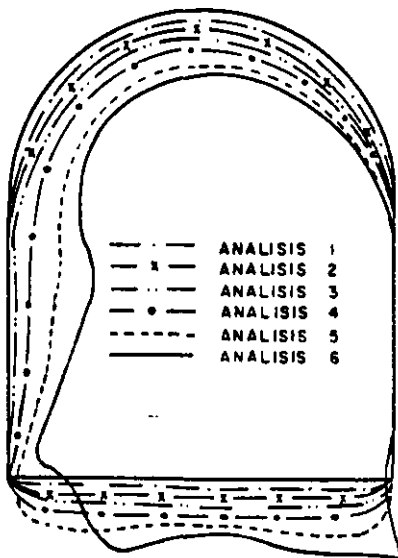
FIG. 30 PROCEDIMIENTO CONSTRUCTIVO DEL TERRAPLEN SOBRE LA
ALCANTARILLA LA HUERTA



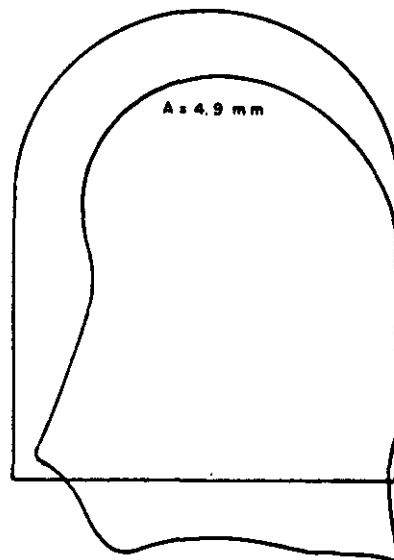
a) DIAGRAMA DE MOMENTOS PARA CADA CONDICION DE ANALISIS



b) DIAGRAMA DE MOMENTOS MAS DESFAVORABLES



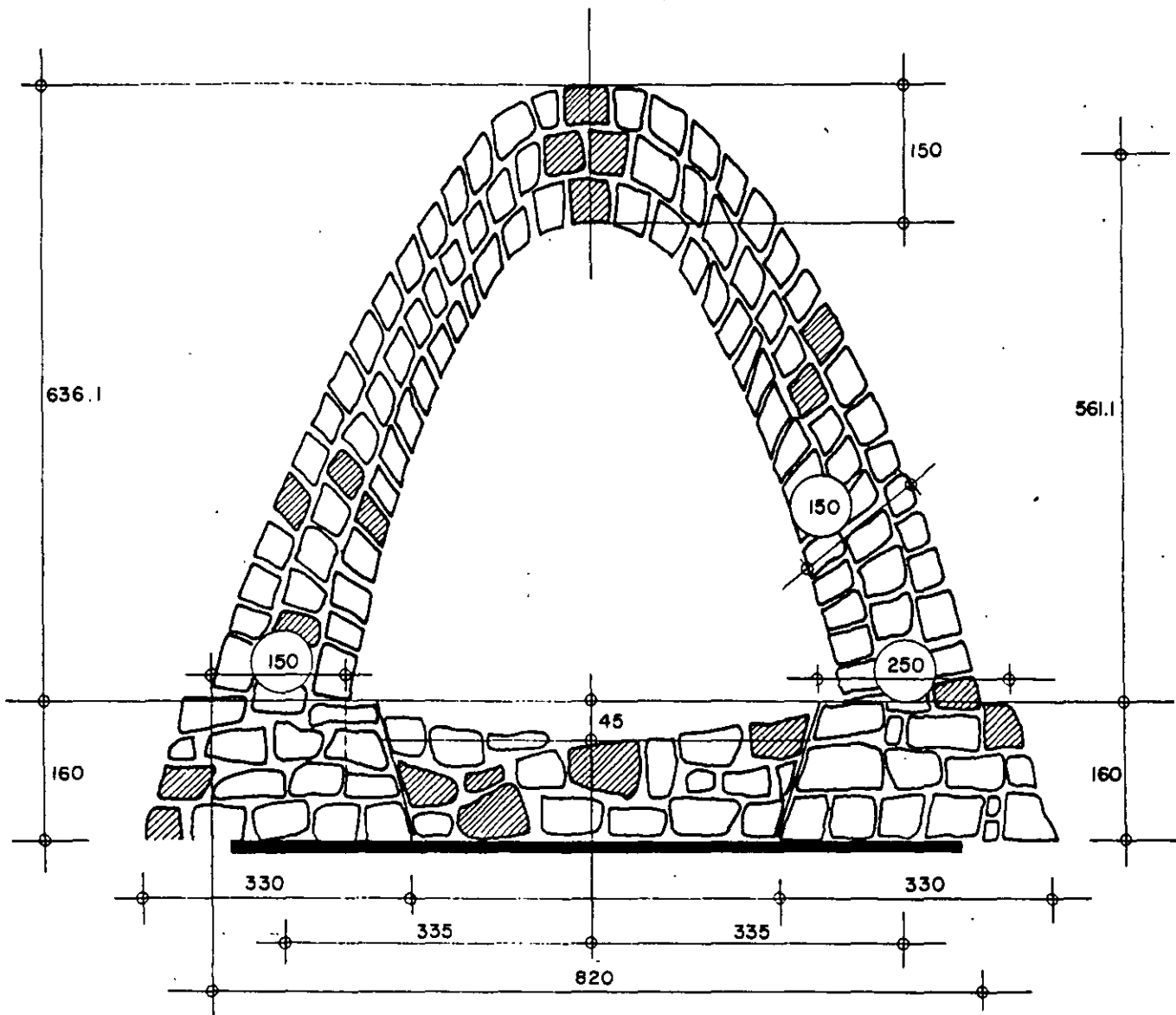
c) DEFORMACIONES PARA CADA CONDICION DE ANALISIS



d) DEFORMACION CORRESPONDIENTE A LA CONDICION MAS DESFAVORABLE

FIG. 31 MOMENTOS Y DEFORMACIONES OBTENIDOS POR EL METODO DEL ELEMENTO FINITO PARA LA ALCANTARILLA LA HUERA

FIG. 32 ALCANTARILLA DE MAMPOSTERIA DEL AEROPUERTO DE BAHIAS DE HUATULCO, OAX.



ELEVACION

NOTACIONES EN CM

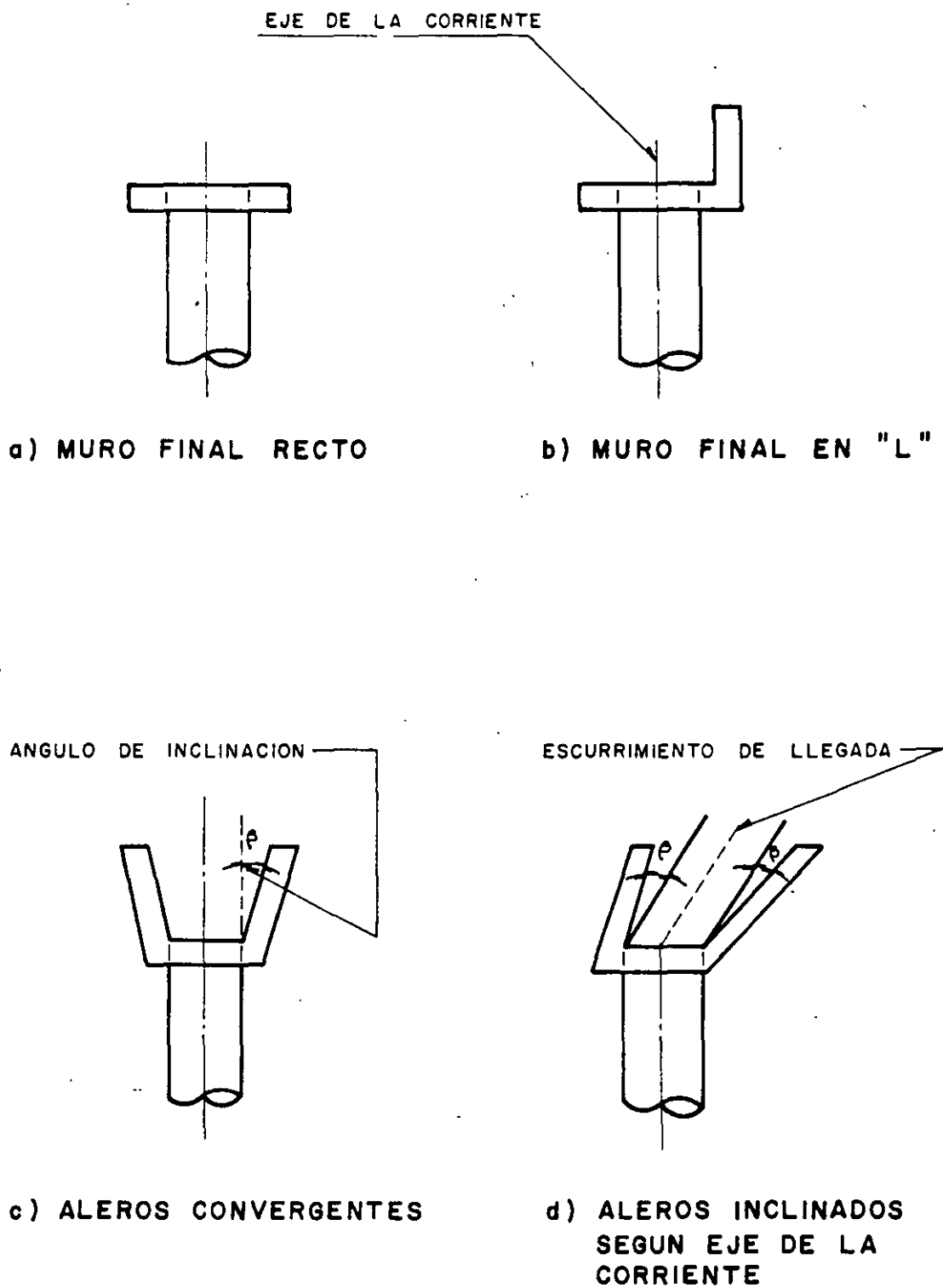
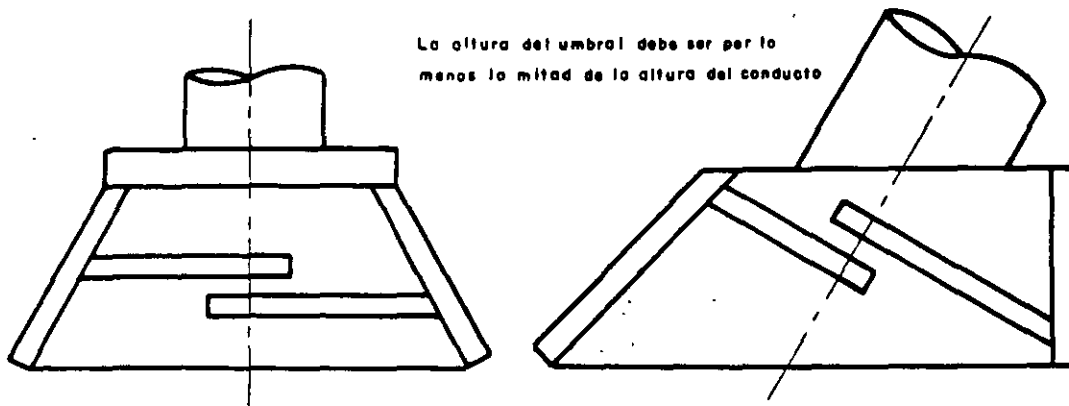
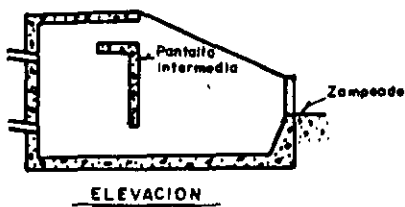


FIG. 33 ESTRUCTURAS DE ENTRADA EN ALCANTARILLAS

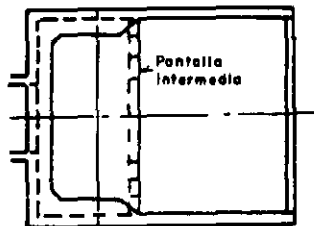


La altura del umbral debe ser por lo menos la mitad de la altura del conducto

a) CON UMBRALES DE FONDO



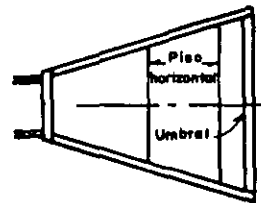
ELEVACION



PLANTA



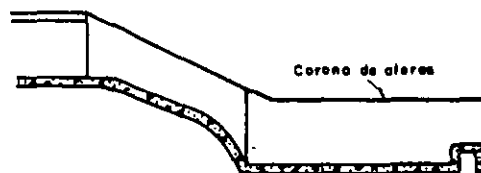
ELEVACION



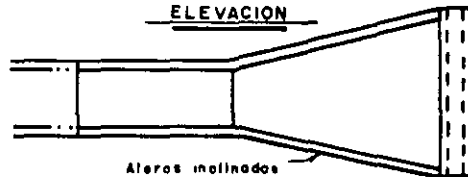
PLANTA

b) TANQUE DE AMORTIGUACION POR IMPACTO

c) TANQUE DE AMORTIGUACION ESTANDAR



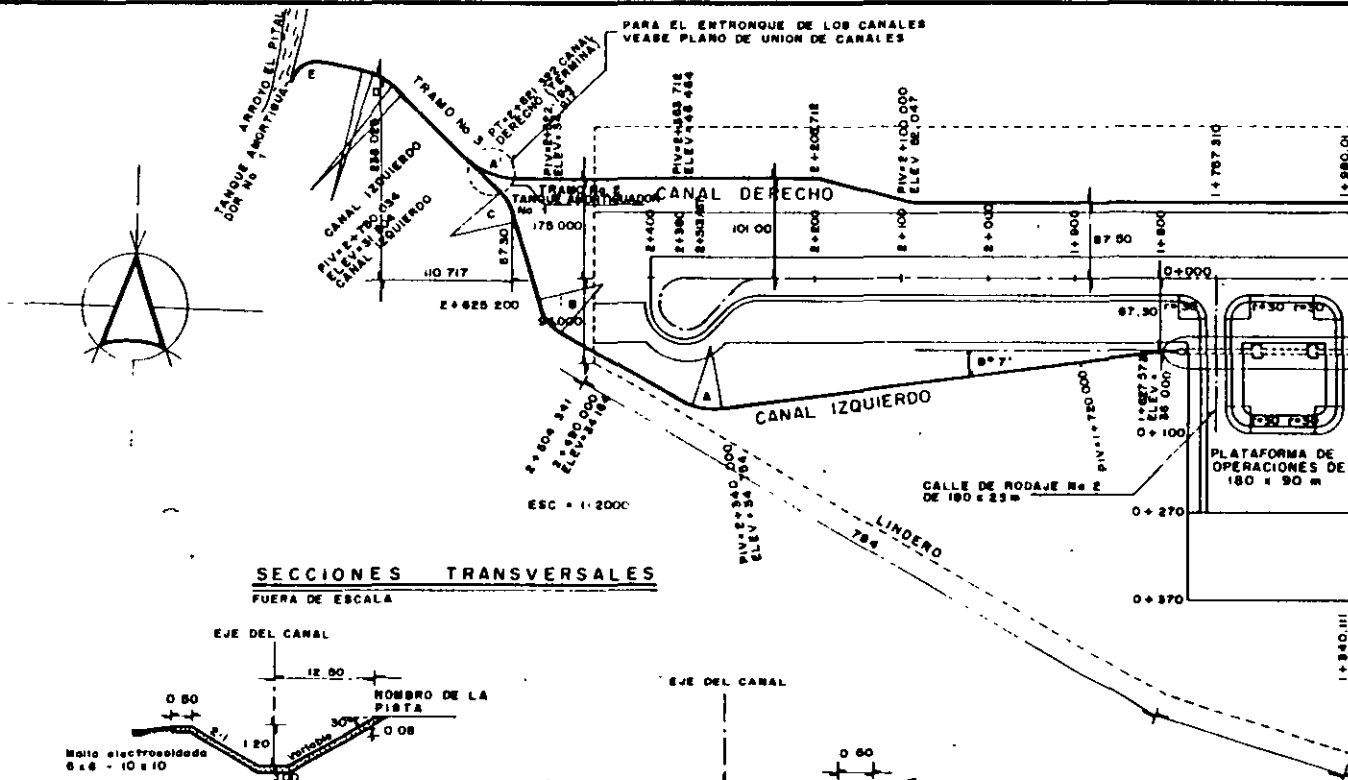
ELEVACION



PLANTA

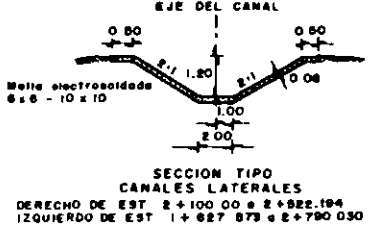
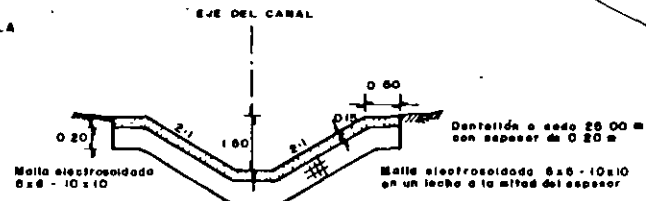
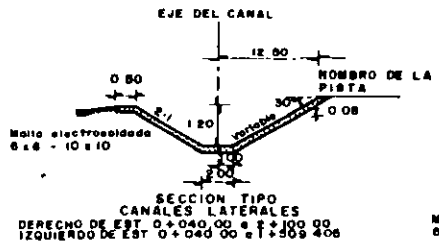
d) DISIPADOR RADIAL DE ENERGIA

FIG. 34 ESTRUCTURAS DE SALIDA CON AMORTIGUAMIENTO



- NOTAS:**
- ESTACIONES, ACOTACIONES Y ELEVACIONES EN M EXCEPTO LAS INDICADAS EN OTRA UNIDAD
 - LA GEOMETRIA FUE TOMADA DEL PLANO No A 0000 PROPORCIONADO POR LA S.C.T.
 - PARA LAS SECCIONES DE LOS CANALES EN LOS TRAMOS NO CONSIDERADOS VER PLANOS DE UNION DE CANALES.
 - LAS MODIFICACIONES INDICADAS EN ESTE PLANO ABARCAN CANAL IZQUIERDO DE LA ESTACION 2+440 A LA 2+750.034 Y DE LA ESTACION 2+833.797 A LA ESTACION 2+102.100 CANAL DERECHO DE LA ESTACION 2+622.194 A LA ESTACION 2+821.322.
 - EL ANGULO DE DEFLEXION DE LA CURVA "E" MODIFICANDOSE A JUICIO DEL INGENIERO RESIDENTE A MANERA DE EVITAR EN LO POSIBLE LA UNION PERPENDICULAR CON EL ARROYO "EL PITAL"

SECCIONES TRANSVERSALES FUERA DE ESCALA



SECCION TIPO CANALES LATERALES DERECHO DE EST 0+040.00 a 2+100.00 IZQUIERDO DE EST 0+040.00 a 2+309.408

SECCION TIPO CANAL LATERAL IZQUIERDO DE EST 2+750.034 a 2+833.797

CANAL	CURVA	GRADOS (Δ)	RADIO (m)	GRADO (θ)	ST (m)	LC (m)	PI	PC	PT
1ZQ	A	32° 24' 51.77"	76.394	15° 00' 00"	24.943	43.219	2+368.461	2+340.517	2+383.737
1ZQ	B	42° 48' 48.77"	76.394	15° 00' 00"	28.923	37.039	2+871.170	2+841.247	2+898.896
1ZQ	C	28° 11' 46.77"	76.394	15° 00' 00"	19.188	37.890	2+717.379	2+698.193	2+735.786
1ZQ	D	6° 15' 12.19"	182.789	7° 30' 00"		14.009		2+893.728	2+907.737
		20° 17' 00"	76.394	15° 00' 00"	18.822	27.044	2+921.319	2+907.737	2+934.841
		45° 16' 00"	182.789	117° 30' 00"		14.008		2+334.841	2+948.841
DR	A'	42° 38' 50"	79.022	14° 30' 04"	31.898	80.101	2+892.818	2+861.221	2+821.822
1ZQ	E	48° 0' 4.44"	12.000	85° 28' 38"	4.871	9.425	3+007.818	3+002.844	3+012.200

FIG. 35 CANALES DEL AEROPUERTO DE PUERTO ESCONDIDO, OAX.

PROPUSO EL JEFE DEL DEPARTAMENTO

Ing. ALFONSO M. ELIZONDO RAMIREZ
VS. Sr. EL SUBDIRECTOR DE PROYECTOS

Ing. HECTOR RODRIGUEZ REQUERO
APROBO DIRECTOR DE OBRA

Ing. LUIS A. MARIN CHAVEZ

SCT SUBSECRETARIA DE INFRAESTRUCTURA
DIRECCION GENERAL DE AEROPUERTOS Y CONSTRUCCION
SUBDIRECCION DE PROYECTOS
DEPARTAMENTO DE PROYECTOS CIVILES
OFICINA DE PROYECTOS GEOMETRICOS
AEROPUERTO DE PUERTO ESCONDIDO, OAXACA
PLANTA GENERAL DE DRENAJE
MEXICO D.F.

ELEVACION EN M

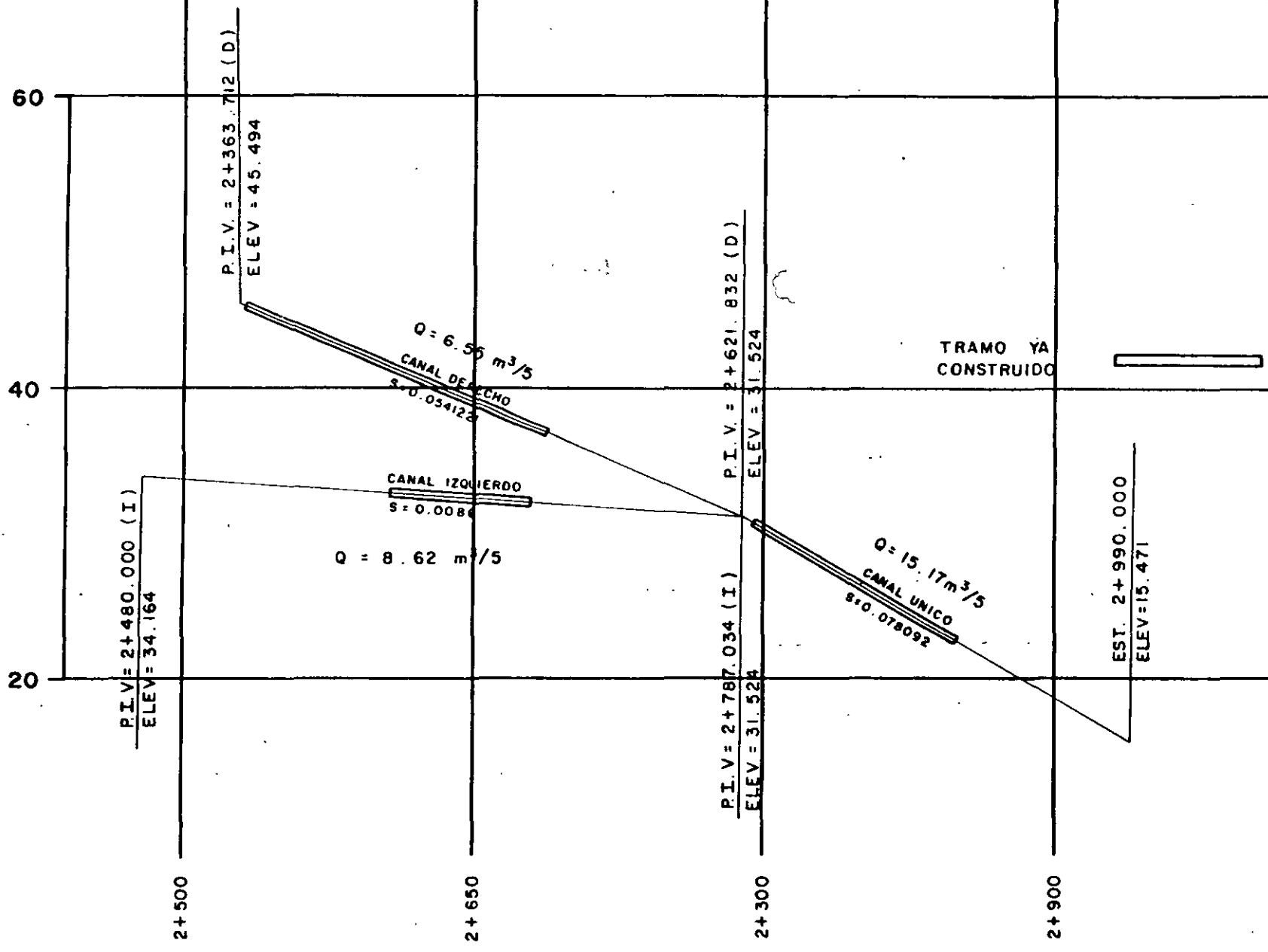
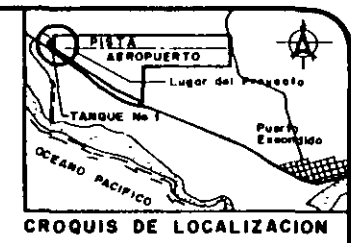


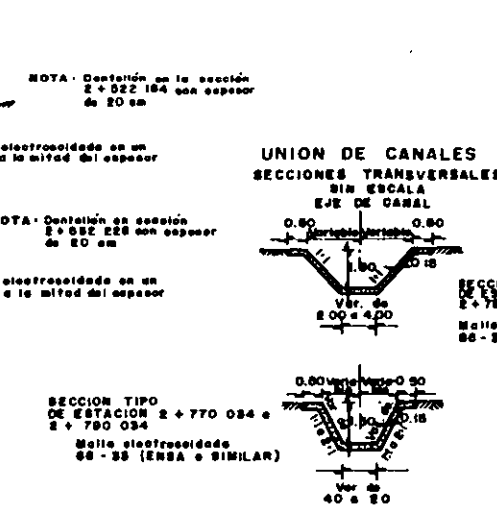
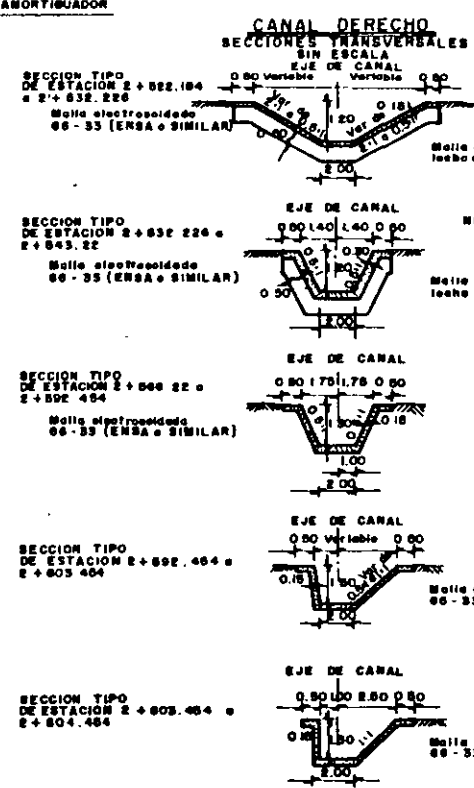
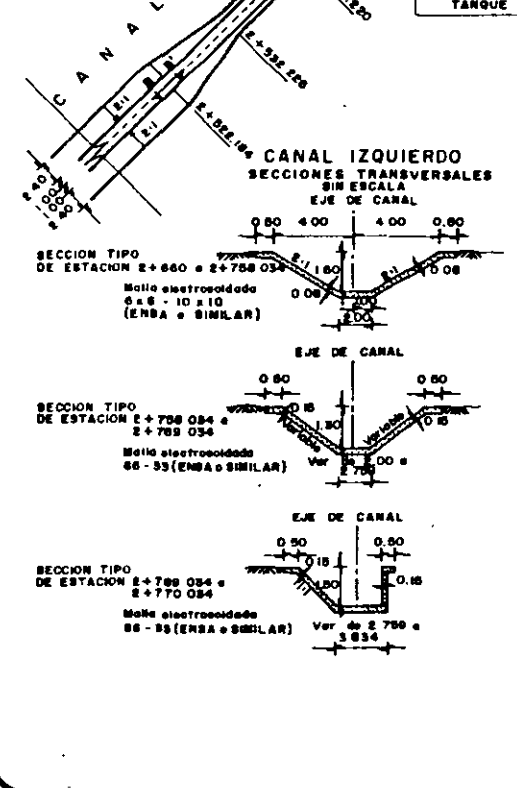
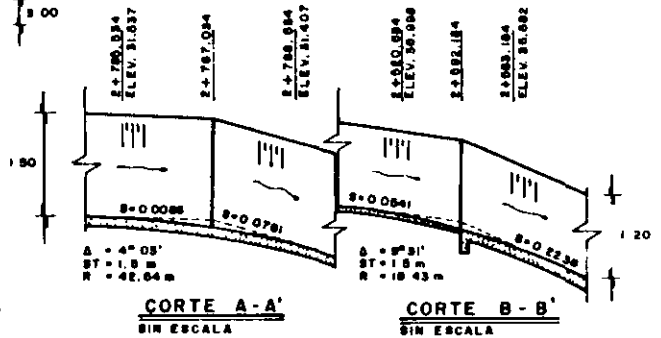
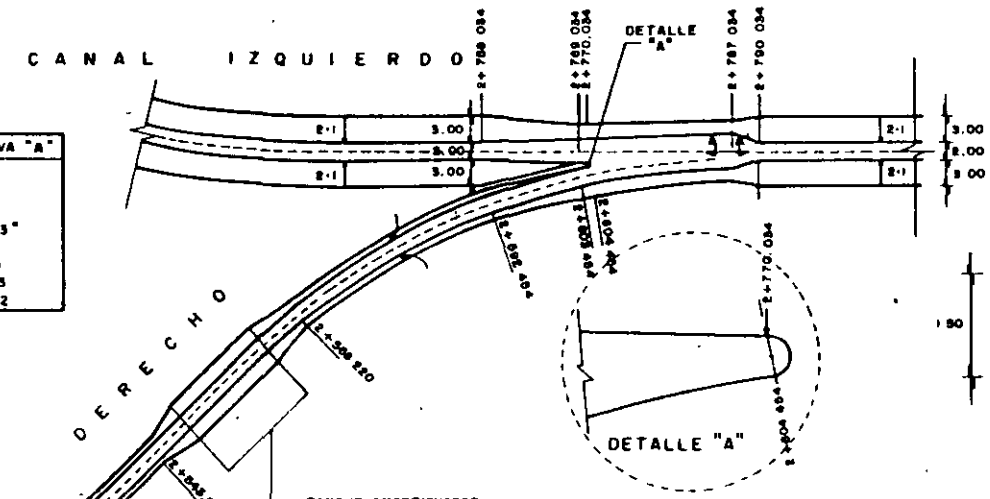
FIG. 36 PERFILES DE LOS CANALES DEL AEROPUERTO DE PUERTO ESCONDIDO, OAX.

FIG. 37 DETALLE DE LA UNION DE LOS CANALES DE AEROPUERTO DE PUERTO ESCONDIDO, OAX.



DATOS DE CURVA "A"

A	= 43° 35'
Lc	= 60.101
ST	= 31.393
G	= 14° 30' 04.3"
R	= 79.022
PC	= 2 + 561.221
PI	= 2 + 592.613
PT	= 2 + 621.322



- NOTAS:**
- 1) TODAS LAS DIMENSIONES Y ELEVACIONES ESTAN ACOTADAS EN M EXCEPTO LAS INDICADAS EN OTRAS UNIDADES.
 - 2) LOS NIVELES ESTAN REFERIDOS A LOS BANCOS EMPLEADOS POR LA S C T.
 - 3) LOS TANQUES SE DESPLANTARAN SOBRE UNA PLANTILLA DE CONCRETO POBRE DE 1'-0" x 30 kg/cm².
 - 4) EL CONCRETO EN LOS TANQUES SERA DE 1'-0" x 300 kg/cm² CON CEMENTO TIPO I MODIFICADO O PUZOLANICO.
 - 5) ADERO DE REPUEZO fy = 4,200 kg/cm².
 - 6) LAS SECCIONES CONSTRUCTIVAS NO INDICADAS EN ESTE PLANO, SE INDICAN EN LOS PLANOS CORRESPONDIENTES.
 - 7) EL RECURRIMIENTO MINIMO DEL ACERO SERA DE 8 cm.

PROPUSO EL JEFE DEL DEPARTAMENTO

Ing. ALFONSO M. ELIZONDO RAMIREZ
V. B. EL SUBDIRECTOR DE PROYECTOS

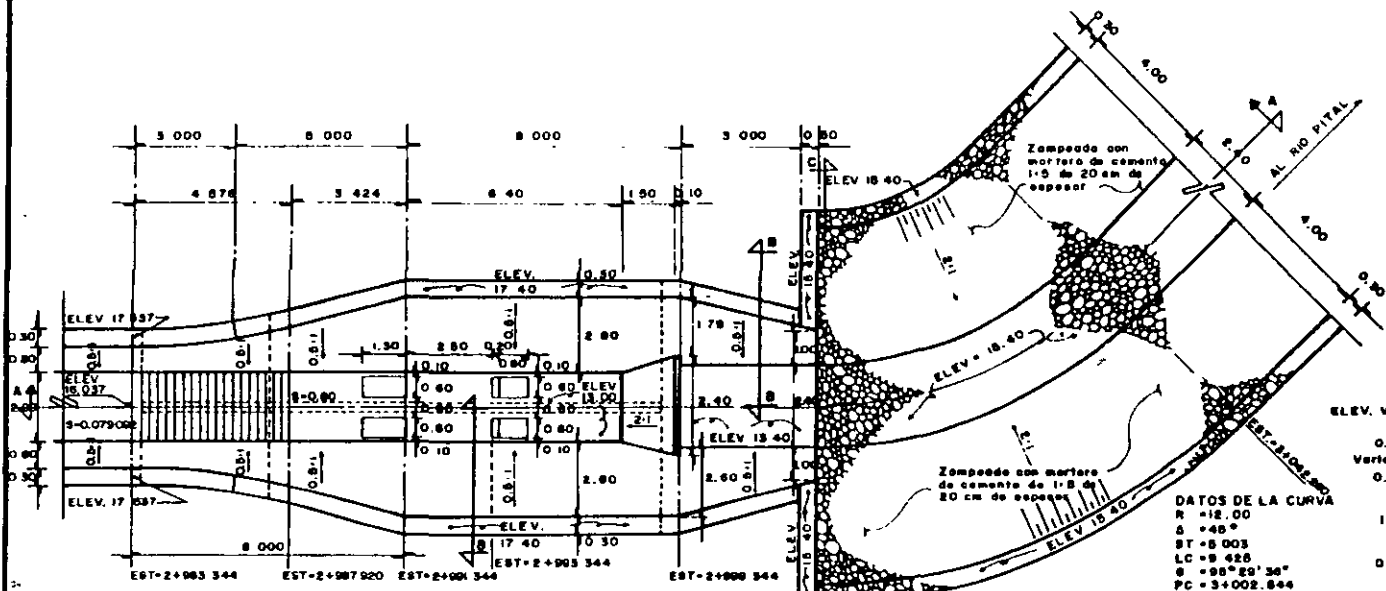
Ing. NECTOR RODRIGUEZ SESUERO
APROBO DIRECTOR DE OBRA

Ing. LUIS A. MARIN CHAVEZ

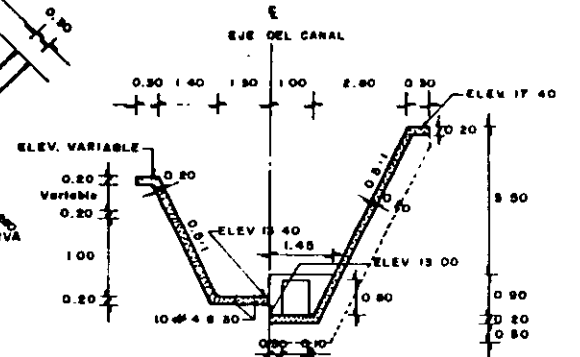
SCT SUBSECRETARIA DE INFRAESTRUCTURA
DIRECCION GENERAL DE AEROPUERTOS
DIRECCION DE PROYECTOS Y CONSTRUCCION
SUBDIRECCION DE PROYECTOS
DEPARTAMENTO DE PROYECTOS CIVILES
OFICINA DE PROYECTOS GEOMETRICOS
AEROPUERTO DE PUERTO ESCONDIDO, OAXACA
UNION DE LOS CANALES LATERALES
MEXICO D.F.



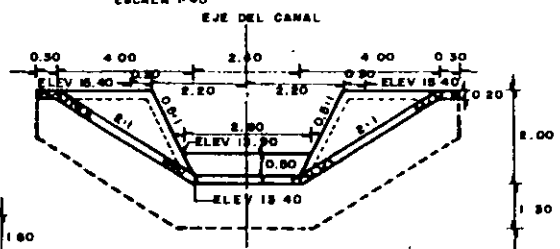
CROQUIS DE LOCALIZACION



TANQUE AMORTIGUADOR No. 2
PLANTA
ESCALA 1:50



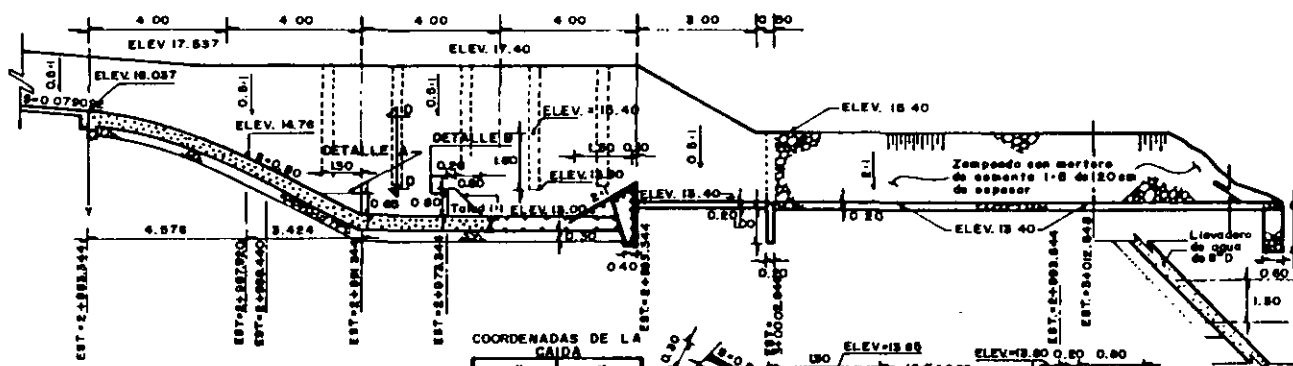
CORTE B-B
ESCALA 1:40



CORTE C-C
ESCALA 1:40



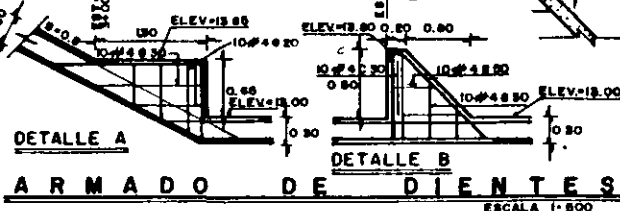
CORTE D-D
SIN ESCALA



PERFIL LONGITUDINAL CORTE A-A
ESC. 1:50

COORDENADAS DE LA CAIDA

X	Y
0	0.081
1.0	0.120
1.5	0.222
2.0	0.343
2.5	0.435
3.0	0.491
3.5	0.548
4.0	1.092
4.5	1.227
4.976	1.328



ARMADO DE DIENTES
ESCALA 1:500

DATOS DE LA CURVA
R = 12.00
Δ = 45°
ST = 5.003
LC = 5.425
S = 95° 29' 36"
PC = 3+002.844
PI = 3+007.558
PT = 3+012.269

PROPUSO EL JEFE DEL DEPARTAMENTO
Ing. ALFONSO M. ELIZONDO RAMIREZ
Vg. Sr. EL SUBDIRECTOR DE PROYECTOS
Ing. HECTOR RODRIGUEZ REBUERO
APROBÓ DIRECTOR DE OBRA
Ing. LUIS A. MARIN CHAVEZ

SCT SUBSECRETARIA DE INFRAESTRUCTURA
DIRECCION DE PROYECTOS Y CONSTRUCCION
SUBDIRECCION DE PROYECTOS DEPARTAMENTO DE PROYECTOS CIVILES
OFICINA DE PROYECTOS GEOMETRICOS
AEROPUERTO DE PUERTO ESCONDIDO, OAXACA
TANQUE AMORTIGUADOR No. 2
PLANTA, CORTES Y DETALLES
MEXICO D.F.

FIG. 38 TANQUE AMORTIGUADOR No. 2 DEL AEROPUERTO DE PUERTO ESCONDIDO, OAX.

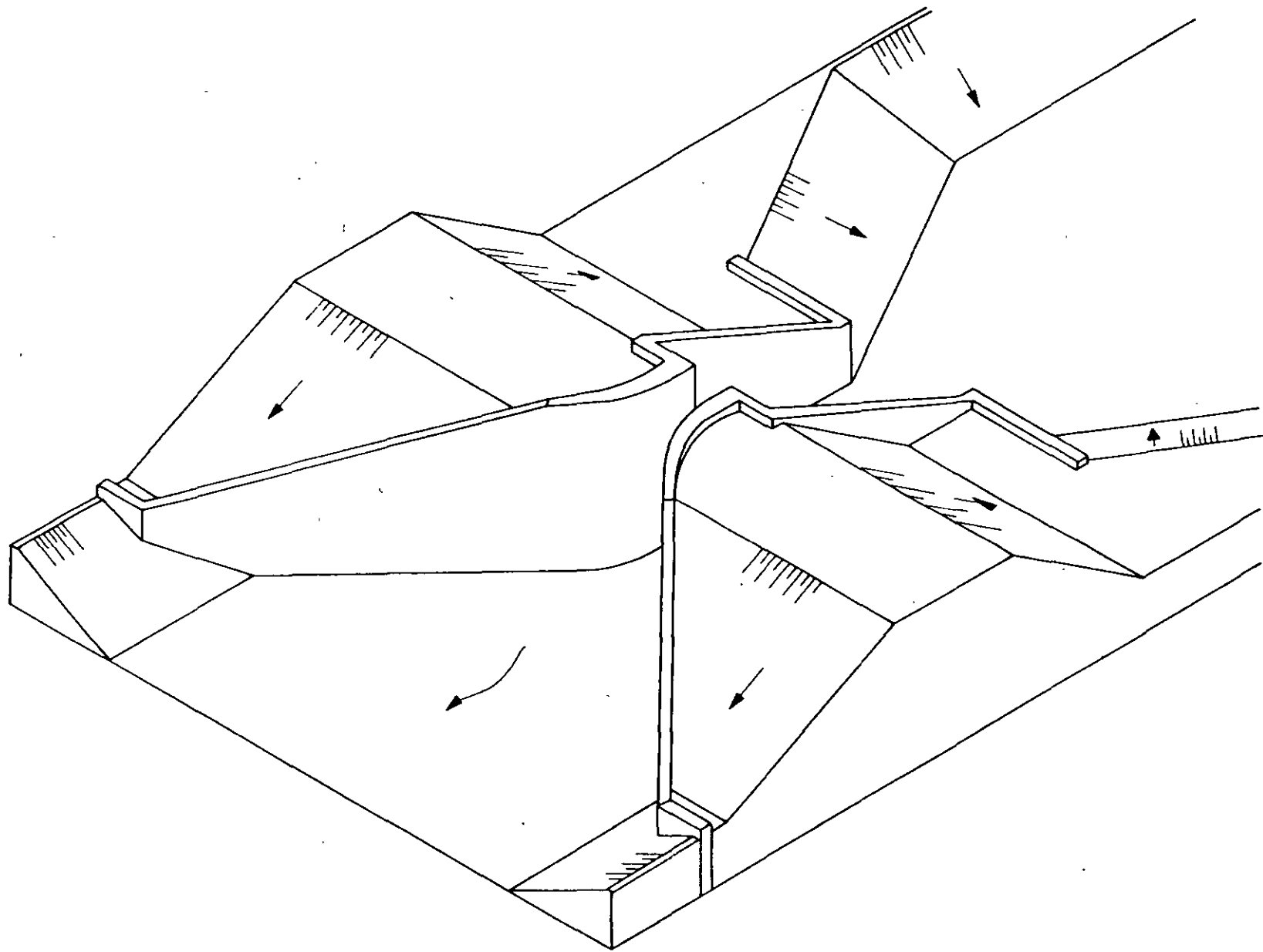
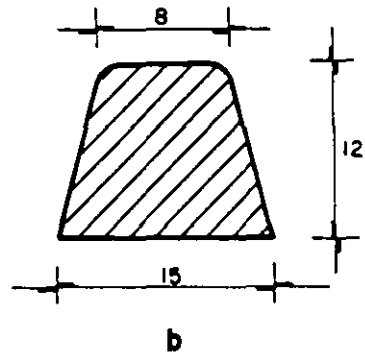
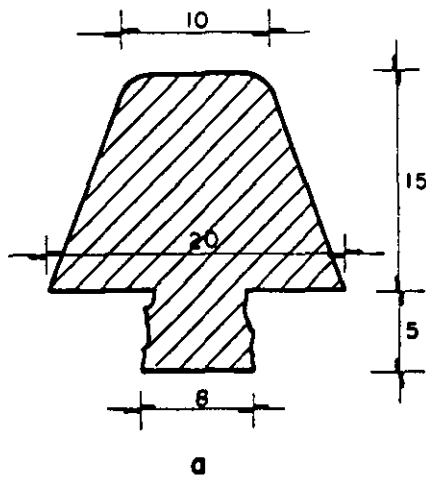
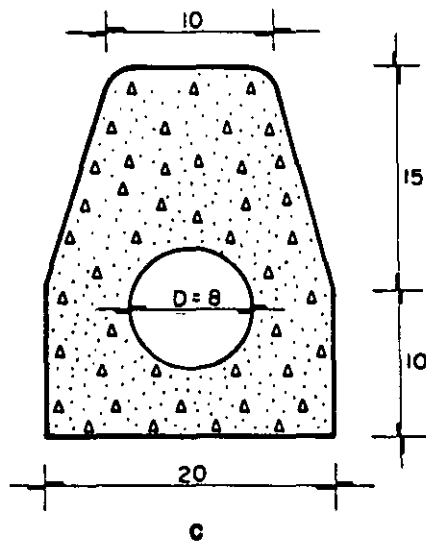


FIG. 39 SECCION DE CONTROL

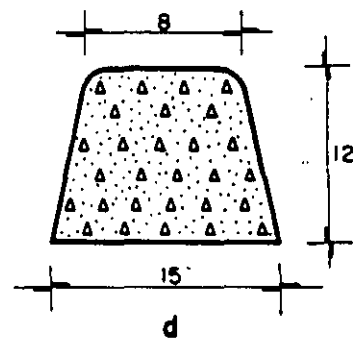


BORDILLO CON ANCLAJE

Bordillos de concreto asfáltico, elaborado con material pétreo de tamaño máximo de 3/4" y cemento asfáltico No. 6 en proporción aproximada de 100 kg/m³ de material pétreo.

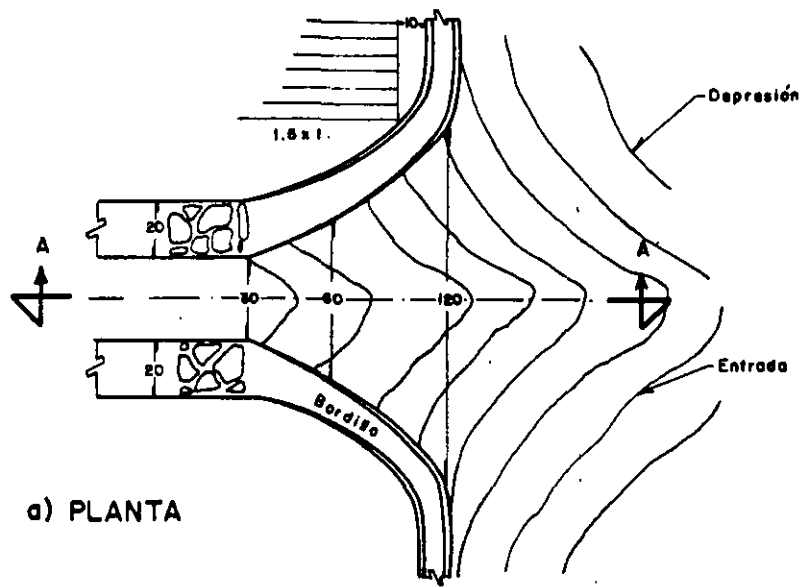


Todas las dimensiones están en centímetros

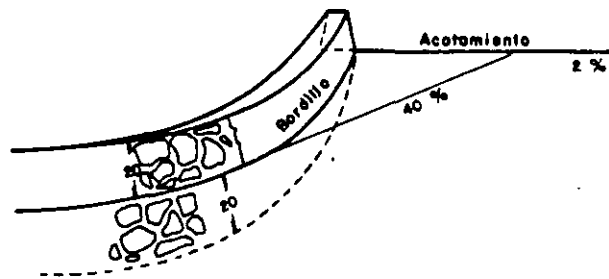


BORDILLOS DE CONCRETO HIDRAULICO, CON $f'c = 150 \text{ km/cm}^2$

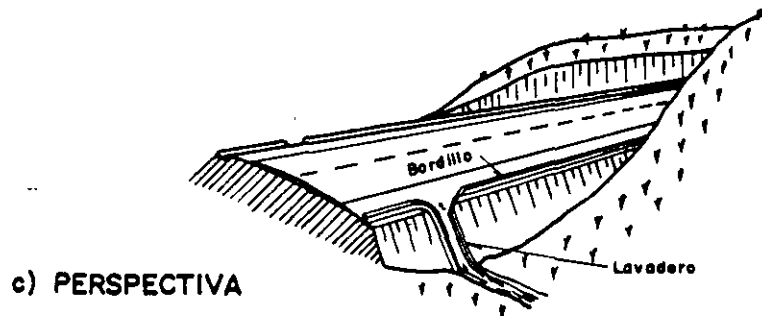
FIG. 40 GEOMETRIA DE LOS BORDILLOS



a) PLANTA

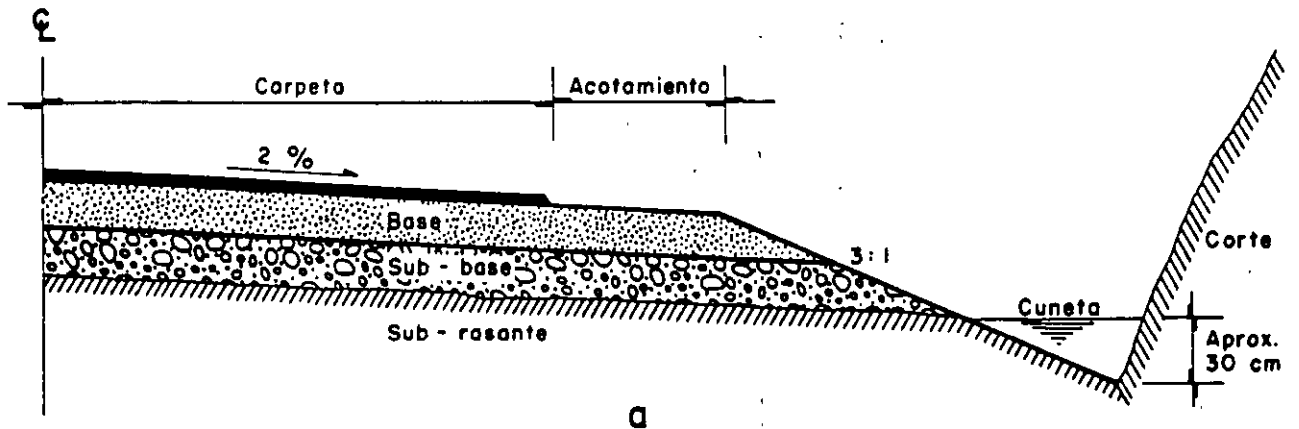


b) CORTE A-A

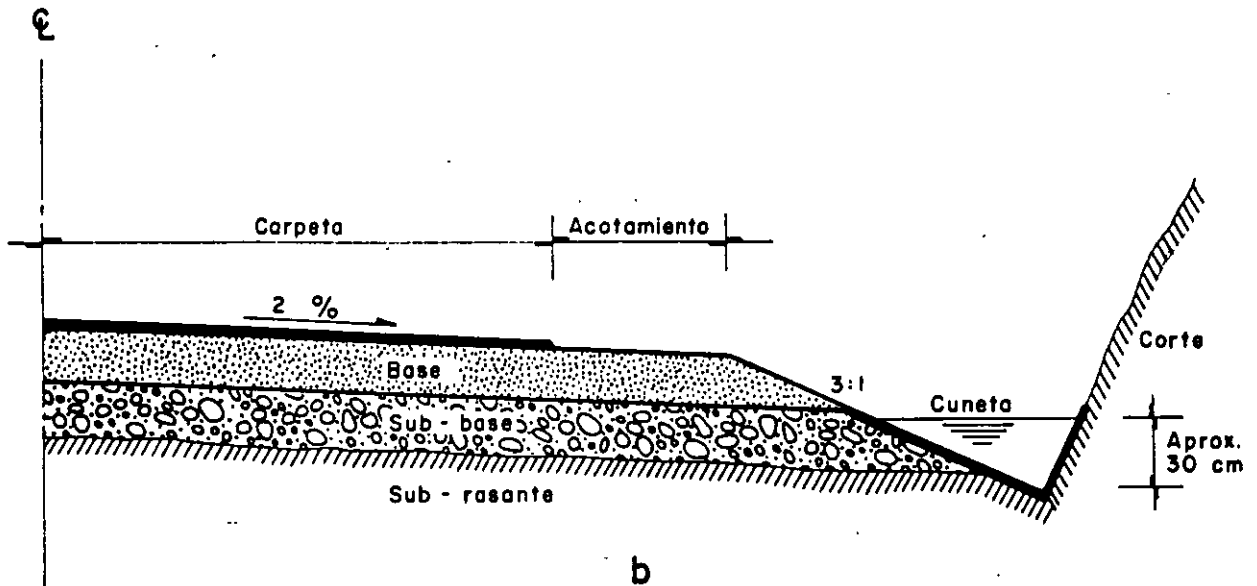


c) PERSPECTIVA

FIG. 41 LAVADERO TIPICO DE MAMPOSTERIA



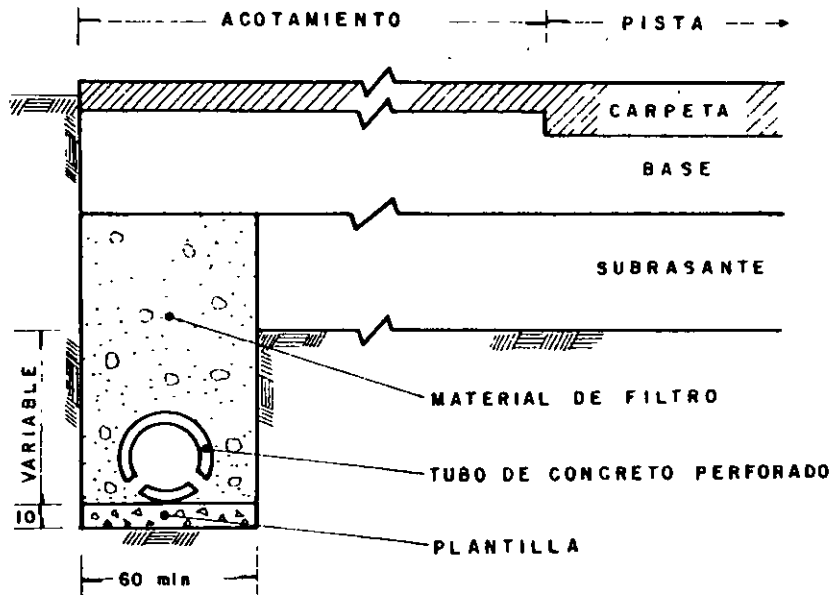
a



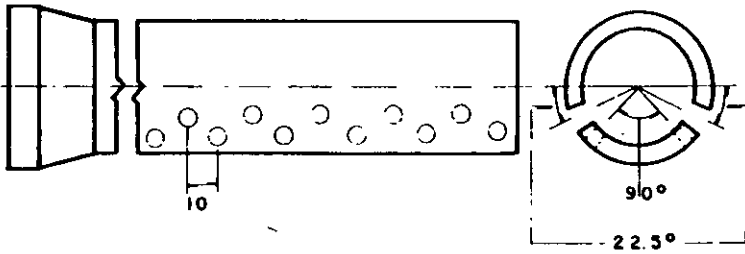
b

FIG. 42 GEOMETRIA Y DISPOSICION DE CUNETAS

SUBDREN

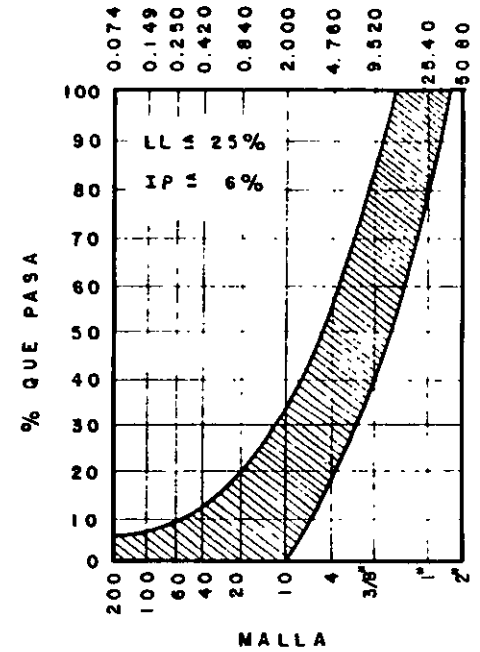


TUBO DE CONCRETO PERFORADO



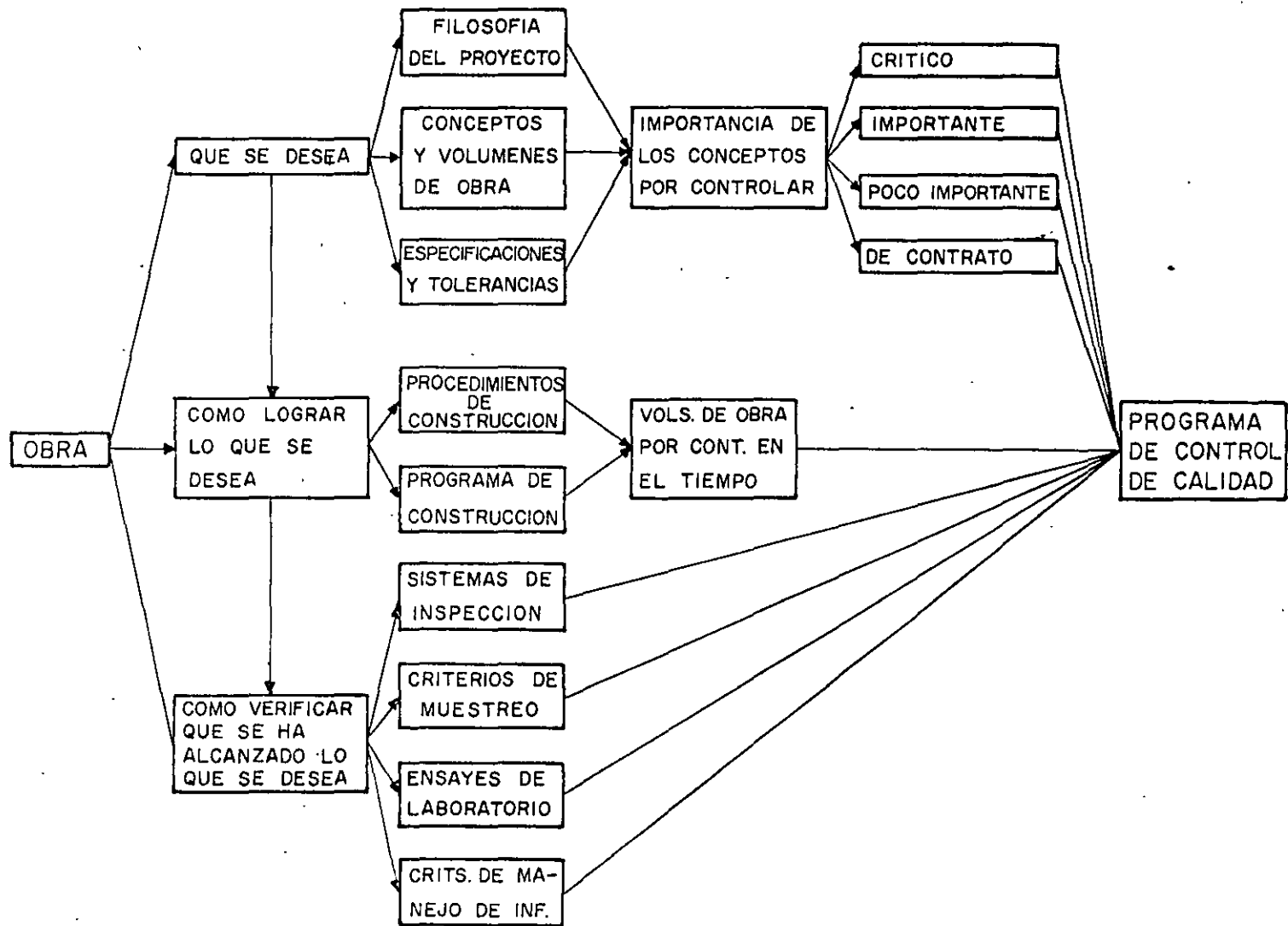
CARACTERISTICAS DE MATERIAL DE FILTRO

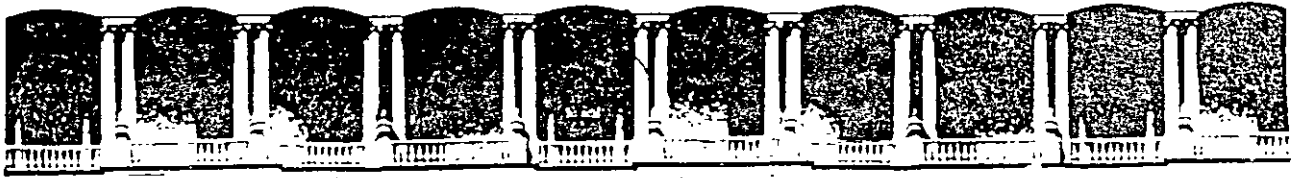
TAMAÑO DE LAS PARTICULAS mm



ACOTACIONES EN cm.

FIG. 43 SUBDREN TIPO





**FACULTAD DE INGENIERIA U.N.A.M.
DIVISION DE EDUCACION CONTINUA**

CURSOS INSTITUCIONALES

XXV CURSO INTERNACIONAL DE INGENIERIA DE AEROPUERTOS

A. S. A.

del 25 de agosto al 24 de octubre de 1997

SERVICIO A LA NAVEGACION AEREA

**Ing. Mario Sardiña Camacho
Palacio de Minería
1997**

CNS/ATM

CNS/ATM, y se vislumbra como la mejor opción para desarrollar el perfil de la navegación aérea que prevalecerá en las primeras décadas del próximo siglo, integrando la tecnología de punta al perfil de servicio potencial del **FACTOR HUMANO**. Entre los objetivos que persigue este plan está la optimización del espacio aéreo, los recursos y servicios, así como la eliminación de restricciones innecesarias al tránsito aéreo, de tal manera que se logre satisfacer el perfil óptimo de los vuelos de los operadores.

COMUNICACIÓN /C.

Las alternativas para mejorar la comunicación se visualizan mediante un amplio uso de diferentes sistemas **HF** y **VHF** para **DATA LINK** y/o la transmisión de voz con técnicas de modulación digital en equipos de **ATN**, **ACARS**, **MODO S**, etc., y de manera redundante la configuración de **SATCOM** en algunas aeronaves. A largo plazo, **CPDLC** se prevé como la comunicación primaria **AT** para envío de mensajes y la comunicación de voz por **VHF** solo se usará para casos prioritarios.

NAVEGACION /N.

El **GNSS** es el concepto único que servirá para integrar todos los sistemas de navegación aérea satelital. Hoy en día ya se tienen disponibles el **GPS** y el **GLONASS**, que juntos duplican la capacidad necesaria; los sistemas que surjan en el futuro deberán adaptarse a los lineamientos recomendados (**SARP's**) por la **OACI**. Se prevé que que estos sistemas reemplazarán a las ayudas convencionales de navegación en todo el mundo, mismas que para el año 2005 ya se habrá iniciado paulatinamente su desmantelamiento, de acuerdo a las consideraciones y necesidades de cada país.

VIGILANCIA /S.

Las alternativas a desarrollar en el futuro para la vigilancia de los vuelos son el **ADS**, **ADS-B**, **MSSR** y **SSR**; los cuales se podrán implantar por sí solos o en combinación. Funciones auxiliares a los sistemas anteriores son las alarmas a bordo (**TCAS**, **GPWS**) y/o en tierra (**MSAW**, **DAIW**, etc.).

ADMINISTRACION DEL TRANSITO AEREO /ATM.

Se fundamenta en el actual sistema **ATS** buscando incrementar su capacidad principalmente por los sistemas automatizados con soporte **CPDLC** y con **AIDC** para la transmisión de datos entre dependencias **ATC**, que absorberán parte de las labores rutinarias del controlador. Esta reducción en su carga de trabajo le permitirá atender un mayor número de aeronaves, aumentando así la capacidad de servicio y, ante todo, garantizar la seguridad de las operaciones. Otros componentes dentro de este concepto son el **ASM** y **ATFM**

La optimización de los **FACTORES HUMANOS**, permitirá satisfacer la creciente demanda de servicio al tráfico aéreo a nivel global mediante una mayor disponibilidad de servicio y aprovechamiento del perfil óptimo de los vuelos a través de rutas directas; maniobras de descenso, aproximación, ascenso y despegue más cortas; reducción de las demoras en vuelo o en tierra, etc. A esta amplia y flexible gama de posibilidades futuras, en las que se podrá seleccionar la velocidad, altitud y la mejor ruta a volar IFR en un momento dado sin la limitante de tener que usar las aerovías, se le ha denominado "**VUELO LIBRE /FREE FLIGHT**", concepto que lleva una trayectoria de colaboración y desarrollo paralela al plan global.

Con el concepto **RNP**, que incluye la capacidad **RNAV**, se pretende identificar los escenarios donde se garanticen ciertos valores de disponibilidad, integridad y precisión del **GNSS**. Este concepto permitirá la reducción de las separaciones y el establecimiento de rutas directas para todas las etapas de vuelo en ruta, áreas terminales y de aproximación; siempre y cuando se instale el equipo adecuado de

navegación y/o de comunicación a bordo de las aeronaves y el emplazado en tierra. La implementación del **RVSM** en la región **NAT** es solo un avance del beneficio **RNP**.

IMPLEMENTACION

Ya que los estados tienen características propias y diferentes necesidades de modernización para mejorar sus sistemas operativos de navegación en las regiones geográficas. Un punto aparte relacionado indirectamente al plan, es la modernización e incremento de la capacidad de los aeropuertos, asunto que es competencia y atención exclusiva de cada estado.

Las etapas en que se podrán manifestar a los operadores los beneficios mencionados, dependerán de las fechas de implementación del plan previsto con renovadas estructuras y capacidades de servicio en el espacio aéreo, estableciendo procedimientos asociados y el equipamiento adecuado requerido a bordo de las aeronaves.

El plan global de la **OACI**, se ha elaborado con fechas de implementación a corto (año 2000), mediano (año 2005) y largo plazo (año 2010), en las cuales se mantendrá una amplia flexibilidad para llevar a cabo los proyectos conforme se vayan obteniendo resultados y experiencia de los diferentes componentes, tal como se puede observar en la implementación del **GPS**.

GPS

Es un sistema que tiene la posibilidad de localizar cualquier vehículo o persona en cualquier parte de la tierra, cuyo impacto será revolucionario en todos los campos del transporte y particularmente en la aviación, por sus características tecnológicas, capacidad, cobertura y bajo costo.

Anteriormente sin GPS, los navegantes relacionaban su posición y sistemas de navegación con las limitaciones inherente a la exactitud, disponibilidad y cobertura de un sistema. El GPS supera con mucho esas limitantes; permite a cualquier usuario con un receptor apropiado determinar instantáneamente su posición con un alto grado de exactitud en cualquier parte del mundo.

El sistema GPS se basa en una constelación de 24 satélites que actúan como puntos de referencia muy precisos situados a 10 900 MN, en órbita geoestacionaria alrededor de la tierra, a una inclinación de 55 grados del ecuador; opera en la banda L del espectro radioeléctrico, con cobertura global y continua para un número ilimitado de usuarios que cuenten con el equipo adecuado; no le afectan los fenómenos meteorológicos, proporciona información de la hora exacta del sistema GPS, velocidad absoluta y posición tridimensional (altitud, latitud y longitud), cuyos datos óptimos para el modelo de la tierra se basan en el Sistema Geodésico Mundial de 1984 (WGS-84).

El espaciamiento entre satélites está diseñado de manera que un mínimo de cinco estén siempre disponibles en la línea de vista del horizonte de un usuario, en cualquier lugar de la tierra; y cada satélite completa una órbita en aproximadamente 12 horas

Los satélites proporcionan dos niveles de servicio que son congruentes con los actuales requisitos de navegación el Servicio de Posicionamiento Normal (SPS) y el Servicio de Posicionamiento Preciso (PPS).

El SPS tiene una exactitud en el plano horizontal de 100 metros en una probabilidad de 95 % de uso y de 300 metros en una probabilidad de 99.72 % de uso; emite un código de adquisición (CA) que contiene información sobre los parámetros de su posición orbital exacta denominada efemérides, la hora del sistema GPS, el error de su reloj, así como la salud y exactitud de los datos del mensaje; de cualquier manera el GPS tiene mayor precisión que un VOR. El PPS es más exacto, pero está limitado

TERMINOS CNS/ATM

ACARS	sistema de comunicación y reporte dirigidos de la aeronave (aircraft communication, addressing and reporting system)
ADS	vigilancia dependiente automática (automatic dependent system)
ADS-B	vigilancia dependiente automática por rastreo (automatic dependent system broadcast)
AFTM	organización de la afluencia del tránsito aéreo (air flow traffic management)
AIDC	intercomunicación de datos entre dependencias ATS (air traffic services inter-facility data communications)
ASM	administración del espacio aéreo (air space management)
ATN	red de telecomunicaciones aeronáuticas (aeronautical telecommunications network)
ATM	administración /gestión del tránsito aéreo (air traffic management)
CNS	comunicación, navegación, vigilancia (communication, navigation, surveillance)
CPDLC	comunicación piloto - controlador por enlace de datos (controller pilot data link communication)
DL	enlace de datos (data link)
FANS	sistema de navegación aérea del futuro (future air navigation system)
GEO	satélite geostacionario (geostationary satellite)
GES	estación terrena (ground earth station)
GNSS	sistema mundial de navegación por satélite (global navigation satellite system)
GPWS	sistema de alerta de proximidad al terreno (ground proximity warning system)
GLONASS	sistema orbital de navegación mundial por satélite (global orbital navigation satellite system)
GPS	sistema mundial de determinación de la posición (global positioning system)
LAAS	sistema de aumentación de área local (local area augmentation system)
MOPS	normas de performance operacional mínima (minimum operational performance standards)
MSSR	sistema radar secundario monopulso (monopulse secondary surveillance radar)
PDC	autorización previa a la salida (predeparture clearance)
RNP	performance de navegación requerida (required navigation performance)
RVSM	reducción de la separación vertical mínima (reduction vertical separation minimum)
SARP	normas y recomendaciones de práctica operacional (standard and recommended practices)
SATCOM	comunicación por satélite (satellite communication)
SATNAV	navegación por satélite (satellite navigation)
WAAS	sistema de aumentación de amplia área (wide area augmentation system)
WMS	estación maestra waas (wide area master station)
WRS	estación de referencia waas (wide reference station)



**FACULTAD DE INGENIERIA U.N.A.M.
DIVISION DE EDUCACION CONTINUA**

CURSOS INSTITUCIONALES

**XXV CURSO INTERNACIONAL DE INGENIERIA DE AEROPUERTOS
AEROPUERTOS Y SERVICIOS AUXILARES**

MATERIAL DIDACTICO

**MEXICO, D.F.
PALACIO DE MINERIA**

1 9 9 7

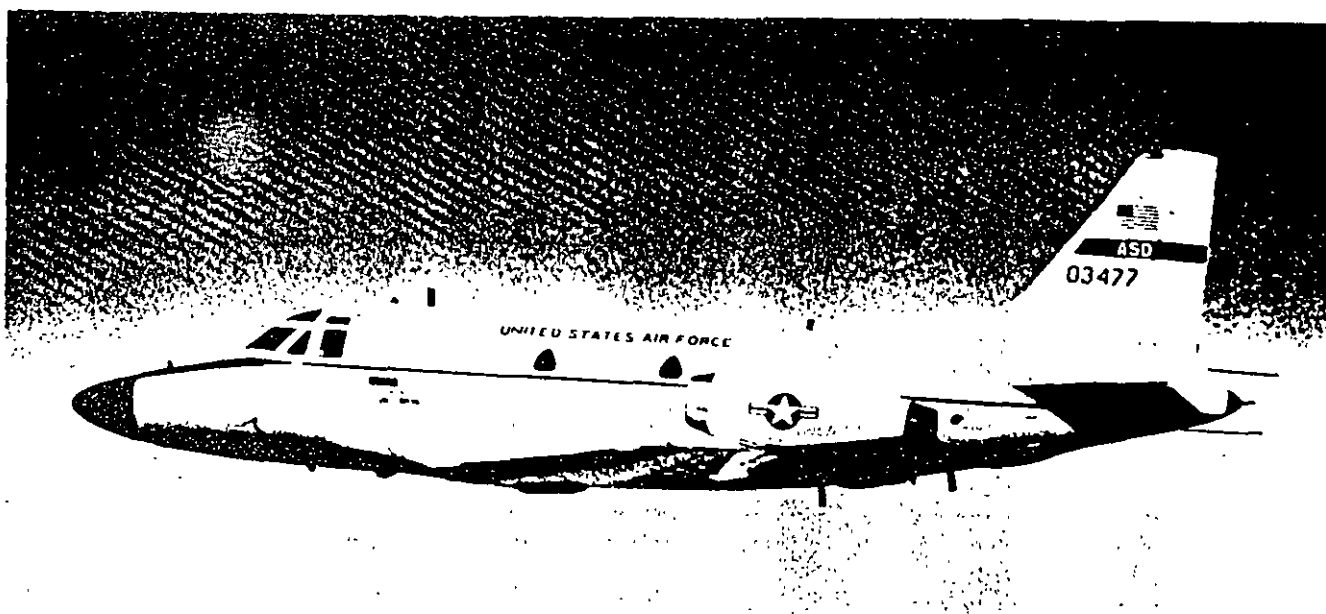
TO 1T-39A-1

FLIGHT MANUAL

USAF SERIES

T-39A/B

AIRCRAFT



THIS PUBLICATION SUPERSEDES TO 1T-39A-SS-11 DATED 17 FEBRUARY 1989.

Commanders are responsible for bringing this publication to the attention of all personnel cleared for operation of subject aircraft.

DISTRIBUTION STATEMENT - Distribution authorized to US Government agencies only for administrative or operational use (3 July 1989). Other requests for this document shall be referred to Sacramento ALC/TILBE, McClellan AFB CA 95652-5990.

HANDLING AND DESTRUCTION NOTICE - Handle in compliance with distribution statement and destroy by any method that will prevent disclosure of the contents or reconstruction of the document.

Published under authority of the Secretary of the Air Force

23 JANUARY 1984
CHANGE 5 - 3 JULY 1989

LIST OF EFFECTIVE PAGES

NOTE: The portion of the text affected by the changes is indicated by a vertical line in the outer margins of the page. Changes to illustrations are indicated by miniature printing hands. Changes to wiring diagrams are indicated by shaded areas.

Dates of issue for original and changed pages are:

Original..... 0 23 Jan 84 Change..... 3 14 Mar 85
 Change..... 1 20 Aug 84 Change..... 4 4 Jan 88
 Change..... 2 2 Nov 84 Change..... 5 3 July 1989

TOTAL NUMBER OF PAGES IN THIS PUBLICATION IS 386, CONSISTING OF THE FOLLOWING:

Page No.	*Change No.	Page No.	*Change No.	Page No.	*Change No.
Title	5	2-3	2	5-16 - 5-17	0
A	5	2-4	0	5-18 Blank	0
i - iv	0	2-5 - 2-6	4	6-1 - 6-4	0
v	1	2-6A Added	4	7-1 - 7-14	0
vi	0	2-6B Blank	4	A-1	0
1-1 - 1-5	0	2-7 - 2-8	4	A-2 Blank	0
1-6 - 1-9	4	2-9	0	A1-1 - A1-10	0
1-10 - 1-13	0	2-10 - 2-11	4	A2-1 - A2-15	0
1-14	4	2-12 - 2-18	0	A2-16 Blank	0
1-15 - 1-29	0	2-19	1	A3-1 - A3-8	0
1-30 - 1-32	4	2-20 - 2-23	0	A4-1 - A4-5	0
1-32A Blank	5	2-24	4	A4-6 - A4-7	3
1-32B Added	5	2-24A Added	4	A4-8	0
1-33 - 1-35	4	2-24B Blank	4	A4-9	4
1-36	0	2-25 - 2-28	0	A4-10	3
1-36A Added	4	2-29 - 2-30	4	A4-11 - A4-19	0
1-36B Blank	4	2-31	0	A4-20 Blank	0
1-37 - 1-43	0	2-32 - 2-34	4	A5-1 - A5-3	0
1-44	4	2-34A Added	4	A5-4 Blank	0
1-45 - 1-46	0	2-34B Blank	4	A6-1	0
1-47	4	2-35	1	A6-2 - A6-3	4
1-48 - 1-73	0	2-36	4	A6-4 Blank	4
1-74	4	2-37 - 2-38	0	A7-1 - A7-5	0
1-74A - 1-74B Added	4	3-1	4	A7-6 Blank	0
1-75 - 1-82	0	3-2 - 3-10	0	X-1	0
1-83 - 1-86	4	3-11	4	X-2	4
1-87 - 1-88	0	3-12 - 3-17	0	X-3	0
1-89 - 1-90	4	3-18 - 3-19	4	X-4	4
1-91 - 1-97	0	3-20 - 3-23	0	X-5 - X-12	0
1-98	1	3-24	5		
1-99	0	3-25 - 3-28	0		
1-100	2	3-29 - 3-30	2		
1-101 - 1-120	0	3-31 - 3-38	0		
1-121 - 1-122	4	3-39	4		
1-122A - 1-122G Added	4	3-40 - 3-41	0		
1-122H Blank	4	3-42 Blank	0		
1-123 - 1-127	4	4-1	0		
1-128 - 1-156	0	4-2 Blank	0		
2-1	0	5-1 - 5-9	0		
2-2	4	5-10 - 5-13	3		
2-2A Added	4	5-14	0		
2-2B Blank	4	5-15	3		

*Zero in this column indicates an original page

STATUS PAGE

This page contains a listing of the Aircrew Flight Manual and related Supplements and Checklists current on the date of this publication. Changes or revisions in production are shown in parentheses.

AIRCREW FLIGHT MANUAL	DATE	CHANGE NO. AND DATE
TO 1T-39-1	23 Jan 84	5 - 3 Jul 89
FLIGHT CREW CHECKLISTS	DATE	CHANGE NO. AND DATE
TO 1T-39-1CL-1	23 Jan 84	4 - 3 Jul 89
SAFETY AND OPERATIONAL SUPPLEMENTS	DATE	SHORT TITLE

SAFETY SUPPLEMENT

FLIGHT MANUAL

USAF SERIES

T-39A/B AIRCRAFT

THIS PUBLICATION SUPPLEMENTS TO 1T-39A-1 DATED 23 JANUARY 1984.

DISTRIBUTION STATEMENT B. - Distribution authorized to US Government agencies only for administrative or operational use (1 October 1992). Other requests for this document shall be referred to Sacramento ALC/TILBE, 3200 Peacekeeper Way, Suite 1, McClellan AFB, CA 95652-1026.

HANDLING AND DESTRUCTION NOTICE - Handle in compliance with distribution statement and destroy by any method that will prevent disclosure of the contents or reconstruction of the document.

COMMANDERS ARE RESPONSIBLE FOR BRINGING THIS SUPPLEMENT TO THE ATTENTION OF ALL AFFECTED AF PERSONNEL.

PUBLISHED UNDER AUTHORITY OF THE SECRETARY OF THE AIR FORCE

1 OCTOBER 1992

NOTICE TO AIRCREWS

Write the number of this supplement alongside the changed portion of the flight manual.

1. PURPOSE.

To add a warning concerning fuel availability in flight.

2. INSTRUCTIONS.

On Page 1-30, under the title "Fuel Availability During Flight", add a second bullet to the "WARNING" to read as follows:

If the airplane is flown in a flat turn (High Slip Angles) using greater than 10-12 degrees of rudder for extended periods, fuel may be trapped in the outboard segment of the wing tank of the forward wing. Consequently, the fuel boost pump may become uncovered, cavitate, and the engine may flame out under this flight condition, even though the fuel quantity gauges show a usable supply of fuel remaining in tanks.

THE END

1/(2 Blank)

STATUS PAGE

This page is published with each formal Safety and Operational Supplement for Aircrew Flight Manuals Program publications. It contains a list of the affected Aircrew Flight Manual and related Supplements and Checklists current on the date of this publication. Changes or revisions in production are shown in parentheses.

AIRCREW FLIGHT MANUAL	DATE	CHANGE NO. AND DATE
TO 1T-39A-1	23 Jan 84	5 - 3 Jul 89

AIRCREW CHECKLISTS	DATE	CHANGE NO. AND DATE
TO 1T-39A-1CL-1	23 Jan 84	4 - 3 Jul 89

CURRENT SAFETY AND OPERATIONAL SUPPLEMENTS

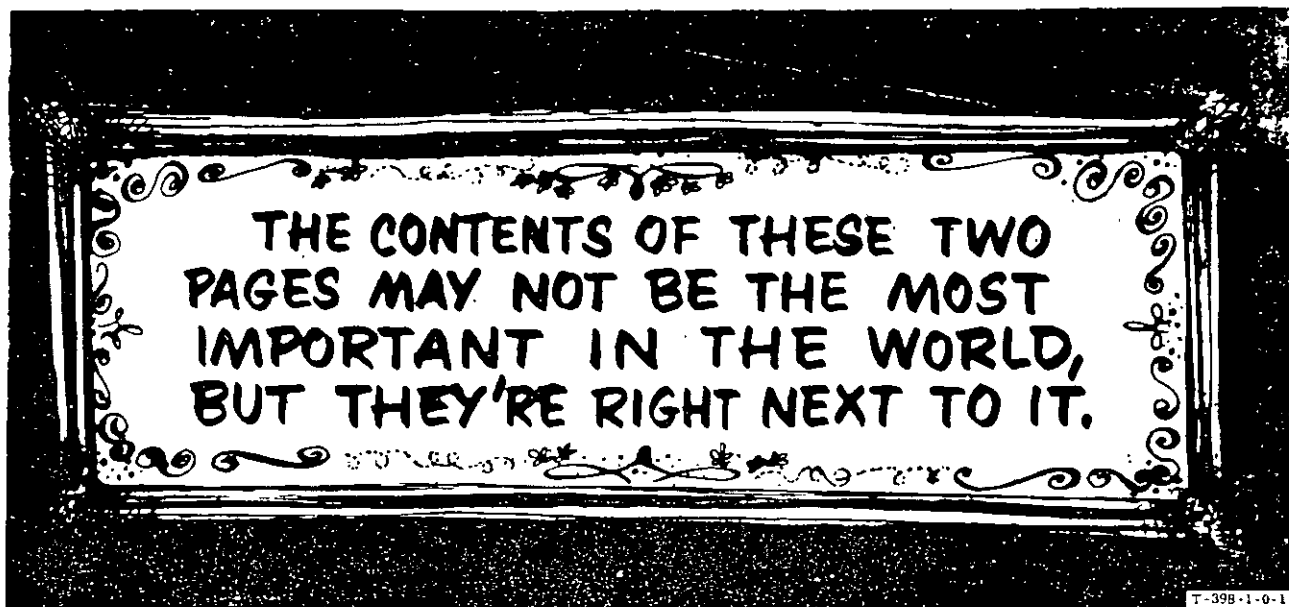
NUMBER	DATE	SHORT TITLE
SS-12	1 Oct 92	Fuel Warning in Flight

REPLACED/RESCINDED SUPPLEMENTS	DATE	DISPOSITION
--------------------------------	------	-------------

None


TABLE OF CONTENTS

<i>Section</i>	I	DESCRIPTION & OPERATION	1-1
<i>Section</i>	II	NORMAL PROCEDURES	2-1
<i>Section</i>	III	EMERGENCY PROCEDURES	3-1
<i>Section</i>	IV	CREW DUTIES (Not applicable)	4-1
<i>Section</i>	V	OPERATING LIMITATIONS	5-1
<i>Section</i>	VI	FLIGHT CHARACTERISTICS	6-1
<i>Section</i>	VII	ALL-WEATHER OPERATION	7-1
<i>Appendix</i>	I	PERFORMANCE DATA	A-1
<i>Alphabetical Index</i>			X-1



SCOPE

This manual contains the necessary information for safe and efficient operation of the T-39A and the T-39B airplanes. These instructions provide you with a general knowledge of the airplanes, their characteristics, and specific normal and emergency operating procedures. Your flying experience is recognized, and therefore, basic flight principles are avoided.

SOUND JUDGMENT

This manual provides the best possible operating instructions under most circumstances, but it is not a substitute for sound judgment. Multiple emergencies, adverse weather, terrain, etc., may require modifications of the procedures.

PERMISSIBLE OPERATIONS

The Flight Manual takes a positive approach and normally states only what you can do. Unusual operations or configurations (such as asymmetrical loading) are prohibited unless specifically covered herein. Clearance must be obtained from the Major Command before any questionable operation is attempted which is not specifically permitted in this manual.

HOW TO BE ASSURED OF HAVING LATEST DATA

Refer to TO 0-1-1-5, which lists all current Flight Manuals, Safety Supplements, Operational Supplements, and Checklists. Its frequency of issue and brevity ensures an accurate, up-to-date listing of these publications.

STANDARDIZATION AND ARRANGEMENT

Standardization assures that the scope and arrangement of all Flight Manuals are identical. The manual is divided into 8 fairly independent sections to simplify reading it straight through or using it as a reference manual. The first three sections must be read thoroughly and fully understood before attempting to fly the airplane. The remaining sections provide important information for safe and efficient mission accomplishment.

In this manual, material common to both T-39A and T-39B airplanes is not preceded by any effectivity statement or symbol.

Paragraphs peculiar to T-39A or T-39B airplanes are preceded by "ON T-39A AIRPLANES" or "ON T-39B AIRPLANES" respectively. Only affected material is included in paragraphs so identified.

In Warnings, Cautions, and Notes, when the effectivity appears at the beginning, the entire Warning, Caution, or Note is affected. When common material is included with T-39A/B peculiar material, the common material is present first without an effectivity, then peculiar material is presented separately, following the applicable effectivity.

When all material under a heading is peculiar to T-39A or T-39B airplanes, the effectivity "(T-39A ONLY)" or "(T-39B ONLY)" is included as part of the heading.

In procedures, steps peculiar to the T-39A or T-39B are preceded by **A** or **B**, respectively, on a black background. In addition, when an entire procedure is peculiar to a T-39A or T-39B, the effectivity "(T-39A ONLY)" or "(T-39B ONLY)" will be a part of the procedure title. (This occurs when differences in operating procedures make a common procedure impractical.)

SUPPLEMENTS

The current status of each Supplement affecting your airplane can be determined by referring to TO 0-1-1-5. The title page of the Flight Manual and the title block of each Supplement should be checked to determine the effect they may have on existing Supplements. Upon receiving each Supplement, file it in the front of your Flight Manual. If existing Flight Manual information or procedures are revised, a reference to the applicable Supplement should then be written in the margin of the page opposite the affected write-up. A safety Supplement may be replaced by an Operational Supplement or an Operational Supplement may be replaced by a Safety Supplement.

SAFETY SUPPLEMENTS

Information involving safety will be promptly forwarded to you in a safety supplement. Urgent information is published in interim safety supplements and transmitted by teletype. Formal supplements are mailed.

OPERATIONAL SUPPLEMENTS

Information involving changes to operating procedures will be forwarded to you by operational supplements. The procedure for handling operational supplements is the same as for safety supplements.

CHECKLISTS

The flight manual contains itemized procedures with necessary amplifications. The checklist contains itemized procedures without the amplification. Primary line items in the flight manual and checklist are identical. If a formal safety or operational supplement affects your checklist, the affected checklist page will be attached to the supplement. Cut it out and insert it over the affected page.

HOW TO GET PERSONAL COPIES

Each flight crew member is entitled to personal copies of the Flight Manual, Safety Supplements, Operational Supplements, and Checklists. The required quantities should be ordered before you need them to assure their prompt receipt. Check with your publication distribution office; it is their job to fulfill your technical order requests. Basically, you must order the required quantities on the appropriate Numerical Index and Requirement Table (NIRT). Technical Orders 00-5-1 and 00-5-2 give detailed information for properly ordering these publications. Make sure a system is established at your base to deliver these publications to flight crews immediately upon receipt.

Since the Flight Manual, Safety Supplements, Operational Supplements, and Checklists cover systems and procedures for both T-39A and T-39B airplanes, flight crew members may line out all material not applicable to their airplane. Also, where before and after TCTO configurations are shown (particularly in Appendix) the before configuration may be lined out if the TCTO is incorporated on their airplane. The after configuration should not be lined out in the event an unincorporated TCTO is subsequently installed.

FLIGHT MANUAL AND CHECKLIST BINDERS

Loose-leaf binders and sectionalized tabs are available for use with your manual. These are obtained through local purchase procedures and are listed in the Federal Supply Schedule (FSC Group 75, Office Supplies, Part 1). Check with your supply personnel for assistance in procuring these items.

J201A COMPUTER

A J201A computer (National Stock No. 6685-00-076-0759) is included as miscellaneous equipment with this airplane. This computer is used to compute P_{t5} for engine thrust setting and as an aid to inflight planning. It is also a valuable aid in obtaining various conversion and correction factors, as well as performing certain numerical computations. Operation of this computer and the J201B computer is explained in Appendix I of this manual. The computers are stowed in a pouch on the overhead panel. Additional computers may be obtained through normal supply channels.

WARNINGS, CAUTIONS, AND NOTES

The following definitions apply to Warnings, Cautions, and Notes found through the manual.

WARNING

Operating procedures, techniques, etc. which could result in personal injury or loss of life if not carefully followed.

CAUTION

Operating procedures, techniques, etc. which could result in damage to equipment if not carefully followed.


NOTE

An operating procedure, technique, etc. which is considered essential to emphasize.

DEFINITIONS OF WORDS "SHALL," "WILL," "SHOULD," AND "MAY"

The words "shall" and "will" indicate a mandatory requirement. The word "should" indicates a nonmandatory desire or preferred method of accomplishment. The word "may" indicates an acceptable or suggested means of accomplishment.

CHANGE SYMBOLS

To help you more easily find, on illustrations, changes that might otherwise be inconspicuous, the following identifier will be used: 

Additions, deletions, or changes on text pages will be marked by a black vertical bar in the appropriate page border adjacent to each changed line.

YOUR RESPONSIBILITY — TO LET US KNOW

Every effort is made to keep the Flight Manual current. Review conferences with operating personnel and a constant review of mishap and flight test reports assure inclusion of the latest data in the manual. We cannot correct an error unless we know of its existence. In this regard, it is essential that you do your part. Comments, corrections, and questions regarding this manual or any phase of the Flight Manual Program are welcomed. AF Form 847 will be used for recommending changes to the Flight Manual in accordance with instructions in AFR 60-9 and TO 00-5-1. These will be forwarded through command headquarters to Sacramento ALC, McClellan AFB, California 95652, Attn: MMSRB.

Technical content of the Flight Manual is the responsibility of the Flight Manual Manager (MMSRB). All comments and questions transmitted will be submitted directly to the Flight Manual Manager, Sacramento ALC, McClellan AFB, California 95652, Attn: MMSRB.

SUPPLEMENT SUMMARY

Safety Supplements are numbered as follows: 1SS-1, 1SS-2 etc. The supplements you receive should follow in sequence, and if you find you are missing one, check TO 0-1-1-5 to see whether the supplement was issued and, if so, is still in effect.

It may have been replaced or rescinded before you received your copy. If it is still active, see your Publication Distribution Officer and get your copy. It should be noted that a supplement number will never be used more than once.

System Limits and Tolerances

In some cases, the limits and tolerances presented in the Flight Manual are not precisely identical to those presented in the Systems Maintenance Manuals. The numerical values in the Flight Manual are to be used as operating guides by flight personnel.

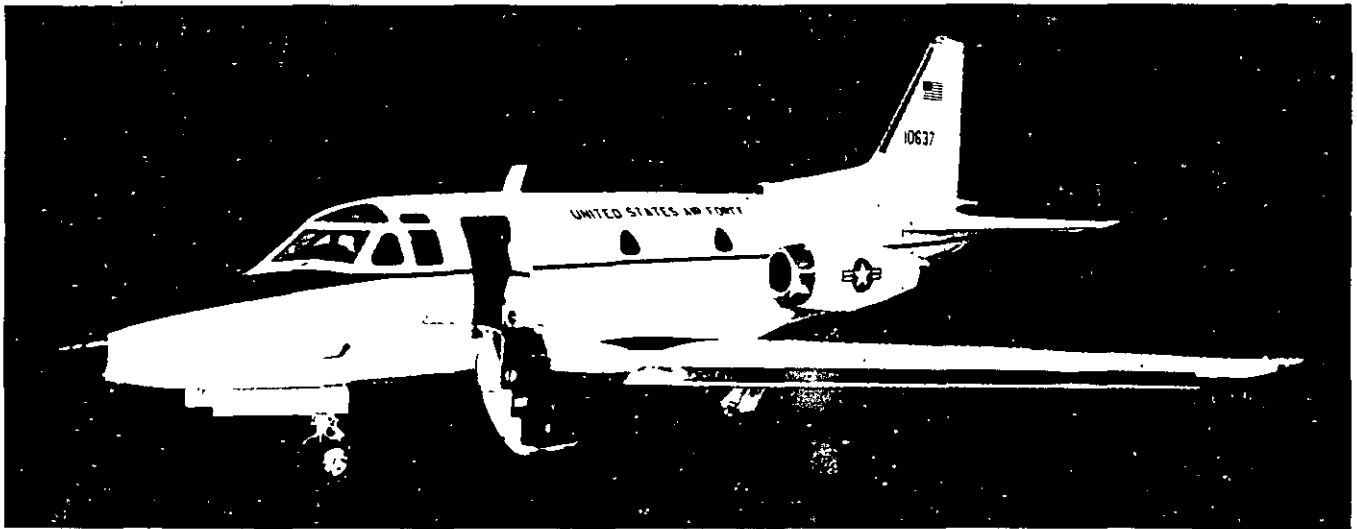
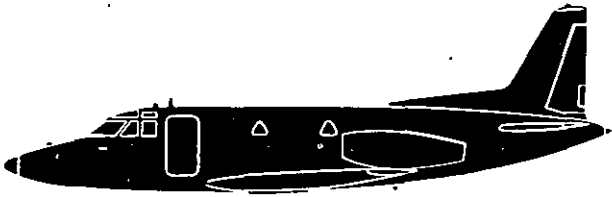
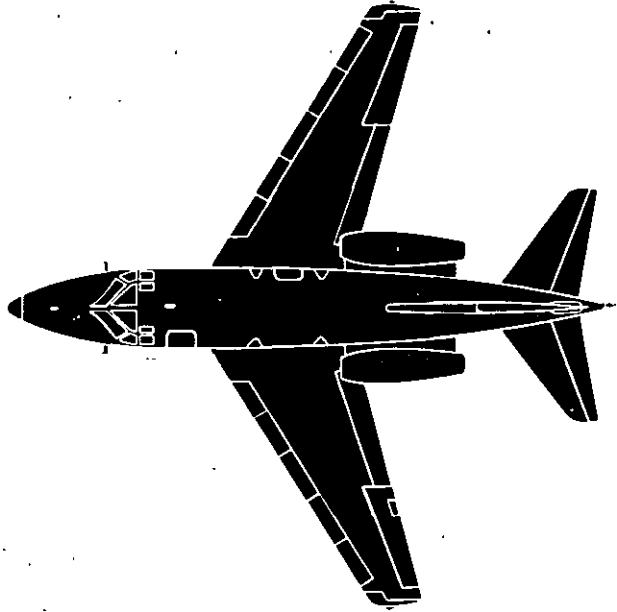
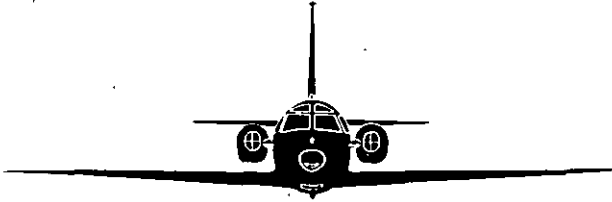
TCTO IDENTIFICATION

The following TCTO's affecting T-39A/B Airplanes are covered in this manual. This is not a complete listing and only includes TCTO's listed by number in this manual. Refer to Numerical Index and Requirement Table (TO 0-1-1-5) for complete listing of TCTO' for these airplanes.

<u>TO NUMBER</u>	<u>DISPOSITION SECTION</u>	<u>SUBJECT</u>
1T-39A-534 or -544	I and V	Installation of VHF - 101 and AN/ARN-59 ADF equipment
1T-39A-547	I and V	Installation of VHF radio
1T-39A-549	I and V	Increased seating capacity - T-39A Airplanes
1T-39A-552	I	Installation of secure speech capability - T-39A Airplanes
1T-39A-553	I	Installation of single side band radio - T-39A Airplanes
1T-39A-561	I	Relocation of VHF radio
1T-39A-562	I, II, and APPENDIX	Weather avoidance radar system
1T-39A-563	I	Anticollision light de essential bus
1T-39A-566	I	T-39 multichannel recorder installation
1T-39-875	I	Installation of select tank feed advisory light - T-39 Airplanes
1T-39-887	I	Installation of AN/ARC-164 (V) UHF radio in T-39A/B Airplanes
1T-39-889	I	Replacement of AN/ARN-21 TACAN with AN/ARC-118 TACAN in T-39 Airplanes
1T-39-905	I	Installation of positive locking single-point refueling cap
1T-39-917	I and V	Inspection of main landing gear components
1T-39A/B-583	I	Installation of the AN/ARC-186 (V) VHF Command Radio
1T-39-924	I	Main Landing Gear Side Brace Pin Modification T/CT-39A/B
1T-39-935		Battery Temperature Indicator and-Warning System
1T-39-936		Installation of standby altitude Indicator ARU-42/A-2



T-39 A/B



SECTION I

DESCRIPTION & OPERATION

TABLE OF CONTENTS

Airplane	1-1	Entrance Door	1-90
Engines	1-5	Air Conditioning and Pressurization System	1-91
Oil System	1-22	Anti-Icing Systems	1-98
Fuel System	1-22	De-icing System	1-105
Electrical Power Supply Systems	1-30	Oxygen System	1-105
Hydraulic System	1-49	Communications and Electronic Equipment	1-113
Speed Brake System	1-51	Lighting Equipment	1-128
Landing Gear System	1-56	Heading Indicating System	1-132
Nosewheel Steering System	1-60	Marker Beacon Receiver	1-134
Wheel Brake System	1-62	ADF System	1-135
Flight Control System	1-64	TACAN	1-137
Wing Slats	1-70	VOR Navigation/Instrument Landing System	1-140
Wing-Flap System	1-70	Weather Radar System	1-140
Instruments	1-70	Miscellaneous Equipment	1-144
Indicator, Caution, and Warning Light System	1-82	Servicing	1-147
Emergency Equipment	1-83		

AIRPLANE

The T-39A/B airplane is a low wing, twin-jet monoplane with an axial-flow engine pod mounted on each side of the aft fuselage. The airplane has a crew of two and a maximum passenger capacity of seven. The cockpit and cabin compartments are pressurized and sound proofed for comfortable high-altitude flight. The airplane is provided with a plug-type entrance door, on the left side of the fuselage forward of the wing, which rotates down, forming steps for entry. An escape hatch is in the underside of the fuselage, and a ground escape hatch is on the right side of the fuselage. The 28-degree swept-back wing has aerodynamically operated slats on the leading edge and electrically operated flaps on the inboard trailing edge.

The fuel supply is carried in the integral wing tanks and fuselage tank. Fuel servicing is performed through a single-point pressure refueling receptacle on the inboard lower surface of the right leading edge. Three gravity-flow fuel filler receptacles are provided, one on the upper surface of each wing panel at the tip and one on the aft fuselage right-side upper surface. An electrically actuated, hydraulically operated speed brake, which can be used at any airspeed, is on the lower surface of the fuselage.

MAIN DIFFERENCES - T-39A/T-39B

The main differences between the T-39A and the T-39B airplanes are the hydraulic power systems, AC electrical power systems, and passenger seating capacity.

Hydraulic Power System Differences

On T-39A AIRPLANES, hydraulic power is supplied by one electric-motor-driven pump (in aft fuselage).

On T-39B AIRPLANES, hydraulic power is supplied by two engine-driven pumps (one on each engine).

AC Electrical Power System Differences

On T-39A AIRPLANES, one main inverter and one stand-by inverter provide all AC electrical power except windshield heater power. An engine-driven AC generator on each engine provides windshield heater power.

On T-39B AIRPLANES, AC electrical power is supplied by one hydraulic-motor-driven AC generator and one stand-by inverter.

Passenger Seating Differences

On T-39A AIRPLANES, the cabin provides seating accommodations for a maximum of seven passengers.

On T-39B AIRPLANES, the cabin provides seating accommodations for a maximum of four passengers.

AIRPLANE DIMENSIONS

The overall dimensions of the airplane (airplane on landing gear at normal weight, with specified tire and gear strut inflation) are as follows:

Span	44 feet 6 inches
Length	44 feet
Height (to top of fin)	16 feet

For minimum turning radius and ground clearance, see figure 2-4.

AIRPLANE WEIGHTS

AIRPLANES MODIFIED BY TO 1T-39A-924

The maximum gross weights prior to starting engine are as follows:

Crew of two, passengers, baggage (zero fuel)	12,250 pounds
The preceding, plus full fuel	19,035 pounds

AIRPLANES NOT MODIFIED BY TO 1T-39A-924

The maximum gross weights prior to starting engine are as follows:

Crew of two, passengers, baggage (zero fuel)	12,250 pounds
The preceding, plus full fuel	18,650 pounds

For more detailed weight information, refer to Weight Limitations in section V.

INTERIOR ARRANGEMENT

The airplane was designed to have a seating capacity for four passengers in the cabin compartment. This section also contains the entrance door, baggage compartment, coat compartment, and emergency escape provisions.

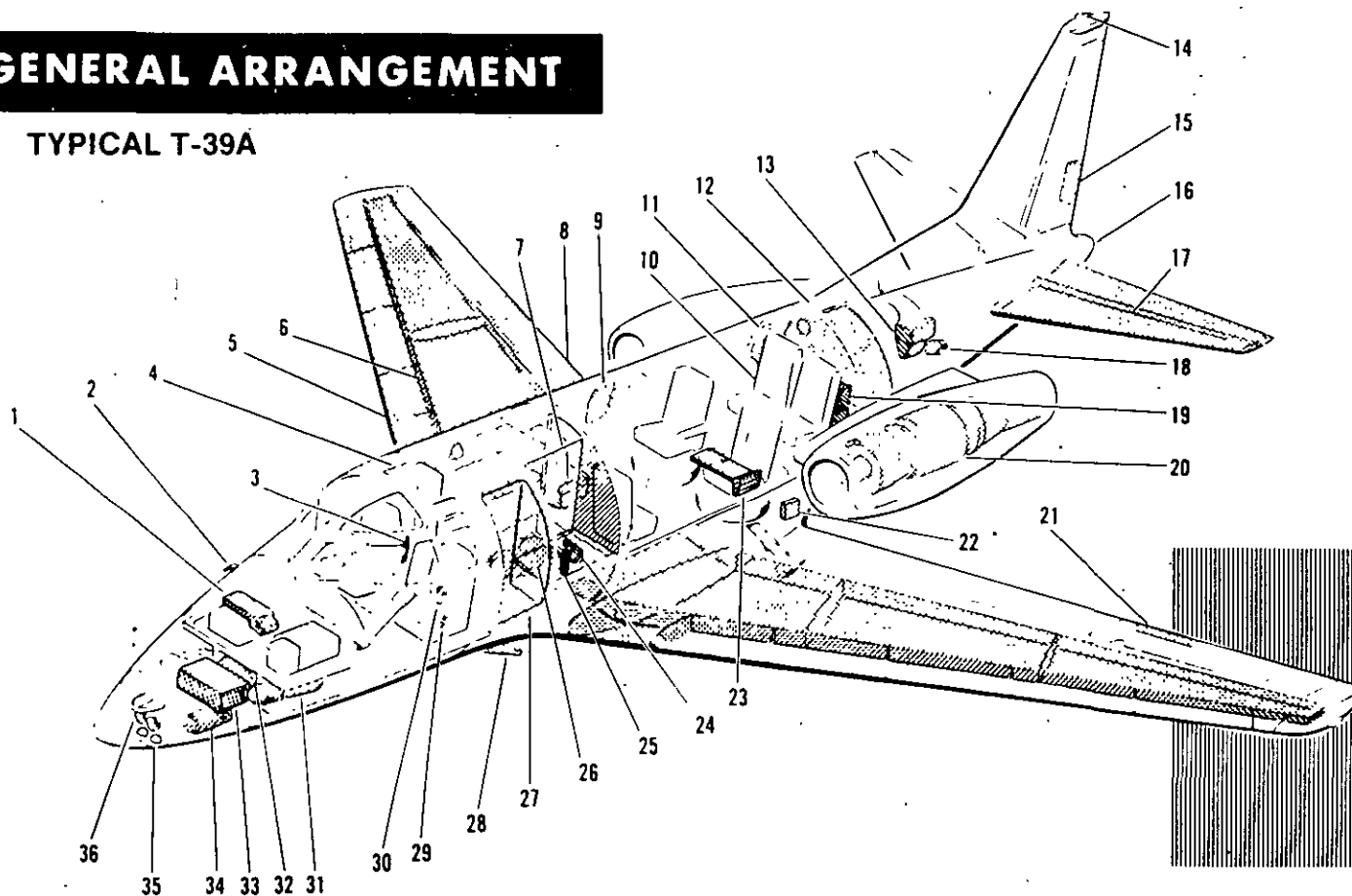
Cockpit accommodations are provided for a crew of two-pilot and copilot - seated in the conventional side-by-side arrangement.

ON T-39A AIRPLANES, most airplanes now have a seating capacity for seven passengers. On these airplanes, a two-passenger/baggage seat is installed in the aft end of the cabin, and a center-facing passenger seat is installed in the space previously used as a coat compartment. In addition, a chemical lavatory with an inter-connecting relief tube is installed in the area underneath the center-facing/passenger seat, and coat-hanger hooks are installed in the baggage compartment. On some airplanes, a navigator's station is provided on the left side of the cabin compartment, with provisions for celestial, dead-reckoning, and radio navigation.

ON T-39B AIRPLANES, the cabin is designed for removable equipment racks sized to accommodate various configurations of test equipment. A maximum of four passenger seats can be installed depending upon the test requirements. The area between the cockpit and the cabin is used for mounting avionics and additional test equipment. There are no accommodations for personnel in this area.

GENERAL ARRANGEMENT

TYPICAL T-39A



- 1. RADIO EQUIPMENT
- 2. PITOT HEAD
- 3. WALKAROUND OXYGEN BOTTLE *
- 4. BAGGAGE COMPARTMENT
- 5. WING SLATS
- 6. WING FUEL TANKS
- 7. COAT COMPARTMENT *
- 8. WING FLAPS
- 9. OVERWING ESCAPE HATCH
- 10. TWO-PASSENGER/BAGGAGE SEAT *
- 11. FUSELAGE FUEL CELL
- 12. RAM-AIR INLET

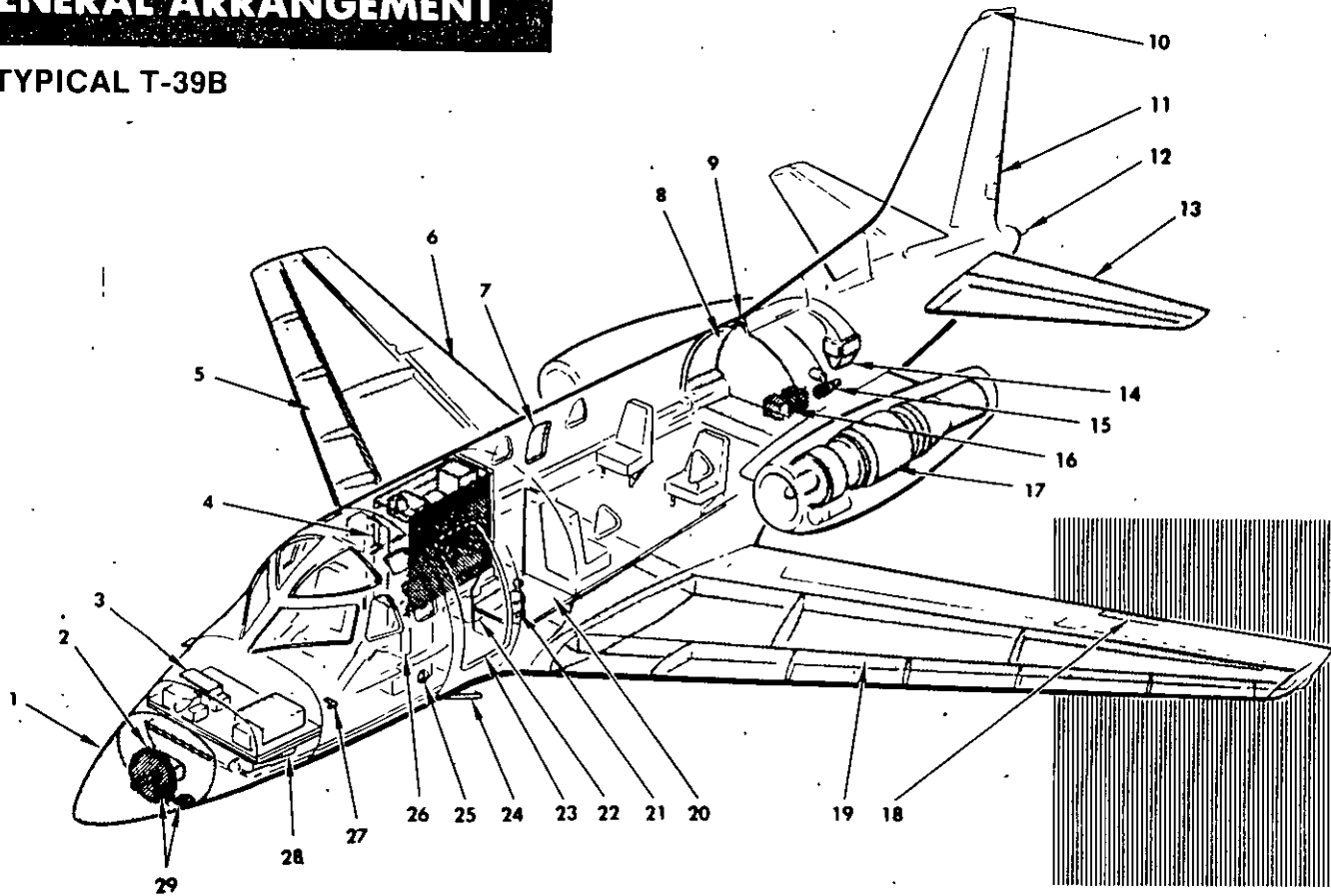
- 13. HEAT EXCHANGER
- 14. ANTICOLLISION LIGHT
- 15. RUDDER TRIM TAB
- 16. FUEL JETTISON AND VENT
- 17. TRIMMABLE HORIZONTAL STABILIZER
- 18. HYDRAULIC RESERVOIR
- 19. BATTERIES (TWO)
- 20. J60 TURBOJET ENGINE
- 21. AILERON TRIM TAB
- 22. DC EXTERNAL POWER RECEPTACLES
- 23. TABLE

- 24. CENTER-FACING PASSENGER SEAT WITH CHEMICAL TOILET *
- 25. WALKAROUND OXYGEN BOTTLE *
- 26. ESCAPE HATCH
- 27. ENTRANCE DOOR
- 28. SPEED BRAKE
- 29. WING ICE CHECK LIGHT
- 30. HAND FIRE EXTINGUISHER
- 31. OXYGEN CYLINDER
- 32. STANDBY INVERTER
- 33. TACAN EQUIPMENT
- 34. MAIN INVERTER
- 35. LANDING AND TAXI LIGHTS *
- 36. LANDING AND TAXI LIGHTS *

* Some airplanes. (Refer to applicable text.)

GENERAL ARRANGEMENT

TYPICAL T-39B



1. RADOME
2. WEATHER RADAR ANTENNA
3. RADIO EQUIPMENT
4. INTERMEDIATE ELECTRONICS EQUIPMENT COMPARTMENT
5. WING SLATS
6. WING FLAPS
7. GROUND ESCAPE HATCH
8. FUSELAGE FUEL CELL
9. RAM-AIR INLET

10. ANTICOLLISION LIGHT
11. RUDDER TRIM TAB
12. FUEL JETTISON AND VENT
13. TRIMMABLE HORIZONTAL STABILIZER
14. HEAT EXCHANGER
15. HYDRAULICALLY DRIVEN AC GENERATOR
16. BATTERIES (TWO)
17. J60 TURBOJET ENGINE
18. AILERON TRIM TAB
19. WING FUEL TANKS

20. COAT COMPARTMENT
21. WALK-AROUND OXYGEN BOTTLE
22. ESCAPE HATCH
23. ENTRANCE DOOR
24. SPEED BRAKE
25. WING ICE CHECK LIGHT
26. HAND FIRE EXTINGUISHER
27. PITOT HEAT
28. OXYGEN CYLINDER
29. RETRACTABLE LANDING AND TAXI LIGHTS

Figure 1-1 (Sheet 2 of 2)

ENGINES

Power is supplied by two Pratt & Whitney J60 gas turbine engines. (See figure 1-9.) The rated sea-level static thrust of each engine is 3000 pounds at Takeoff Rated Thrust. (Refer to section V in this manual for operating limitations.) The engines are shock-mounted in separate pods attached to the aft fuselage section by pylons. The engine has a single-rotor, nine-stage, axial flow compressor driven by a two stage reaction turbine. The combustion chamber contains eight burner cans into which fuel is sprayed through single, dual-orifice nozzles mounted at the inlet of each can. High-energy ignition units and spark igniters are used to start combustion. A hydromechanical fuel control schedules the fuel flow to provide the thrust called for by the throttle setting in the cockpit, with automatic compensation for conditions at the compressor air inlet and compressor discharge. An air-bleed valve opens automatically to bleed interstage compressor air overboard to facilitate engine starting and operation at low thrust. The exhaust total discharge pressure is measured by four probes immediately downstream of the turbine. The probes are at four unequally spaced distances around the circumference of the turbine exhaust case and are manifolded together to produce an average sampling pressure. The engine accessory drive gearbox is waist-mounted and is driven by the compressor rotor through a bevel gear and shaft system which also serves as the input system during starting.

ENGINE PODS

The engine pods (figure 1-1), one on each side of the aft fuselage section, are attached to the fuselage by pylon structures. Each engine pod houses the engine, inlet duct, four inlet duct flow straightener vanes, engine tailpipe, and engine accessories. The engine inlet duct assembly is attached to, and installed with, the engine. The flow straightener vanes aid in producing uniform airflow distribution at the engine face, thereby reducing the possibility of compressor stall under certain flight conditions. Each pod is equipped with an engine inlet duct and guide vane anti-icing system, and an overheat and fire detection warning system. Anti-icing of the engine inlet and engine inlet duct is accomplished by bleeding air from the final stage of compression. This hot air is directed to the engine inlet duct,

engine inlet guide vanes, bullet nose, and the four vanes of the engine inlet duct flow straightener. The pod is divided into two sections by a fire seal at the aft end of the compressor section, which separates the compressor section from the combustion and exhaust section.

In-flight cooling is provided by ram air to each compartment. On the ground, cooling is accomplished by convection circulation in the compressor compartment and by aspiration through the aft compartment. The aft compartment cooling air exits through an annular space around the exhaust nozzle opening. A fan in the starter-generator provides cooling-air circulation during ground operation of the unit and receives ram-air cooling during flight. Access to the engine is gained through four large removable engine access doors. The lower half of the engine pod and three access doors on the upper half are removable. The lower door hinges open for line maintenance and is easily removable for engine removal.

ENGINE AIR—BLEED SYSTEM

The engine has two separate air-bleed systems. High-pressure air bleed is available for airframe use such as supply of the cabin pressurization and engine inlet duct and guide vane anti-icing systems. High-pressure air is bled from the engine through two ports on the diffuser-case bleed manifold. The overboard air bleed system is required to prevent compressor instability. Interstage air from the fourth stage is bled overboard to preclude compressor instability at certain thrust conditions. A compressor bleed valve, within the compressor case, is actuated at predetermined conditions, as scheduled by the fuel control. Operation of the compressor interstage air-bleed system is completely automatic. The interstage bleed valves are automatically opened or closed by the engine fuel control at engine speeds ranging from 78- to 82-percent rpm.

CAUTION

Engine speed fluctuations may occur in the 78- to 82-percent rpm range if the interstage bleed valve cycles. If fluctuations do occur, advance or retard throttles, as necessary, to obtain stable operation outside this range.

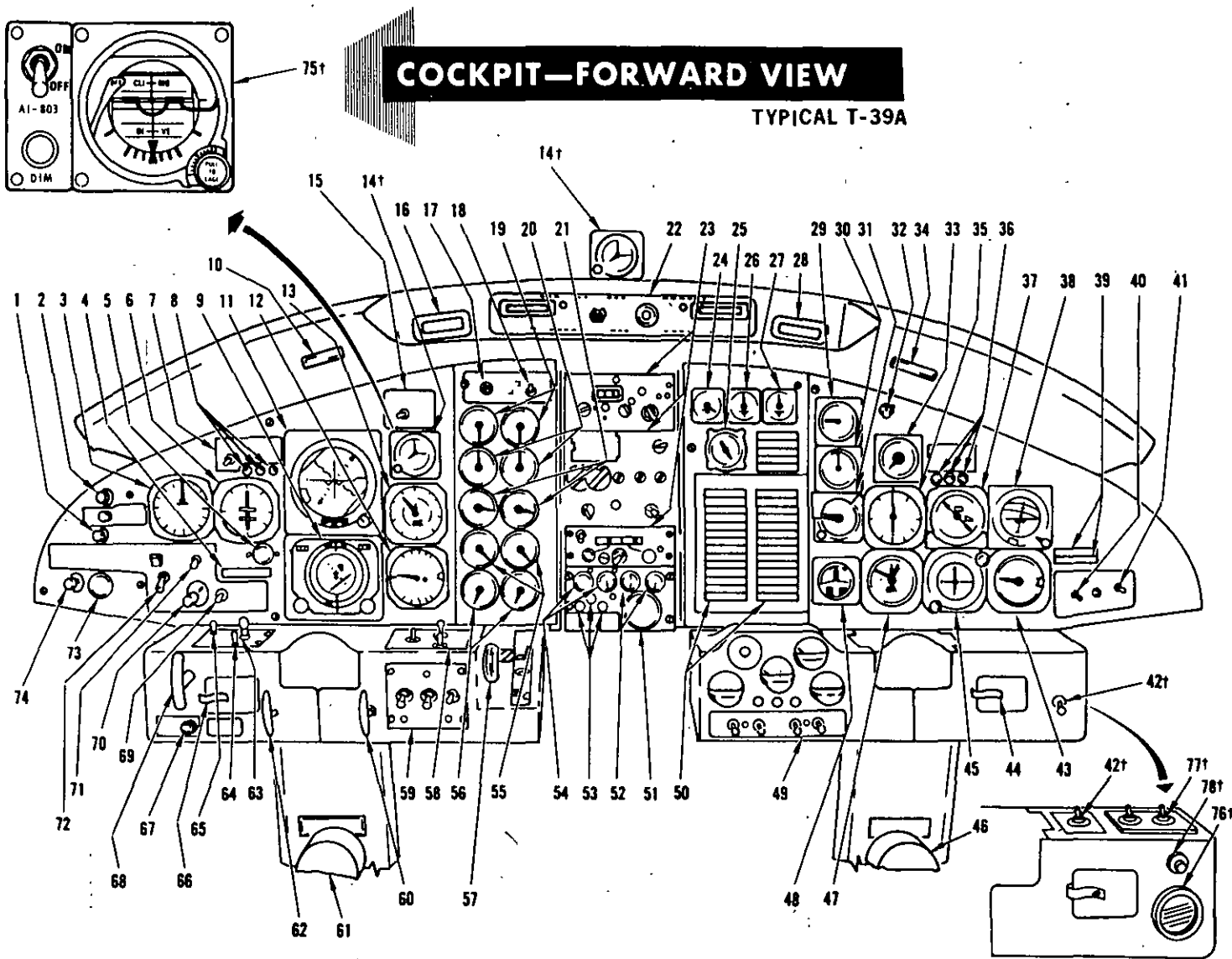


Figure 1-2. (Sheet 1 of 4)

† Some airplanes (refer to applicable text)

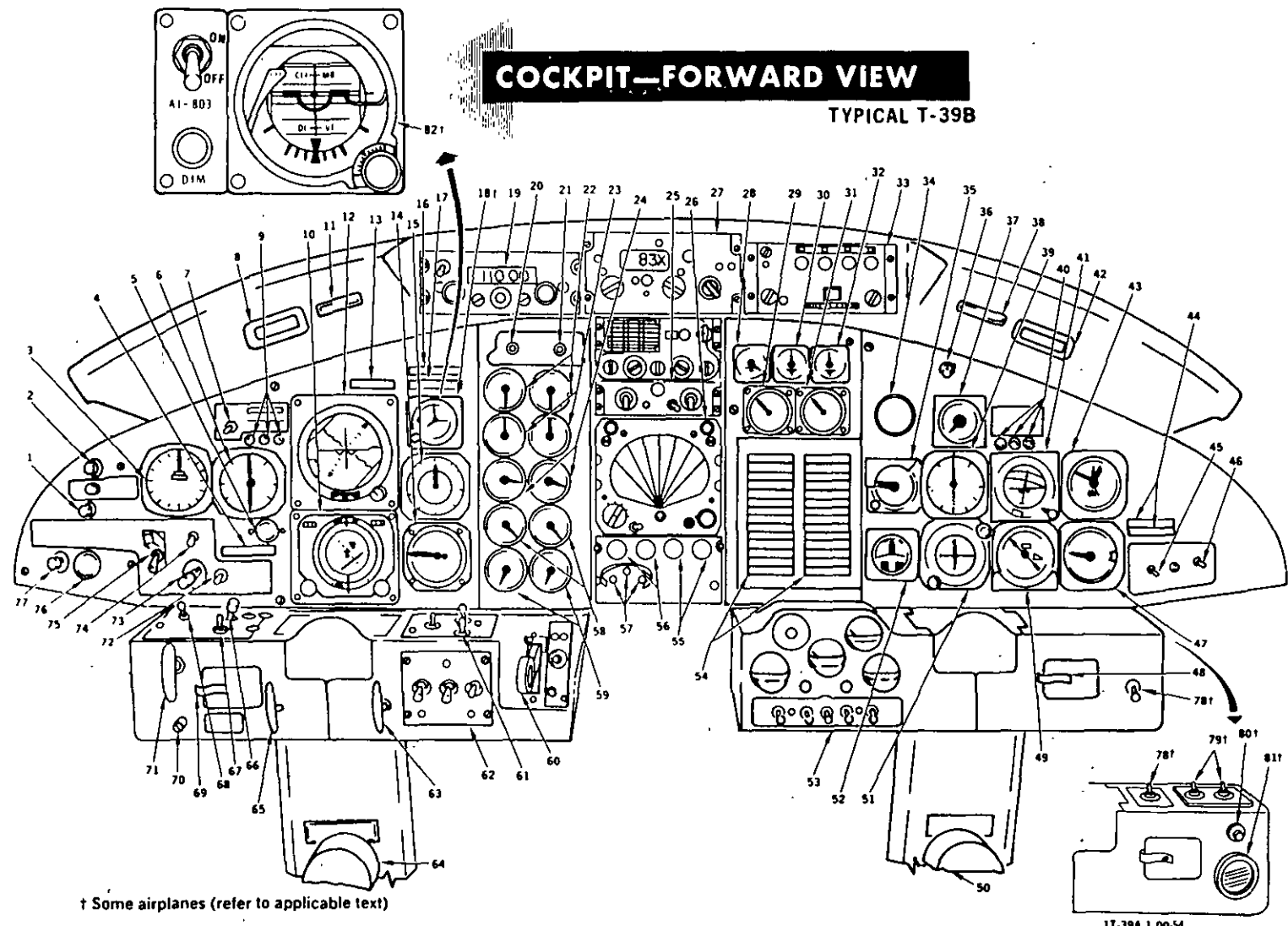
1T-39A-1-00-16L

1. Passenger oxygen flow indicator light
2. Mach-air-speed warning test button
3. Mach indicator
4. Course select fail caution light
5. Compass slaving indicator
6. Airspeed indicator
7. Marker beacon sensitivity switch
8. Marker beacon lights
9. Horizontal situation indicator
10. Nosewheel steering-on indicator light
11. Attitude director indicator
12. Vertical velocity indicator
13. Altimeter AAU-19/A
14. Clock
15. HSI bearing selector switch
16. Master caution light
17. Fuel quantity switch
18. Antenna selector switch
19. Exhaust total pressure gauges
20. Tachometers
21. Exhaust gas temperature gauges
22. Fire emergency control panel
23. Radio control panels
24. Horizontal stabilizer trim position indicator
25. Engine synchronization indicator †
26. Rudder trim tab position indicator
27. Aileron trim tab position indicator
28. Master caution light
29. Cabin pressure rate-of-change indicator
30. Cabin altimeter and differential-pressure indicator
31. Accelerometer
32. IFF caution light
33. Free-air temperature indicator
34. Nosewheel steering-on indicator light
35. Airspeed indicator
36. Marker beacon lights
37. Bearing-distance-heading indicator
38. ARU-13/A altitude indicator
39. Course select inoperative and fail caution lights
40. Copilot's course selector switch
41. No. 1 bearing pointer selector switch
42. IFF antenna select switch †
43. Vertical velocity indicator
44. Copilot's static-pressure selector
45. Course indicator
46. Copilot's rudder pedal adjustment knob
47. Altimeter AAU-19/A
48. Turn-and-slip indicator
49. Electrical indicator and control panel
50. Caution warning light panel
51. Wing flap position indicator
52. Hydraulic pressure gauges
53. Landing gear position indicator lights
54. Oil pressure gauges
55. Fuel flow indicators
56. Fuel quantity gauges
57. Landing gear control panel
58. Alternate trim control panel
59. Exterior lighting control panel
60. Parking brake T-handle
61. Pilot's rudder pedal adjustment knob
62. Gust lock T-handle
63. Speed brake emergency dump switch
64. Horizontal stabilizer trim-limit test switch
65. Signal data recorder switch
66. Pilot's static-pressure selector
67. Landing gear electric reset button
68. Landing gear emergency release T-handle
69. Heading mode selector switch
70. Flight director mode selector switch
71. Pilot's course selector switch
72. Gyrocompass mode switch
73. Oxygen cylinder pressure gauge
74. Oxygen warning horn cutout button
75. Standby attitude indicator †
76. Battery temperature indicator and warning lights †
77. Battery disconnect switches †
78. Battery temperature indicator pushbutton test switch †

† Some airplanes (refer to applicable text)

COCKPIT—FORWARD VIEW

TYPICAL T-39B



† Some airplanes (refer to applicable text)

1T-39A 1 00-54

Figure 1-2. (Sheet 3 of 4)

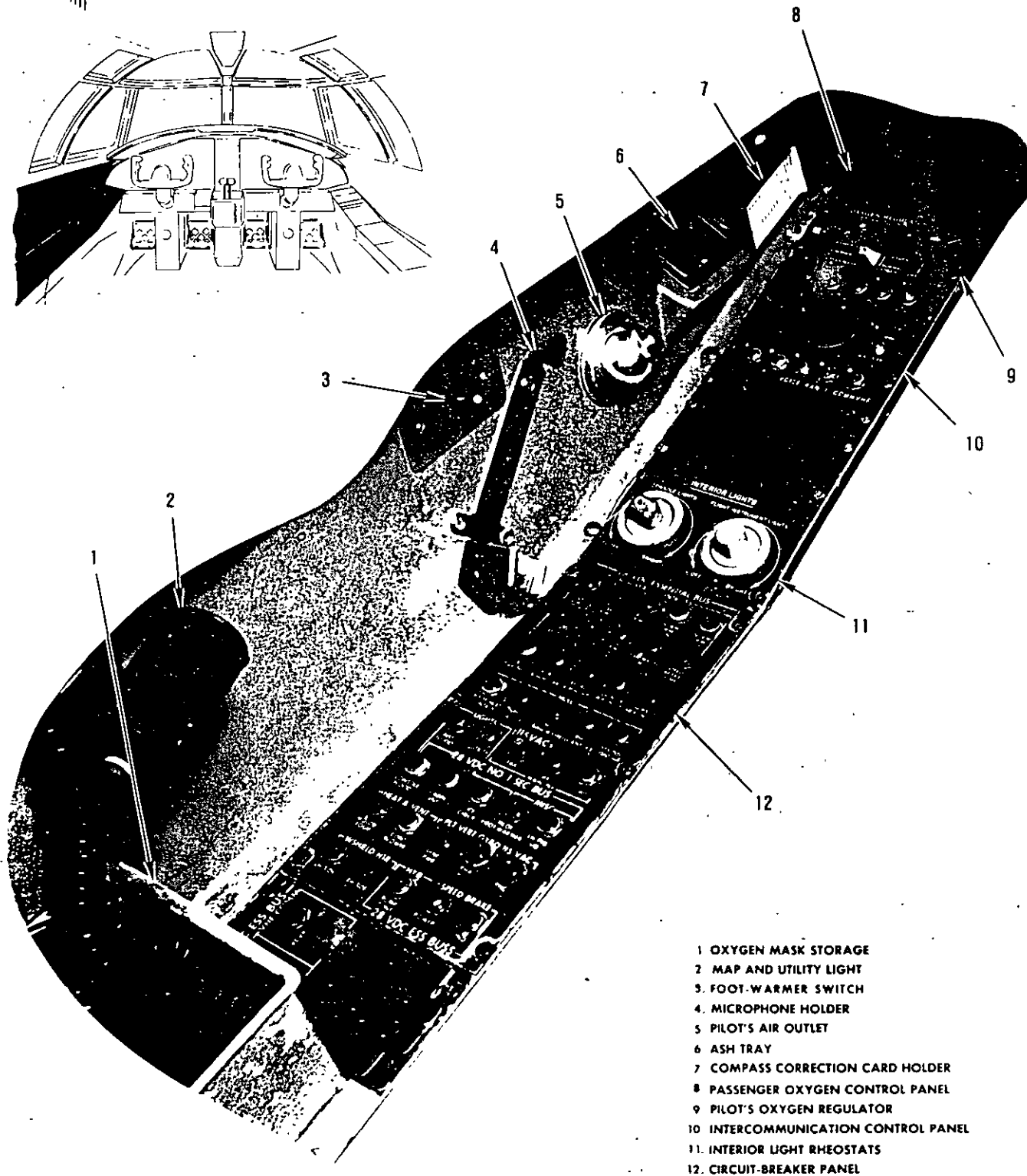
19

1. Passenger oxygen flow indicator light
2. Mach-air speed warning test button
3. Mach indicator
4. Course select fail caution light
5. Compass slaving indicator
6. Airspeed indicator
7. Marker beacon sensitivity switch
8. Nosewheel steering-on indicator light
9. Marker beacon lights
10. Horizontal situation indicator
11. Master caution light
12. Attitude director indicator
13. Main steering system failure caution light
14. Vertical velocity indicator
15. Altimeter AAU-19/A
16. Pressurization duct failure caution light
17. Aft fuselage overheat caution light
18. Clock
19. VOR navigation/ILS
20. Fuel quantity switch
21. Antenna selector switch
22. Exhaust total pressure gauges
23. Tachometers
24. Exhaust gas temperature gauges
25. UHF command radio
26. Weather radio
27. Tacan
28. Horizontal stabilizer trim position indicator
29. Cabin altimeter and differential-pressure indicator
30. Rudder trim tab position indicator
31. Cabin pressure rate-of-change indicator
32. Aileron trim tab position indicator
33. VHF command radio panel
34. Wing flap position indicator
35. Accelerometer
36. IFF caution light
37. Free air temperature indicator
38. Master caution light
39. Airspeed indicator
40. Marker beacon lights
41. ARU-13A attitude indicator
42. Nosewheel steering-on indicator light
43. Altimeter AAU-19/A
44. Course select inoperative and fail caution lights
45. Copilot's course selector switch
46. No. 1 bearing pointer selector switch
47. Vertical velocity indicator
48. Copilot's static-pressure selector
49. Bearing-distance-heading indicator
50. Copilot's rudder pedal adjustment knob
51. Course indicator
52. Turn-and-slip indicator
53. Electrical indicator and control panel
54. Caution-warning light panel
55. Hydraulic pressure gauges
56. Oil pressure gauges
57. Landing gear position indicator lights
58. Fuel flow indicators
59. Fuel quantity gauges
60. Landing gear control panel
61. Alternate trim control panel
62. Exterior lighting control panel
63. Parking brake T-handle
64. Pilot's rudder pedal adjustment knob
65. Gust lock T-handle
66. Speed brake emergency dump handle
67. Pilot's static-pressure selector
68. Landing gear electric reset button
69. Horizontal stabilizer trim limit test switch
70. Landing gear emergency release T-handle
71. Signal data recorder switch
72. Heading mode selector switch
73. Flight director mode selector switch
74. Pilot's course selector switch
75. Gyrocompass mode switch
76. Oxygen cylinder pressure gauge
77. Oxygen warning horn cutout button
78. IFF ANT select †
79. Battery disconnect †
80. Battery temperature test switch †
81. Battery temperature gauge †
82. Standby attitude indicator †

† Some airplanes (refer to applicable text)

COCKPIT—LEFT SIDE

TYPICAL

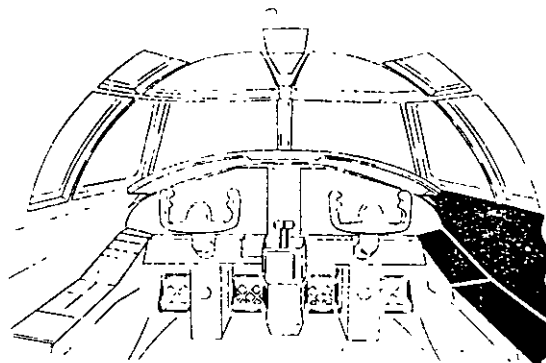


- 1 OXYGEN MASK STORAGE
- 2 MAP AND UTILITY LIGHT
- 3 FOOT-WARMER SWITCH
- 4 MICROPHONE HOLDER
- 5 PILOT'S AIR OUTLET
- 6 ASH TRAY
- 7 COMPASS CORRECTION CARD HOLDER
- 8 PASSENGER OXYGEN CONTROL PANEL
- 9 PILOT'S OXYGEN REGULATOR
- 10 INTERCOMMUNICATION CONTROL PANEL
- 11 INTERIOR LIGHT RHEOSTATS
- 12 CIRCUIT-BREAKER PANEL

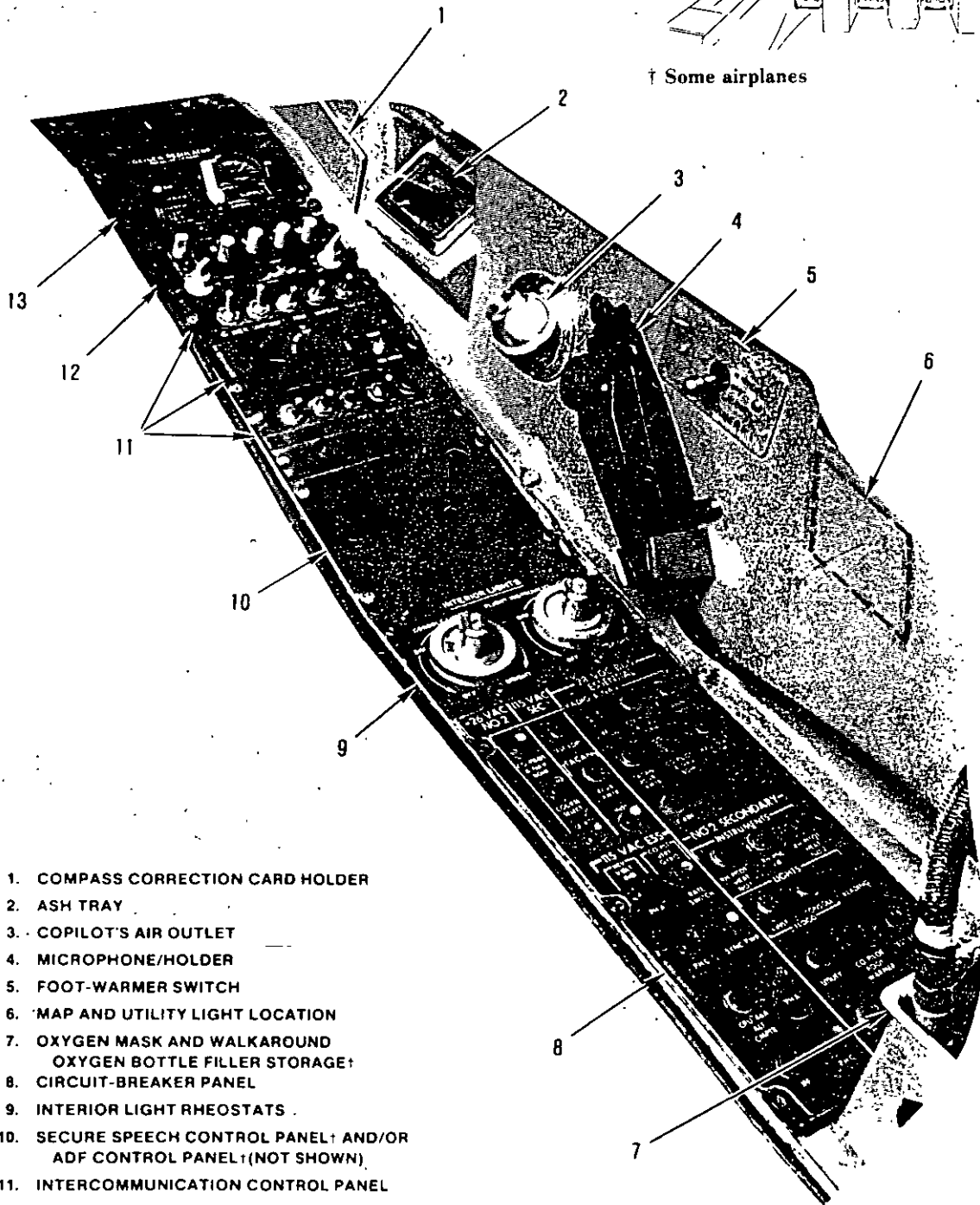
Figure 1-3

COCKPIT—RIGHT SIDE

TYPICAL T-39A



† Some airplanes

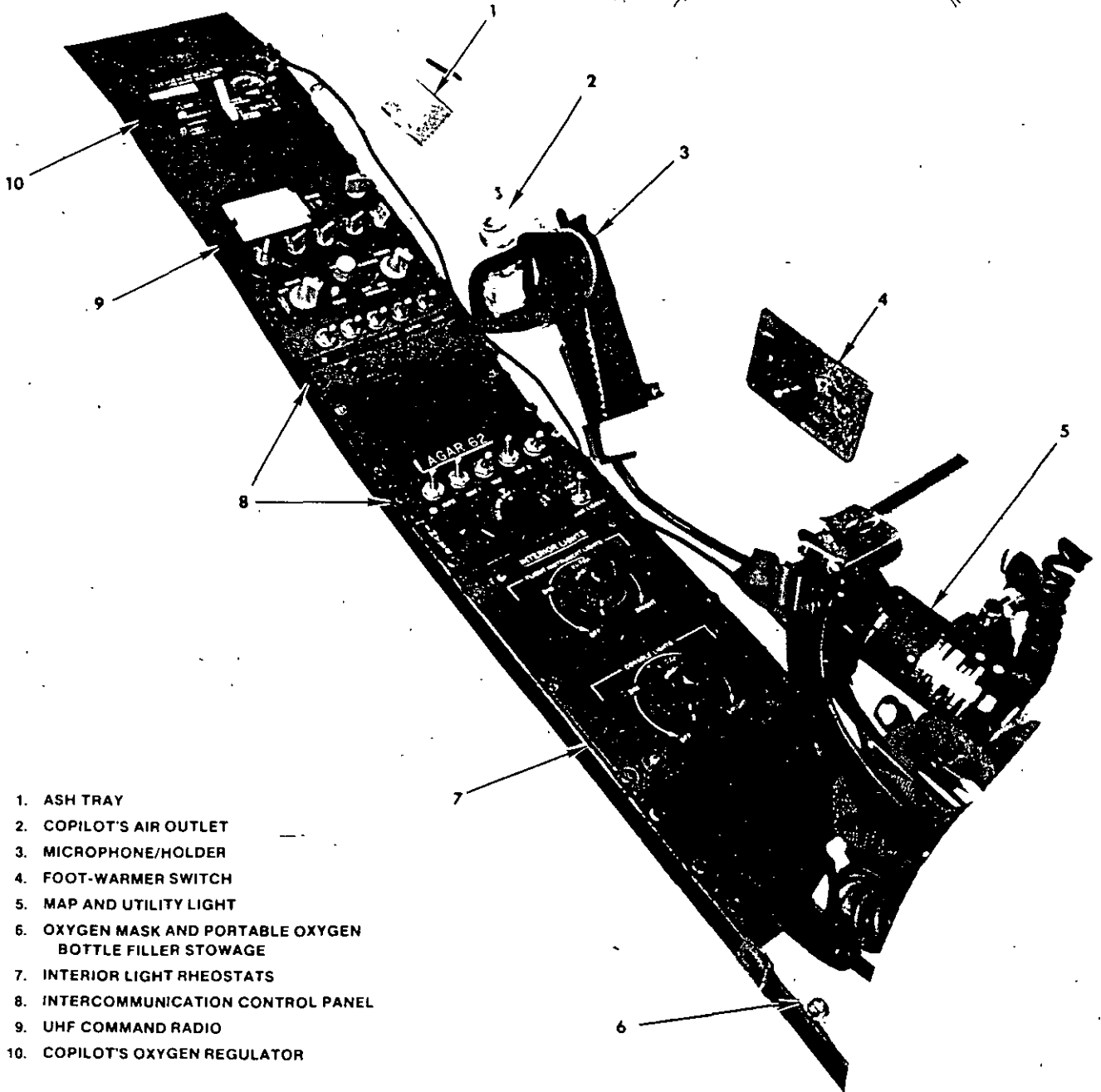
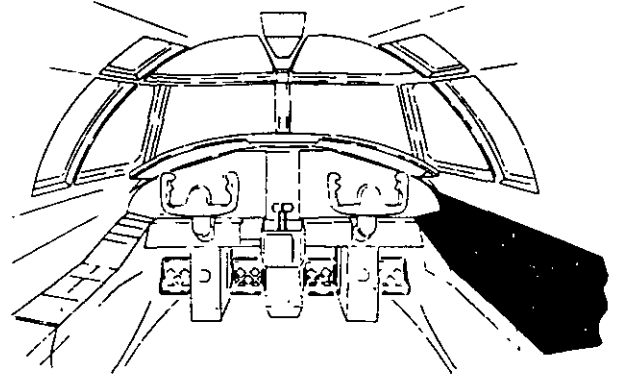


1. COMPASS CORRECTION CARD HOLDER
2. ASH TRAY
3. COPILOT'S AIR OUTLET
4. MICROPHONE/HOLDER
5. FOOT-WARMER SWITCH
6. MAP AND UTILITY LIGHT LOCATION
7. OXYGEN MASK AND WALKAROUND OXYGEN BOTTLE FILLER STORAGE†
8. CIRCUIT-BREAKER PANEL
9. INTERIOR LIGHT RHEOSTATS
10. SECURE SPEECH CONTROL PANEL† AND/OR ADF CONTROL PANEL† (NOT SHOWN)
11. INTERCOMMUNICATION CONTROL PANEL
12. VHF COMMAND RADIO CONTROL PANEL†
13. COPILOT'S OXYGEN REGULATOR

Figure 1-4 (Sheet 1 of 2)

COCKPIT—RIGHT SIDE

TYPICAL T-39B

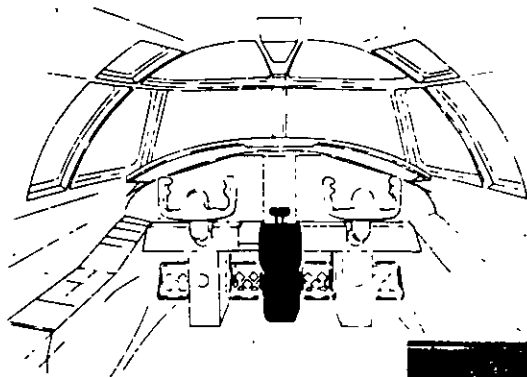


- 1. ASH TRAY
- 2. COPILOT'S AIR OUTLET
- 3. MICROPHONE/HOLDER
- 4. FOOT-WARMER SWITCH
- 5. MAP AND UTILITY LIGHT
- 6. OXYGEN MASK AND PORTABLE OXYGEN BOTTLE FILLER STOWAGE
- 7. INTERIOR LIGHT RHEOSTATS
- 8. INTERCOMMUNICATION CONTROL PANEL
- 9. UHF COMMAND RADIO
- 10. COPILOT'S OXYGEN REGULATOR

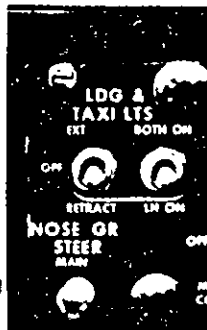
Figure 1-4 (Sheet 2 of 2)

CENTER PEDESTAL

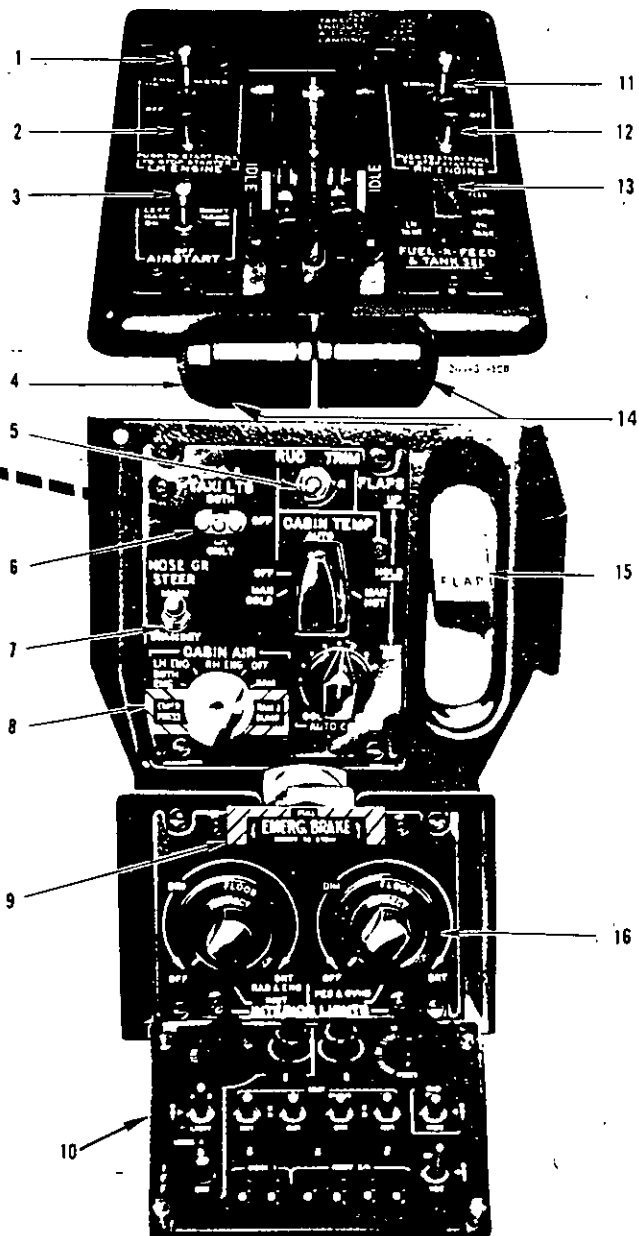
TYPICAL



Some airplanes



1. LEFT ENGINE MASTER SWITCH
2. LEFT ENGINE STARTER BUTTON
3. AIR START SWITCH
4. SPEED BRAKE SWITCH
5. RUDDER TRIM SWITCH
6. LANDING AND TAXI LIGHT SWITCH
7. NOSE WHEEL STEERING SELECTOR SWITCH
8. AIR CONDITIONING SYSTEM CONTROL PANEL
9. EMERGENCY BRAKE CONTROL T HANDLE
10. IFF-SIF CONTROL SET
11. RIGHT ENGINE MASTER SWITCH
12. RIGHT ENGINE STARTER BUTTON
13. FUEL CROSS-FEED AND TANK SELECTOR SWITCH
14. THROTTLES
15. WING FLAP HANDLE
16. INTERIOR LIGHT RHEOSTATS

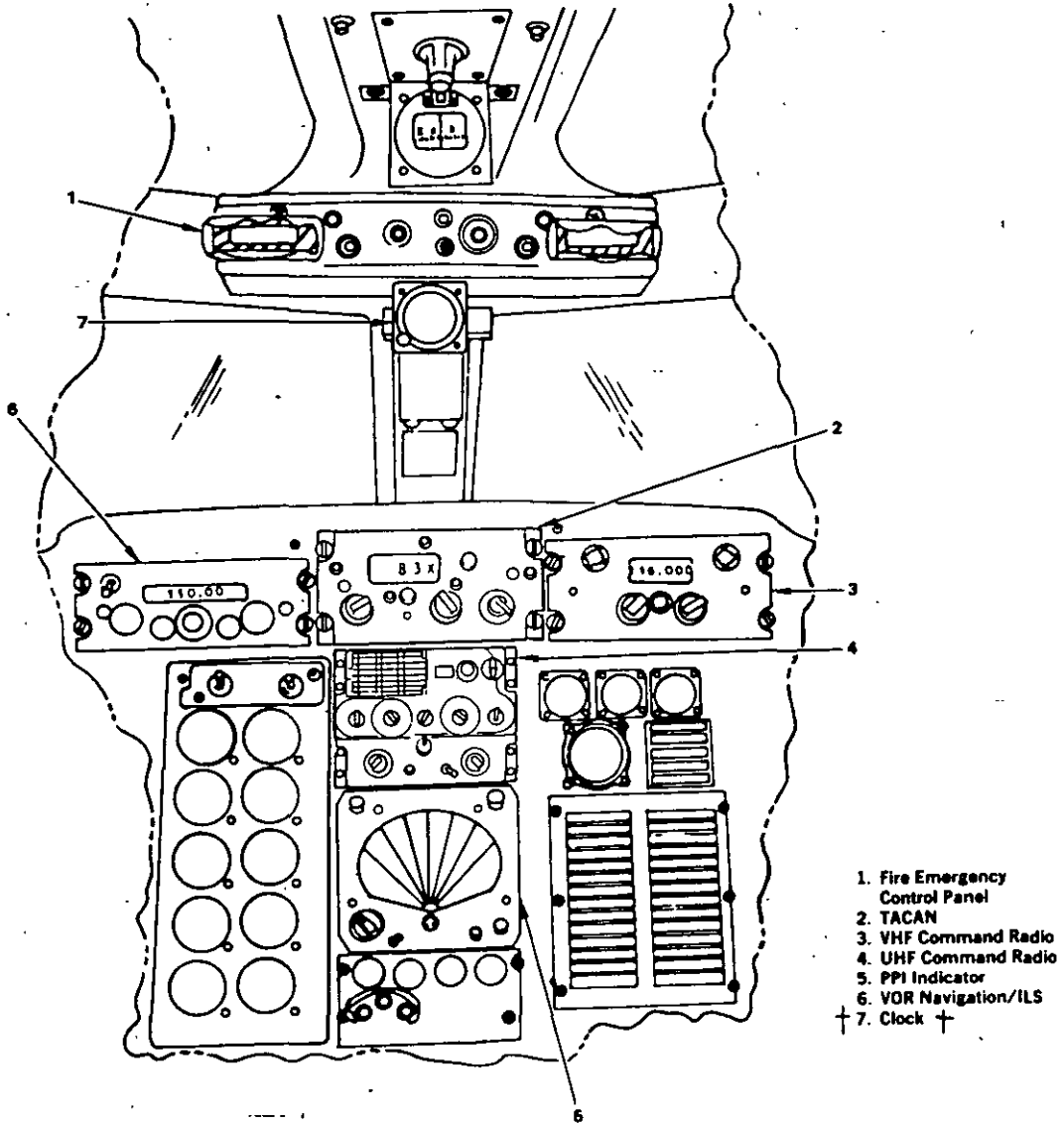


T-39A-1-00-20C

Figure 1-5

COCKPIT-FORWARD VIEW

Typical T-39B
and
T-39A changed by 1T-39A-562



- 1. Fire Emergency Control Panel
- 2. TACAN
- 3. VHF Command Radio
- 4. UHF Command Radio
- 5. PPI Indicator
- 6. VOR Navigation/ILS
- † 7. Clock †

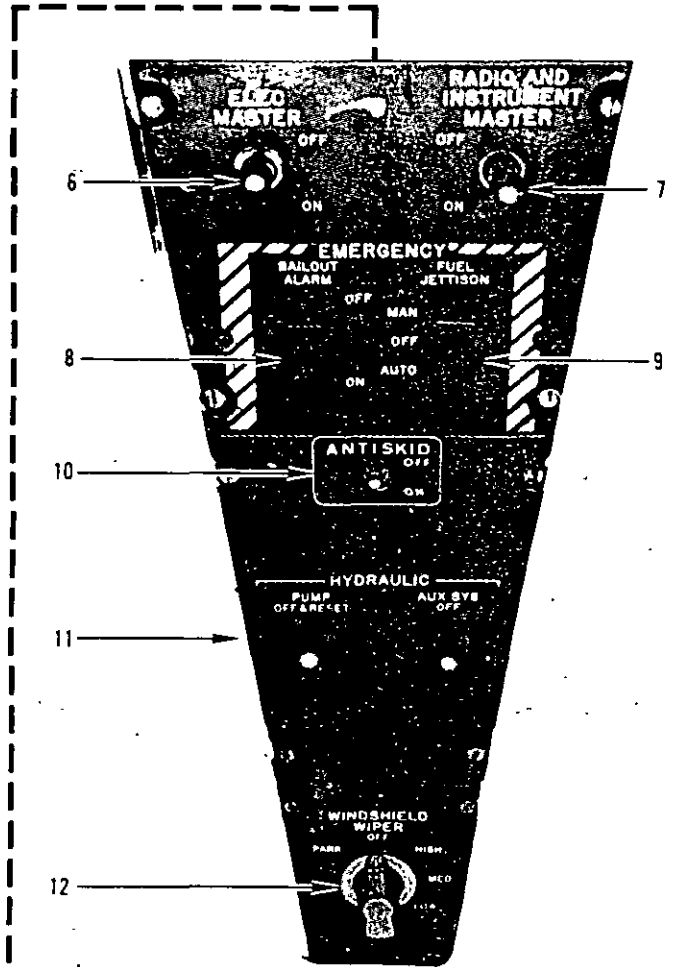
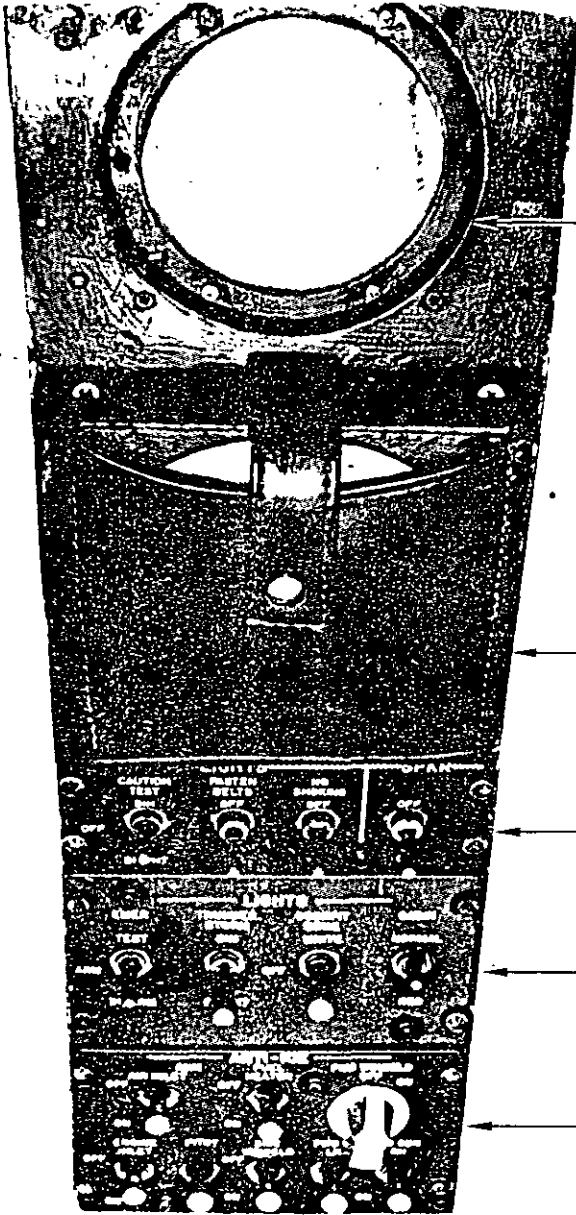
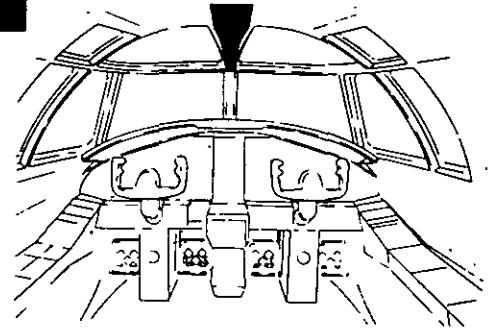
1T-39A-100-48

† SOME AIRPLANES (REFER TO APPLICABLE TEXT).

Figure 1-6

OVERHEAD CONTROL PANELS

TYPICAL T-39A



- 1 DOME LIGHT
- 2 ENGINE COMPUTER POUCH
- 3 INTERIOR LIGHT AND SPEAKER CONTROL PANEL
- 4 LIGHTING CONTROL PANEL
- 5 ANTI ICE CONTROL PANEL
- 6 ELECTRICAL MASTER SWITCH
- 7 INSTRUMENT MASTER SWITCH

- 8 BAILOUT ALARM SWITCH
- 9 FUEL JETTISON SWITCH
- 10 ANTISKID SWITCH
- 11 HYDRAULIC CONTROL PANEL
- 12 WINDSHIELD WIPER CONTROL KNOB
- 13 MAGNETIC COMPASS
- 14 COMPASS CORRECTION CARD HOLDER

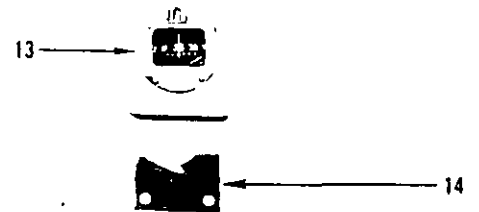
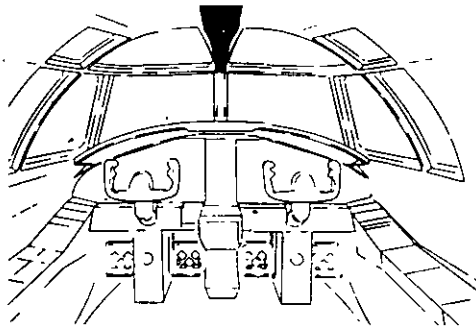


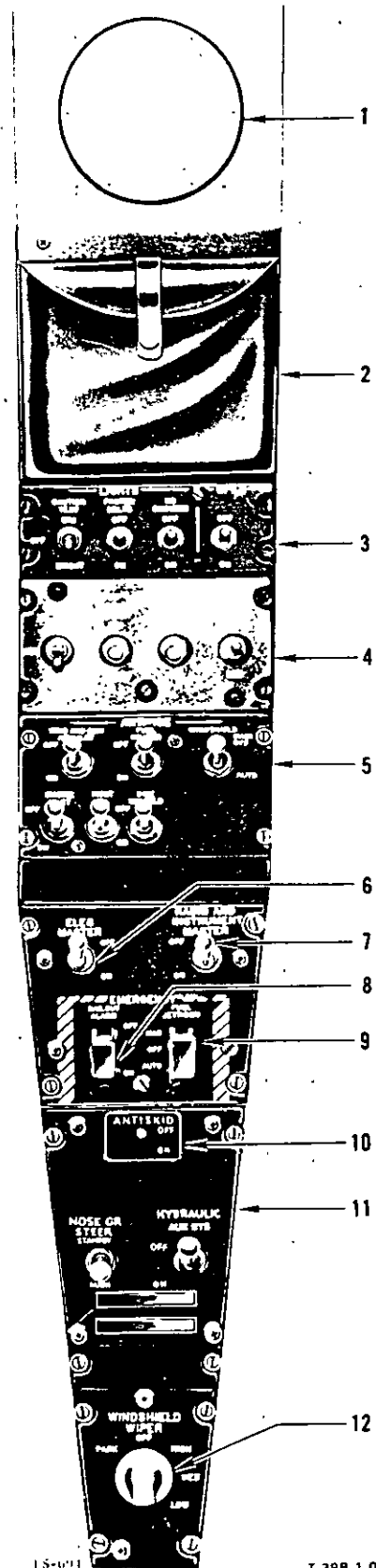
Figure 1-7 (Sheet 1 of 2)

OVERHEAD CONTROL PANELS

TYPICAL T-39B



- 1 DOME LIGHT
- 2 ENGINE COMPUTER POUCH
- 3 INTERIOR LIGHT AND SPEAKER CONTROL PANEL
- 4 LIGHT CONTROL PANEL
- 5 ANTI-ICE CONTROL PANEL
- 6 ELECTRICAL MASTER SWITCH
- 7 INSTRUMENT MASTER SWITCH
- 8 ALARM SWITCH
- 9 FUEL JETTISON SWITCH
- 10 ANTISKID SWITCH
- 11 HYDRAULIC CONTROL PANEL
- 12 WINDSHIELD WIPER CONTROL KNOB



15-011

T-39B 1 00 268

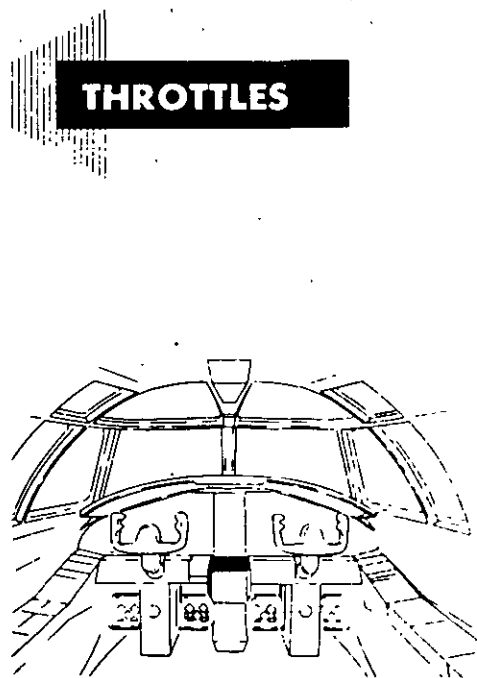
Figure 1-7 (Sheet 2 of 2)

Because of a malfunction or failure, the bleed valve may not close as scheduled, resulting in the possibility of the valve remaining open at high thrust levels. Operating with the valve open for extended periods at thrust levels where it is normally closed imposes undesirable stresses in the compressor section of the engine. Therefore, it is desirable to recognize this condition and reduce the throttle to the bleed-valve-open point (approximately 77-percent rpm).

An engine with a bleed valve stuck in the open position can be readily identified by comparing rpm, fuel flow, and EGT between engines at a constant P_{t5} . Because of the decreased efficiency of the engine with a malfunctioning bleed valve in the open position, the rpm, fuel flow, and EGT will all read higher. At Military Rated Thrust, these differences become quite substantial with EGT approaching the operating limits, and precomputed P_{t5} may not be obtainable for takeoff thrust settings.

THROTTLES AND FRICTION LOCK

Engine thrust is controlled by the throttle (figure 1-8). The throttles are mounted in a quadrant on top of the cockpit center pedestal where they are accessible to the pilot or copilot. The two throttles are connected to their respective engine fuel controls by mechanical linkage. A thumb-operated speed brake switch is mounted on the left engine throttle. Each throttle is provided with a separate safety latch, on the forward side of the throttle, which must be depressed before the throttle can pass from OFF to IDLE or from IDLE back into OFF. Both throttles are interlocked with the control surface gust lock so that only limited thrust is available when the gust lock is on. A friction control knob is provided on the pilot's side of the throttle quadrant. There are throttle-actuated micro-switches in the quadrant that control the sequence of events in the fuel boost pump, engine ignition, landing gear warning circuits, and SPEED BRAKE OPEN caution light.



THROTTLES

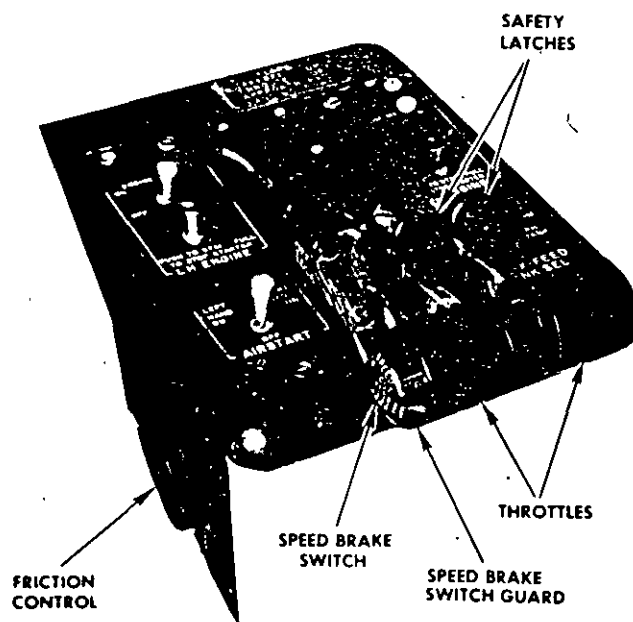
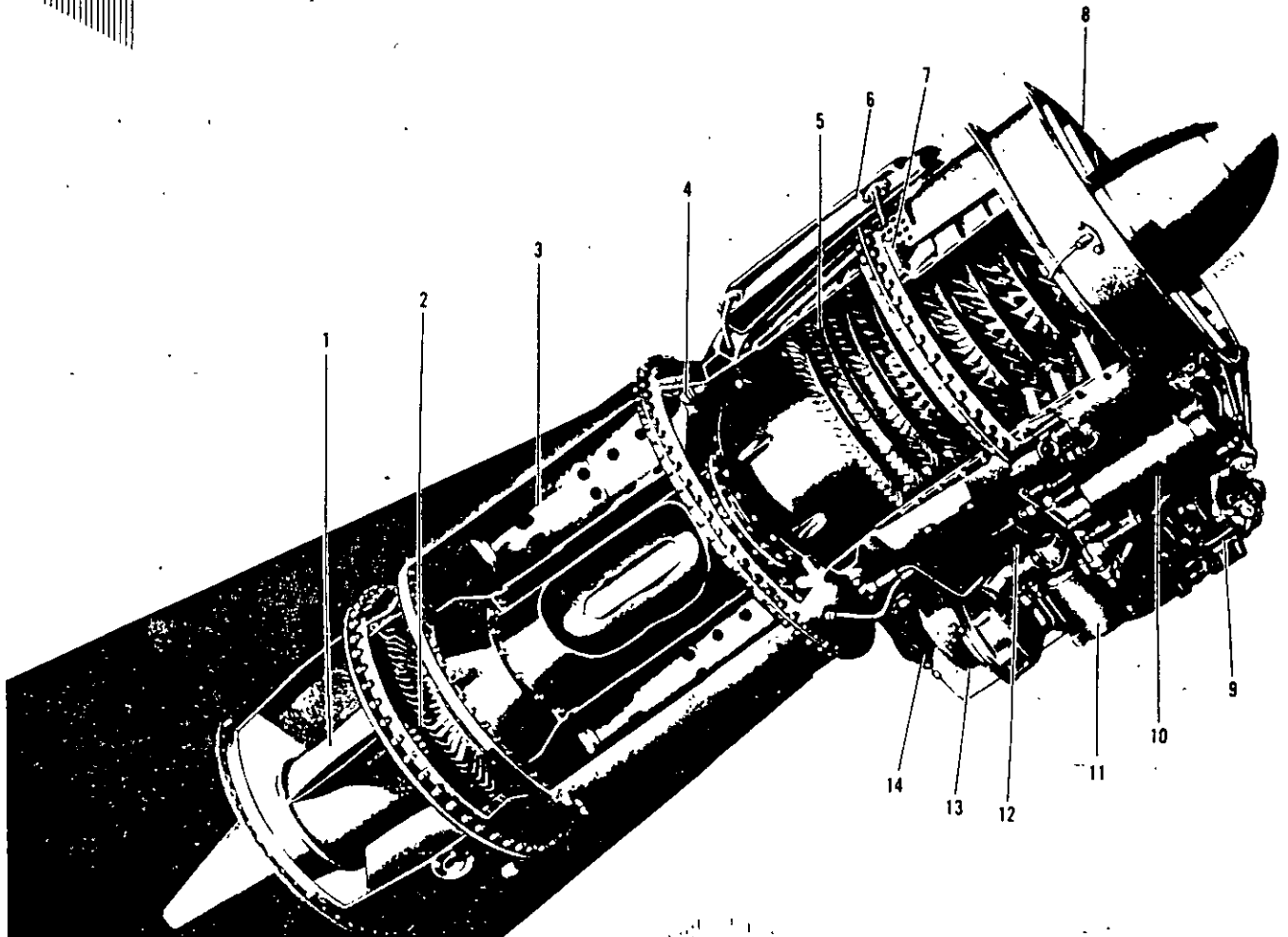


Figure 1-8

J60 ENGINE



- 1 EXHAUST CONE
- 2 TWO-STAGE REACTION TURBINE
- 3 CAN-ANNULAR COMBUSTION CHAMBER
- 4 FUEL NOZZLE
- 5 COMPRESSOR SECTION
- 6 OIL TANK
- 7 BLEED STRAP
- 8 AIR INTAKE
- 9 FUEL CONTROL
- 10 FUEL HEATER
- 11 FUEL FILTER
- 12 IGNITION UNIT
- 13 ACCESSORY DRIVE GEAR BOX
- 14 PRESSURIZATION AND DUMP VALVE

Figure 1-9

ENGINE MASTER SWITCHES

A positive-position engine master switch (1 and 11, figure 1-5) is provided for each engine. These switches are on the forward end of the center pedestal, one on each side of the throttle quadrant. Moving the engine master switch to ON opens the respective engine fuel shutoff valve, and dc essential bus power is made available for subsequent starter operation. With the selected engine master switch in ON, microswitches in the throttle quadrant are actuated when the respective throttle is moved out of OFF to energize the fuel boost pump and (provided the respective starter button is depressed) the engine ignition circuits. The engine master switches are powered from the dc essential bus, and each is protected by a circuit breaker on the overhead circuit breaker panel. (See figure 1-20.)

ON T-39B AIRPLANES, moving either engine master switch to ON also arms the respective hydraulic shutoff and bypass valve system.

NOTE

- After engine shutdown, the engine master switch should be turned off before the electrical master and battery switches are positioned at OFF. This allows the fuel shutoff valve to close.
- On T-39B AIRPLANES, this also allows the hydraulic shutoff and bypass valve to close.

ENGINE INDICATORS

EXHAUST TOTAL PRESSURE GAUGES (P_{t5})

The two exhaust total pressure gauges are mounted on the engine instrument panel. These gauges indicate turbine discharge total pressure, in inches of mercury, on gauges calibrated from 0 to 85. The gauges are powered by the 26-volt No. 1 ac bus and protected by a circuit breaker in the overhead circuit-breaker panel. Exhaust total pressure (P_{t5}) is the primary power or thrust instrument and is used in conjunction with pressure altitude, Mach number, and air temperature, to determine military and normal rated thrust values.

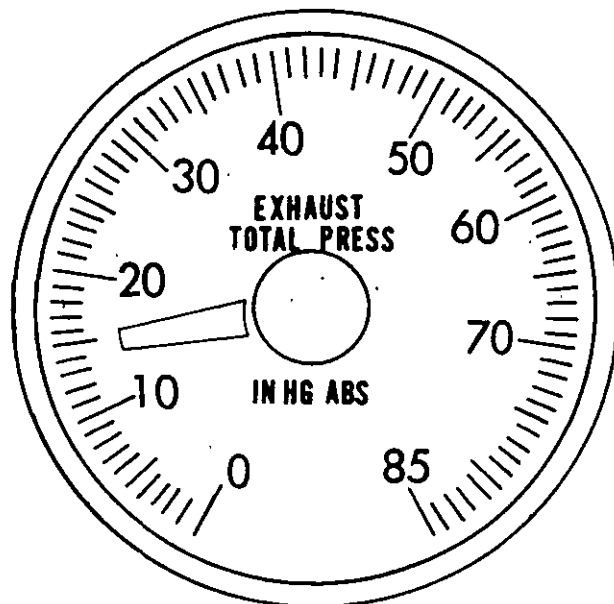


Figure 1-10

The exhaust total pressure gauges (P_{t5}) are the primary references for establishing thrust. Tachometers and exhaust gas temperature gauges only indicate limits to be observed at various thrust settings and are not used to determine thrust. Exhaust total pressure is sensed by asymmetrically placed probes immediately downstream from the turbine wheels. P_{t5} is used in conjunction with compressor inlet pressure to establish thrust. The compressor inlet pressure is a function of airspeed (Mach number) temperature and pressure altitude. These items are used in the applicable chart or the J-201 computer when determining P_{t5} values.

No provision for a direct readout of compressor inlet pressure is installed. The pressure differential between the compressor inlet and the exhaust total pressure (P_{t5}) reflects the amount of thrust produced and, consequently, the engine stresses involved. As the compressor inlet pressure increases or decreases, so does the allowable exhaust total pressure, since the pressure differential is essentially maintained. This is noted during the takeoff roll after takeoff thrust has been set in a static condition. As the aircraft accelerates, no appreciable change in thrust occurs; however, a significant rise in exhaust total pressure is indicated.

High-pressure air bled from the engine compressor essentially reduces the values of compressor inlet pressure, and when abnormal loads are assigned to an engine, the maximum values of P_{t5} must be corrected. This occurs during single-engine operation when one engine must supply all pressurization for the airplane, or when engine anti-ice is selected. If engine anti-ice is selected, additional bleed air is taken from the ninth stage of the compressor, and higher temperatures exist at the compressor inlet than indicated on the outside air temperature gauges. The correction for single engine operation requires a P_{t5} reduction of 1.5 percent, and engine anti-ice requires a reduction of 5 percent. When one or both of the noted conditions occurs, a simultaneous reduction in P_t also occurs. Should the throttle(s) be reset to obtain the original value, an over-boost condition will exist. Tachometers and exhaust gas temperature gauges are not thrust indicators and should never be used to determine maximum thrust settings. Should the exhaust gas temperature limit be reached before the desired P_{t5} limit, an engine malfunction or miscalculation is indicated.

EXHAUST GAS TEMPERATURE GAUGES

An exhaust gas temperature gauge (figure 1-2) is provided for each engine. These two gauges are mounted on the engine instrument panel, where they may be monitored by the pilot or copilot. The gauges are calibrated, in 20-degree increments, from 0°C to 1000°C. The indicators provide the pilot with a visual indication of engine exhaust gas temperature. The gauge system employs self-generating electrical units and does not require electrical power from the airplane for operation. For exhaust gas temperature gauge limitation markings, see figure 5-1.

TACHOMETERS

Two tachometers (figure 1-2) are mounted on the pilot's inboard instrument panel. Each tachometer master dial is calibrated, in 2 percent increments, from 0 to 100 percent rpm. A vernier dial within the larger dial registers an additional 10 percent in one percent increments. An engine speed of 16,030 rpm equals 100 percent. The vernier dial is provided so the pilot may more easily read the exact rpm. Each tachometer receives power from its respective tachometer generator which is geared to the engine accessory section driven by the compressor rotor. The tachometer is, therefore, independent of the airplane electrical system.

FUEL FLOW INDICATORS

The two fuel flow indicators (figure 1-2) are mounted on the pilot's inboard instrument panel. The flow indicators show the rate of fuel flow from the fuel control unit to the engine in pounds per hour. The gauges are calibrated, in 100-pound increments, from 0 to 5000 pounds per hour. The indicators are powered from the ac essential bus and are protected by separate push-pull circuit breakers on the overhead circuit breaker panel.

†ENGINE SYNCHRONIZATION INDICATOR

An engine synchronization indicator is installed on the copilot's inboard instrument panel, just above the left bank of the caution-warning light panel. It has a double-end pointer which will rotate either clockwise or counterclockwise through 360 degrees. When the pointer rotates counterclockwise (SLOW), this means the right engine is running slower than the left engine. Pointer rotation clockwise (FAST), indicates the right engine is running faster than the left engine. When the engines are in exact synchronization, the pointer stands still.

The indicator is operated by electrical signals generated by the left and right engine-driven tachometer generators. The signal from the left engine tachometer generator is utilized as the master signal. The signal from the right engine tachometer generator, when out of synchronization with that from the left engine tachometer generator, causes the pointer to rotate in the direction corresponding to faster or slower right engine speed.

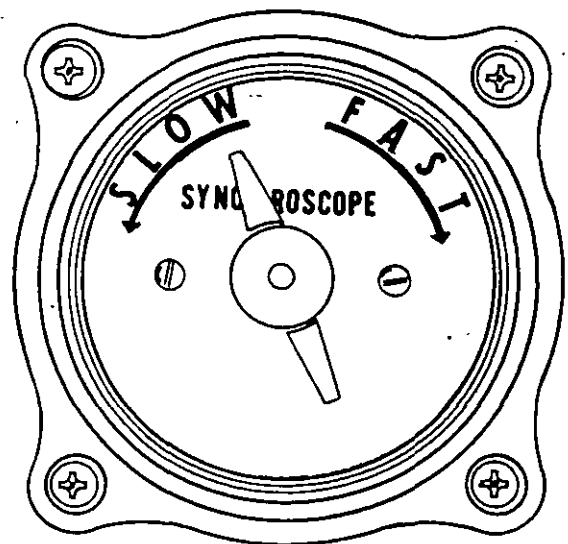


Figure 1-11

† Some airplanes.

STARTER SYSTEM

Engine starts may be made by use of the airplane batteries or external power, or by air starting. A combination starter-generator operates as a starter until engine speed reaches 25 to 35 percent rpm. At this time, the starter ceases to torque the engine and the solenoid-held, push-pull starter button is automatically released, indicating the cranking cycle is ended. As engine rpm increases, the starter-generator begins to function as a generator, and the generator output is automatically connected to the dc bus system. During a battery start, the two 24-volt batteries are automatically connected in series. One battery also supplies voltage to the battery bus. During an external power start, the batteries are disconnected (by insertion of the external power plug) from the starting bus.

ON T-39B AIRPLANES, during cranking, the hydraulic pump output is bypassed through the closed hydraulic shutoff valve to the pump inlet, reducing the starting load. When the cranking cycle has ended, the hydraulic shutoff and bypass valve opens, stopping pump bypass, and the hydraulic system is pressurized.

STARTER BUTTONS

A solenoid-held, push-pull starter button (figure 1-5) is provided for each engine and is powered by the 28V essential dc bus and no circuit breaker protection is provided. Each button is labeled PUSH TO START PULL TO STOP STARTER. These buttons are on the engine switch panels, one on each side of the throttle quadrant, and are used when normal battery or external power starts are made. When the starter button is actuated, a solenoid holds the button down during the cranking portion of the starting cycle. Starter operation is entirely automatic after the starter button has been pushed in. Should the engine fail to start or if it is desired to stop the starting cycle, the starter button may be manually pulled up. The starting system is designed so that either engine may be started first, however, both engines cannot be started simultaneously. When external electrical power is used for starting, a relay in the starter controller automatically deenergizes the ignition and releases the starter button when the engine has accelerated to 25 to 35 rpm and the starter load has decreased. During battery starts, the rpm may be

somewhat higher. There is a red ignition-on light in each starter button which illuminates during ground or air engine starting to show when ignition is on. This light goes out when ignition is no longer provided.

AIR START SWITCH

An air start switch (figure 1-5) is on the left engine switch panel. This switch has three positions (LEFTHAND ON, OFF, and RIGHTHAND ON) and is to be used for air starting of either engine. When the switch is actuated for either engine, dc power is supplied directly from the dc essential bus to the respective engine ignition unit when the respective throttle is advanced from OFF. The ignition-on light, in the engine starter button, is illuminated in the same manner as during a normal engine start; however, the light will remain on until the air start switch is placed in OFF. After an engine air start, as indicated by engine exhaust gas temperature and rpm, the air start switch must be returned to OFF.

NOTE

When the air start switch is placed at LEFTHAND ON or RIGHTHAND ON, the respective dc generator is taken off the line and may have to be reset when the air start switch is returned to the center (OFF) position.

ON T-39B AIRPLANES, when the air start switch is placed in the LEFTHAND ON or RIGHTHAND ON position, the respective hydraulic pump is bypassed.

IGNITION SYSTEM

The dc essential bus-powered ignition system, providing ignition through two spark igniter plugs on each engine, functions during ground starts and air starts. Movement of the throttle from OFF to IDLE, during the normal engine starting sequence, actuates a switch which completes the engine ignition circuit. This throttle action also causes the fuel boost pump to operate. The spark igniters are in the No. 3 and 6 burners. After burning occurs in No. 3 and 6 burners, the remaining burners are ignited through the interconnecting flame tubes. After initial starting, combustion is continuous.

OIL SYSTEM

Each engine has a self-contained engine oil lubricating system consisting of an oil tank, an oil pressure pump, an oil filter, engine scavenge pumps, and a fuel oil-cooler. The oil serves for lubricating and cooling. Operation of the oil system is completely automatic, requiring no control action by the flight crew. The oil tank capacity is 1.6 US gallons, including expansion space. The oil tank is mounted on the engine over the compressor section. An oil servicing access door is provided on the upper forward surface of each engine pod. The engine oil pump is on the engine accessory drive gearbox, and an oil pressure of 45 (+10 or -5) psi, relative to internal breather pressure (tank pressure), is maintained by an oil pressure relief valve downstream of the oil filter. Oil scavenge pumps are provided to pick up oil from the bearing compartments and gearbox and return the oil through the fuel oil-cooler back to the oil tank. See servicing diagram (figure 5-2) for engine oil specification.

OIL PRESSURE GAUGES

The two oil pressure gauges (figure 1-2) are mounted near the bottom of the center instrument panel and are calibrated, in increments of 5 psi, from 0 to 100 psi. These gauges show the pressure of oil within the engines and are powered from the 26-volt No. 1 ac bus. Each oil pressure indicating system is protected by a circuit breaker. (See figure 1-20.) For oil pressure gauge limitation markings, see figure 5-1.

OIL OVERHEAT CAUTION LIGHTS

The LH OIL OHEAT and RH OIL OHEAT amber caution lights (figure 1-34) are on the caution-warning light panel. These lights are controlled by temperature switches mounted in each engine accessory drive gearbox. In case the oil temperature becomes excessive, the temperature switches close and the respective engine oil overheat caution light will come on.

LOW OIL PRESSURE CAUTION LIGHT

The OIL PRESS LOW amber caution light (figure 1-34) is on the caution-warning light panel. This light is actuated by a pressure switch in either engine oil system. When engine oil pressure drops to 28 (± 1) psi, the pressure switch closes and the oil pressure light will come on. When pressure is greater than 32 psi, the switch opens and low oil pressure light will go out. This light is protected by a single push-pull circuit breaker on the overhead circuit-breaker panel.

FUEL SYSTEM

AIRPLANE FUEL SYSTEM

The airplane fuel system (figure 1-12) consists of two separate fuel tanks in the wing and a fuselage tank mounted in the aft fuselage compartment. Each wing has a liquid-tight compartment which serves as a fuel tank. The wing is divided into two separate fuel tanks by a center bulkhead; each tank extends from the center bulkhead outboard to the wing tip rib, thus providing a separate fuel supply system for each engine. A tank cross-feed valve is installed in the center bulkhead to permit utilization of fuel from both wing tanks by one engine or one boost pump. Each wing tank contains three baffle plates that have check valves which allow fuel to flow by gravity feed toward the center section. A fuel ejector and a boost pump are mounted in each wing near the center bulkhead. To ensure automatic after-shutdown protection from thermal expansion, thermal relief is provided in the fuel shutoff and up-stream check valve. For gravity and single-point refueling procedures, refer to this section of this manual. Fuel tank capacities are listed in figure 1-13; fuel specifications are given in figure 5-2.

FUSELAGE TANK

A bladder-type fuselage tank, mounted in a liquid-tight sealed metal compartment in the aft fuselage equipment compartment, has a capacity of 163 US gallons (1060 pounds) of usable fuel by gravity refueling and 28 US gallons of expansion space.

During pressure refueling, automatic shutoff will occur at 161 US gallons (1047 pounds). This fuel drains by gravity feed through separate lines into both wing tanks. The fuselage tank is provided with a dual integral level control shutoff valve with dual test diaphragms to admit fuel to the tank during single-point pressure refueling. This tank may also be serviced through a gravity-flow type fuel filler cap, on the upper right side of the fuselage, if single-point pressure refueling facilities are not available. When fueling the airplane for total fuel capacity (wing and fuselage tank) and using the gravity refueling method, the system should be fueled from the fuselage tank. By holding each wing gravity fuel filler cap flapper valve depressed while filling from the fuselage filler receptacle, the wing tanks will fill at the same time. As fuel rises to the level of the flapper valves, they must be released and then the fuselage tank filled to the required level. Any time expansion occurs in the wing, the expanding fuel is vented to the fuselage tank. The expansion space in the fuselage tank serves as a liquid separator, retaining any liquid fuel which may pass from the wing into the vent lines. This fuel also flows back into the airplane fuel system as fuel is used. The fuselage tank is vented overboard through a vent which extends directly aft out of the fuselage. An anti-siphon line and check valve are installed in the fuselage tank to prevent siphoning during thermal expansion.

FUEL TANK VENTING

The fuel system is vented internally and to the atmosphere to maintain a satisfactory pressure condition during any static or flight condition. The wing tanks are vented, compartment-to-compartment, and to the fuselage tank. The fuselage tank is vented to the atmosphere through a vent line which extends aft out through the tail cone into the screened-in area around the fuel jettison pipe. The primary purpose of the vent is to provide a proper balance of pressure within each fuel tank to prevent the tank collapsing or expanding beyond limits, and to ensure proper fuel transfer. Separate vent exhausts, incorporated in the single-point wing refueling level control pilot and vent valves on each wing tip, prevent excessive pressure buildup during pressure refueling. A climb vent line, installed between the wing tanks and the fuselage tank, improves fuel transfer when level flight is attained.

FUEL BOOST PUMPS

The submerged centrifugal boost pump in the aft center section (hopper compartment) in each wing tank supplies fuel under pressure, through the fuel shutoff valve, to its respective engine fuel system. Each fuel boost pump is energized whenever its respective engine master switch is ON and its respective throttle is advanced from the OFF position. Whenever the fuel cross-feed and tank selector switch is positioned at X-FEED, both boost pumps are energized, provided one engine master switch is ON and the corresponding throttle is advanced to IDLE or above. The airplane is equipped with a fuel pump cross-feed valve which connects the two fuel systems, allowing either fuel boost pump to supply fuel to both engines. The boost pumps are powered by the dc essential bus, and are protected by a circuit breaker on the overhead circuit breaker panel. (See figure 1-20.)

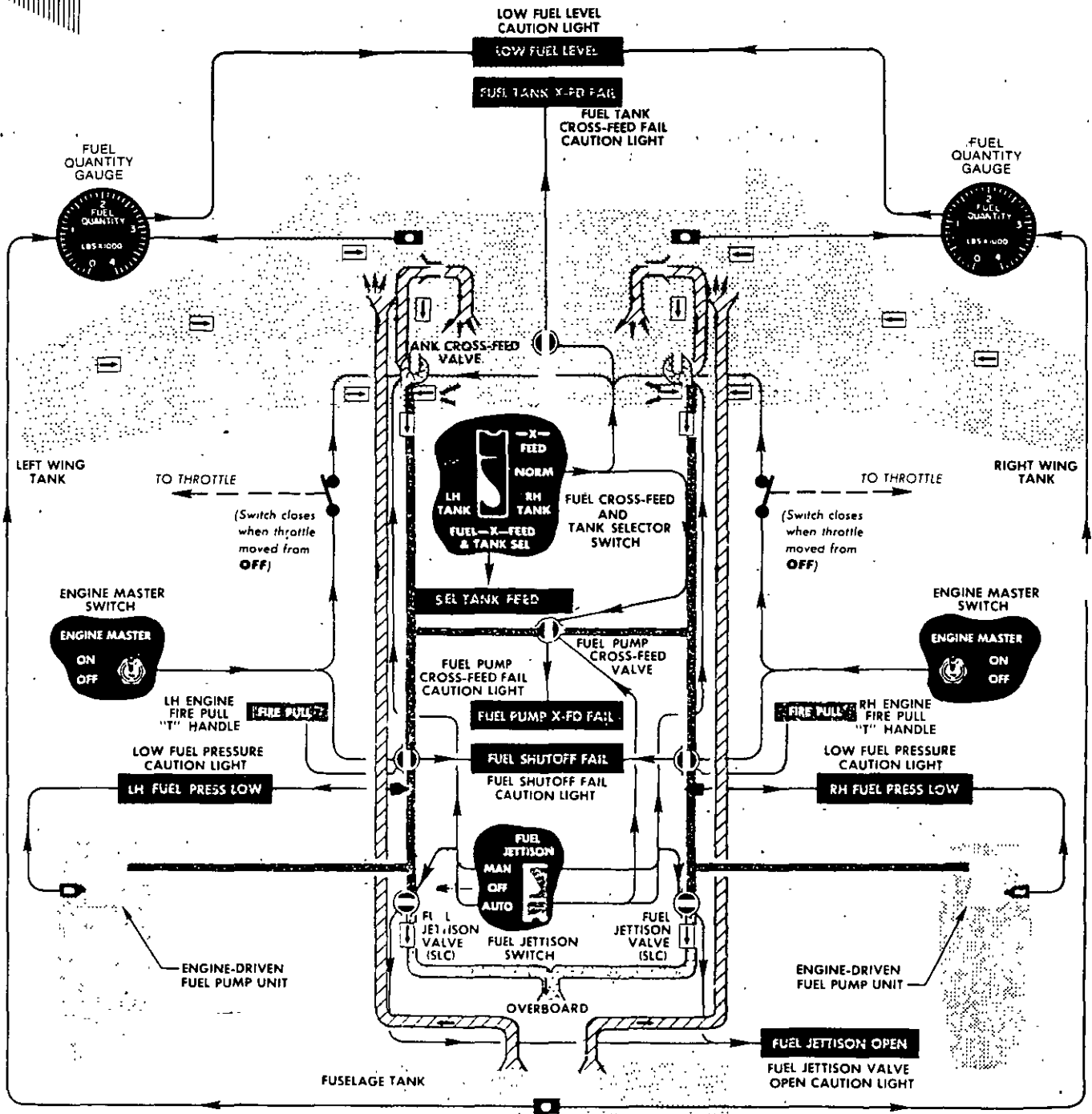
FUEL TRANSFER EJECTOR

One fuel transfer ejector is installed in each wing fuel tank in the forward lower portion of the tank near the center bulkhead. The purpose of the ejector is to scavenge fuel from that area and direct it to the boost pump area. One-way check valves, installed in the baffle surrounding the boost pump, permit fuel flow into the compartment. The scavenged fuel is directed into this compartment to ensure availability of fuel to the boost pump. The ejectors are self contained units which have no moving parts and operate by bleeding a portion of the boost pump flow through the submerged ejector which picks up fuel (venturi action) and directs it to the boost pump compartment.

FUEL CROSS-FEED AND TANK SELECTOR

The fuel cross-feed and tank selector (13, figure 1-5) is on the right engine switch panel. The selector is powered by the dc essential bus and has four positions: NORM, X-FEED, LH TANK, and RH TANK. For all normal operations, the switch is in the guarded NORM position. In case of low fuel pressure, as indicated by the left or right low fuel pressure caution lights, the switch is placed at the X-FEED position. Selecting the X-FEED position opens the fuel tank and fuel pump cross-feed valves and permits the operable boost pump to supply the

AIRPLANE FUEL SYSTEM



- | | | |
|-------------------------|-----------------------|-----------------------------------|
| MAIN SUPPLY | ELECTRICAL CONNECTION | SLC SPRING-LOADED CLOSED |
| SUPPLY | MECHANICAL LINKAGE | BOOST PUMP |
| FUEL TRANSFER-VENT LINE | CHECK VALVE | FUEL SHUTOFF VALVE |
| FUEL JETTISON LINE | FUEL QUANTITY SENSOR | DIFFERENTIAL FUEL PRESSURE SWITCH |
| FUEL EJECTORS | FUEL PRESSURE SWITCH | |

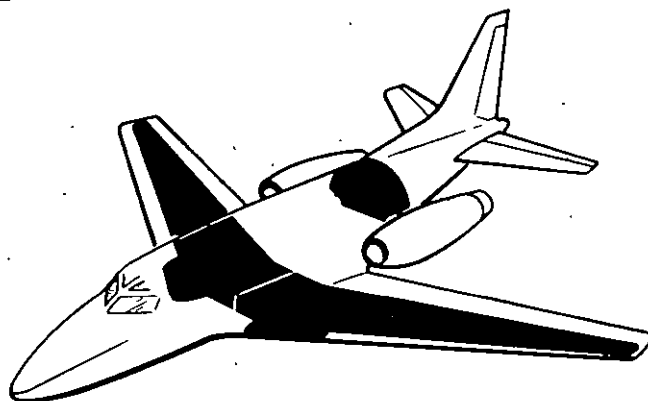
Figure 1-12

35

FUEL QUANTITY DATA

POUNDS AND U.S. GALLONS

TANK	USABLE FUEL (Level Flight)	FULLY SURVICED
LEFT WING	2908.5 POUNDS 447.5 GALLONS	2964 POUNDS 456 GALLONS
RIGHT WING	2908.5 POUNDS 447.5 GALLONS	2964 POUNDS 456 GALLONS
TOTAL WING	5817.0 POUNDS 895.0 GALLONS	5928 POUNDS 912 GALLONS
FUSELAGE	1047.0 POUNDS 161.0 GALLONS	1047 POUNDS 161 GALLONS
TOTAL FUEL	6864.0 POUNDS 1056.0 GALLONS	6975 POUNDS 1073 GALLONS



NOTE

- Weights given are for JP-4 based on a Standard Day fuel weight of 6.5 pounds per gallon.
- Quantities shown are with pressure refueling.

Figure 1-13

necessary fuel pressure. If the low fuel pressure caution light goes out, this indicates that a tank boost pump has failed. If the caution light stays on after the X-FEED position is selected, this indicates that the engine-driven centrifugal pump has failed. The LH TANK and RH TANK positions are for the purpose of wing fuel balancing. Selecting the LH TANK or RH TANK position deenergizes the wing boost pump in the opposite wing tank, maintains the tank cross-feed valve closed, opens the fuel pump cross-feed valve, and energizes the selected wing tank boost pump. For wing fuel balancing procedures, refer to Fuel System Failure in Section III and Fuel System Management in this Section.

SELECTED TANK FEED CAUTION LIGHT

The SEL TANK FEED amber caution light (figure 1-34) is on the caution-warning light panel. The light is powered by the dc essential bus and is protected by the Engine System Warning Cross-feed circuit breaker on the overhead circuit breaker panel (figure 1-20). The SEL TANK FEED light illuminates when the Fuel Cross-feed and Tank selector is positioned to either RH Tank or LH tank.

X-FEED SWITCH	X-FEED VALVES		THROTTLES	BOOST PUMPS	
	PUMP	TANK		L	R
N O R M A L	C	C	L OPEN R OFF	ON	OFF
	L	L	L OPEN, R OPEN	ON	ON
	O	O	L OFF R OPEN	OFF	ON
	S	S	L OFF R OFF	OFF	OFF
X-FEED	OPEN	OPEN	EITHER OR BOTH OPEN	ON	ON
L TANK	OPEN	CLOSED	EITHER OR BOTH OPEN	ON	OFF
R TANK	OPEN	CLOSED	EITHER OR BOTH OPEN	OFF	ON

JETTISON SW ON WILL OPEN PUMP X-FEED VALVE AND ACTUATE BOTH BOOST PUMPS REGARDLESS OF X-FEED AND TANK SELECTOR

Figure 1-14

LOW FUEL PRESSURE CAUTION LIGHTS

The LH FUEL PRESS LOW and RH FUEL PRESS LOW amber caution lights (figure 1-34) are on the caution warning light panel. They are actuated by either of two pressure switches. One is downstream of the fuel shutoff valve, indicating tank boost pump output; the second pressure switch (differential pressure) indicates a differential pressure decrease across the engine-driven centrifugal pump.

LOW FUEL LEVEL CAUTION LIGHT

The LOW FUEL LEVEL amber caution light (figure 1-34) is on the caution warning light panel. Circuit protection is provided by a circuit breaker on the overhead circuit breaker panel. This light receives its signal from either fuel quantity gauge and is energized when either fuel quantity gauge indicates approximately 300 pounds remaining. However, when the fuel quantity switch is in the RH IND, RH WING, LH IND AUX position, the light will come on only when the right fuel quantity gauge indicates less than 300 pounds of fuel remaining.

FUEL TANK CROSS-FEED FAIL CAUTION LIGHT

The FUEL TANK X-FD FAIL amber caution light (figure 1-34) is on the caution-warning light panel. This light is protected by a circuit breaker on the overhead circuit breaker panel. (See figure 1-18.) The purpose of the fuel tank cross-feed fail light is to monitor the position of the tank cross-feed valve in the wing center bulkhead; when the valve position does not correspond with the selector position, the caution light will come on.

FUEL PUMP CROSS-FEED FAIL CAUTION LIGHT

The FUEL PUMP X-FD FAIL amber caution light (figure 1-34) is on the caution-warning light panel. This light is protected by a circuit breaker on the overhead circuit breaker panel. (See figure 1-20.) The purpose of the fuel pump cross-feed fail light is to monitor the position of the pump cross-feed valve, downstream of the boost pumps. When the valve position does not correspond with the position of the fuel cross-feed and tank selector or the fuel jettison switch, the caution light will come on.

FUEL SHUTOFF FAIL CAUTION LIGHT

The FUEL SHUTOFF FAIL amber caution light (figure 1-34) is on the caution-warning light panel. It comes on when either or both fuel shutoff valves are not in a fully open or closed position as selected by the engine master switches or fire pull T-handles.

FUEL QUANTITY SWITCH

The fuel quantity switch (figure 1-15) is above the thrust indicators on the pilot's inboard instrument panel. The switch has three positions: TEST; TOTAL (center); and RIGHTHAND INDICATOR, RIGHTHAND WING, LEFTHAND INDICATOR AUXILIARY (labeled "RH IND, RH WING, LH IND AUX"). When the switch is moved to the left,

both fuel quantity indicators should rotate counterclockwise. The function of this position is to test both quantity indicating systems for proper operation, by driving both indicators away from their true indications and test the LOW FUEL LEVEL caution light. When the switch is placed back in the center position the indicators should return to their former positions. When the switch is moved to the right, the left fuel quantity indicator shows usable fuel in the fuselage fuel tank, and the right fuel quantity indicator shows usable fuel in the right wing.

FUEL QUANTITY GAUGES

Two fuel quantity gauges (figure 1-2), on the pilot's inboard instrument panel, indicate in pounds of fuel. The gauges are calibrated from 0 to 4000, in increments of 100 pounds. These gauges indicate the total fuel supply. Each gauge reads the fuel quantity in one wing tank plus one half the total fuselage tank fuel, regardless of the temperature or type of fuel. The total quantity of the fuselage fuel tank may be read on the left fuel quantity indicator. (Refer to Fuel Quantity Switch.)

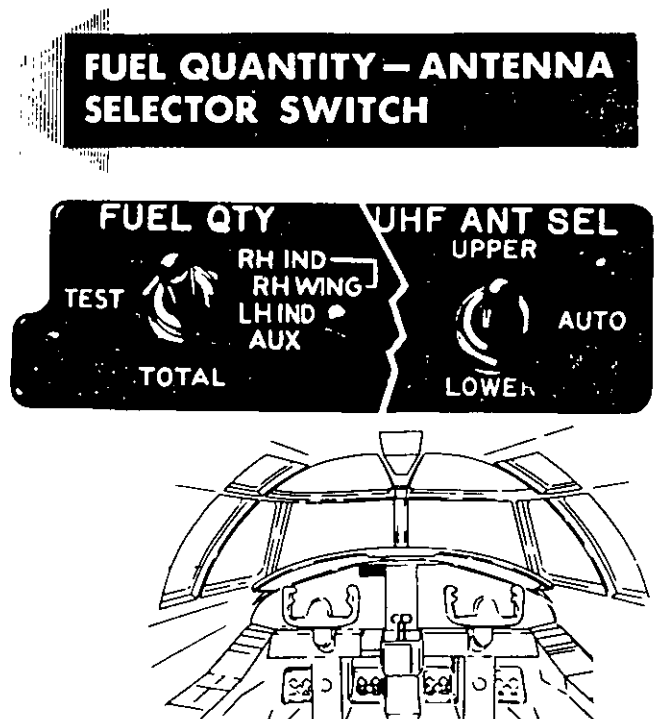


Figure 1-15

WARNING

Fuel indicators can be affected when the radio and engine instrument indirect light rheostat is turned on. Readings could be as much as 200 pounds (total fuel) high, depending on light intensity and fuel remaining.

NOTE

Fuel indications may vary in error as much as 200 pounds relatively quickly because of changes in airplane attitude during a penetration or approach. The same error indication will also apply to a prolonged nose-up attitude with partial fuel load; however, in the nose-up attitude, the error will be indicated at a much slower rate.

The fuel quantity indicating system is powered by the 115-volt ac essential bus. Circuit protection is provided by two circuit breakers on the overhead circuit breaker panel. (See figure 1-20.)

FUEL JETTISON SYSTEM

The airplane is equipped with a fuel jettison system which may be used in any airplane flight attitude or configuration. Normally, fuel is jettisoned at the rate of approximately 180 pounds per minute, depending on altitude, temperature, and thrust setting. Fuel jettisoning may be used when it is desirable to land with the lightest possible load.

NOTE

When either main gear strut is compressed, the circuit to the fuel jettison switch is opened, preventing fuel jettisoning while the weight of the airplane is supported by the landing gear.

Fuel Jettison Switch

The fuel jettison switch (9, figure 1-7) is on the overhead control panel. The switch is powered by the dc essential bus and has three positions: AUTO, OFF, and MAN. When the fuel jettison switch is placed at either the AUTO or the MAN position, the fuel pump cross-feed valve opens, the fuel tank cross-feed valve remains unmoved, the two fuel

jettison valves open, the FUEL JETTISON OPEN and master caution lights come on, and fuel jettison begins. When the fuel jettison switch is placed at the AUTO position, the two fuel jettison valves and fuel pump cross-feed valve close when the fuel level in either wing tank decreases to 700-1100 pounds.

Regardless of the position of the fuel cross-feed and tank selector both boost pumps will be energized when the fuel jettison switch is at either AUTO or MAN position and fuel will be jettisoned from both wing tanks.

WARNING

When the switch is held in the springloaded MAN position, fuel jettisoning will continue until the fuel jettison switch is released or all usable fuel is jettisoned.

Fuel Jettison Open Caution Light

The FUEL JETTISON OPEN amber caution light (figure 1-34) is on the caution-warning light panel. This light comes on when the fuel jettison switch is placed at either the AUTO or the MAN position (provided that either fuel jettison valve opens). When jettisoning is completed, the jettison valves close and the caution light goes out.

ENGINE FUEL SYSTEM

Fuel flow to the engine is mechanically controlled by throttle movement and is delivered and regulated by the engine fuel system. This system includes the engine-driven fuel pump unit, fuel heater, fuel bypass valve, hydromechanical fuel control unit, fuel oil-cooler, and pressurization and dump valve. The engine fuel system is shown schematically in figure 1-16.

ENGINE FUEL CONTROL UNIT

An engine-driven hydromechanical fuel control unit (figure 1-16) regulates fuel flow to the engine. During operation, the fuel flow is determined by a variable orifice main metering valve in the control that is governed by control signals from a mechanical computer. The metering system meters the fuel flow to be sent to the engine burners, in accordance with the amount of thrust required. The

computing system monitors four operating parameters: compressor inlet pressure, engine rpm, throttle position, and compressor discharge pressure. The computing system then adjusts the metering system accordingly, thus providing for optimum engine performance.

FUEL PUMP UNIT

The engine-driven fuel pump unit (figure 1-16) supplies the high fuel pressure required by the engine. The unit has a centrifugal element, a filter, a filter bypass valve, and a gear element. The centrifugal element provides an interstage fuel pressure and also has suction feed capabilities in case of airplane boost pump failure. A differential-pressure switch is installed across the centrifugal element to sense fuel pressure on each side of the pump. When the pressure differential across the pump decreases, the respective low fuel pressure caution light comes on. A filter is between the centrifugal element and the gear element to ensure protection of engine fuel components.

FUEL FILTER BLOCKED CAUTION LIGHT

A FUEL FILTER BLOCK amber caution light (figure 1-34) is on the caution-warning light panel. This light may be energized from one of two differential pressure switches (figure 1-16), one on each engine. These pressure switches sense fuel pressure drop across the fuel filters. In case either the left or the right engine fuel filter becomes contaminated with ice or foreign matter and the pressure differential across the filter increases, the differential pressure switch closes and the caution light will come on. The differential pressure switch opens when the pressure drop decreases and the caution light will go out. In case the fuel pressure differential becomes excessive the filter bypass valve automatically opens, allowing full fuel flow to the engine. However, the caution light will remain on until normal fuel flow occurs. This light is protected by a circuit breaker on the left overhead circuit breaker panel. (See figure 1-20.)

FUEL HEATER

A fuel heater (figure 1-16), installed on each engine upstream of the filter, is used to prevent the fuel filter from becoming blocked with ice with subsequent operation of the filter bypass. The fuel passes through the heater and is heated when compressor discharge air is passed through the heater. The compressor discharge bleed air to each engine is controlled by a motor-driven valve when the fuel heater switch is placed in the ON or OFF

position. When either valve is not completely closed, the respective FUEL HEAT ON caution light will come on.

FUEL PRESSURIZATION AND DUMP VALVE

The engine fuel pressurization and dump valve (figure 1-16) automatically directs fuel to one or both fuel manifolds, depending on engine operating conditions. At low flow, fuel passes through the primary manifold only. At high flows, both manifolds are used, with fuel flow through the secondary manifold being scheduled by the pressurizing valve as a function of the pressure drop across the primary manifold and nozzles. The dump portion of the valve is a two-position valve which is hydraulically actuated by a pressure signal from the fuel control. The pressure signal maintains the dump valve in a closed position during engine operation. On shutdown, fuel from the control is shut off immediately, the pressure signal drops rapidly, and the dump valve opens, permitting fuel in the manifold to drain overboard. On starting, the dump valve is again closed by the high-pressure signal.

FUEL OIL-COOLER

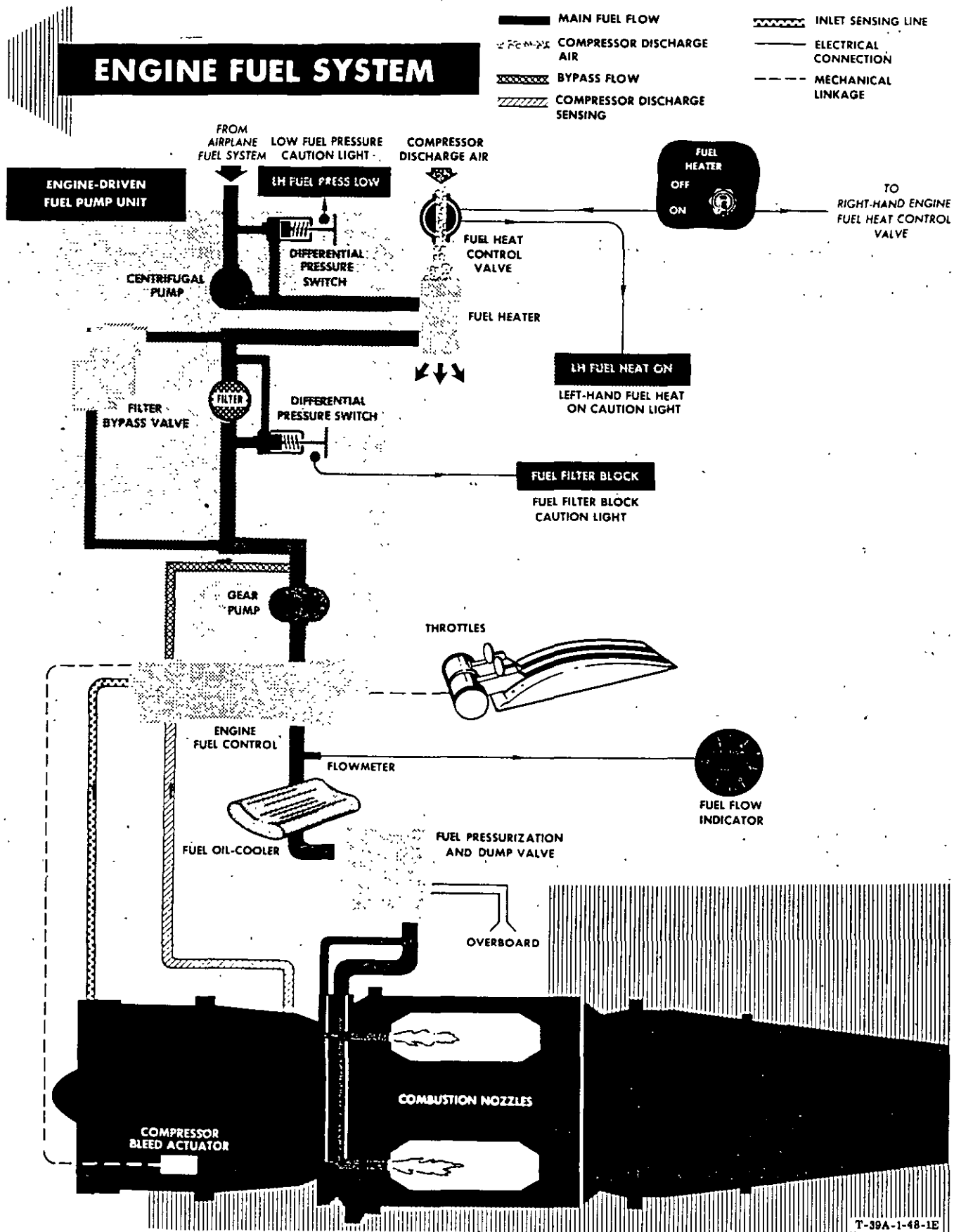
A fuel oil-cooler (figure 1-16) is installed on the engine to cool the engine lubricating oil. All engine fuel passes through the fuel oil-cooler, which is installed downstream of the hydromechanical fuel control. As the engine lubricating oil passes through the cooler, the heat is transmitted to the inlet fuel. No controls are provided for the fuel oil-cooler as its function is automatic.

FUEL SYSTEM MANAGEMENT

FUEL BALANCING

Before takeoff or landing, fuel imbalance between the wing tanks should not exceed 200 pounds. During flight, it is recommended that the fuel balancing procedure be used when the fuel imbalance exceeds 200 pounds. Maximum fuel imbalance in flight is 400 pounds. For balancing fuel in wing tanks, move fuel cross-feed and tank selector to select heavier tank. This will supply both engines with fuel from the heavy tank. When fuel level is equal in both wing tanks, return switch to NORMAL. If fuel balancing fails to occur after fuel cross-feed and tank selector switch is positioned to heavier tank, pull lightweight wing tank boost pump circuit breaker.

ENGINE FUEL SYSTEM



T-39A-1-48-1E

Figure 1-16

FUEL AVAILABILITY DURING FLIGHT

WARNING

If the airplane is flown at a pitch angle in excess of about 8-1/2 degrees nose-up for an extended period, fuel will be trapped in the outboard segment of each wing tank. Consequently, flameout could occur under this flight condition, even though the fuel quantity gauges show a usable supply of fuel remaining in the tanks.

During low-altitude climbs, the airplane nose-up pitch attitude exceeds 8-1/2 degrees for only a short period of time, insufficient to induce the flameout condition. This is because low-altitude climb cannot normally be entered without the airplane having been previously held in a level attitude (or nose down attitude, such as on the ground before takeoff, in level flight, or in a descent), which would permit gravity flow of the fuel. For all other normal flight conditions, the airplane nose-up pitch attitude will be less than that which would result in trapping fuel in the outboard segments of the wing tanks. (The normal flight condition which most nearly approaches the critical 8-1/2 degrees nose-up pitch attitude is maximum endurance flight; then, if recommended speeds are observed, the pitch attitude will not exceed about 6-1/2 degrees nose up.)

ELECTRICAL POWER SUPPLY SYSTEMS

ON T-39A AIRPLANES, the 28-volt dc system is powered by two 30-volt, 300-ampere engine-driven starter generators, one on each engine. Two 24-volt, 22-ampere-hour nickelcadmium batteries furnish standby power for the dc system, and can be used for engine start when an external power source is not available. Alternating current is supplied by a dc powered, main 3-phase, 1500-volt-ampere inverter, with a dc powered standby three-phase inverter, capable of 500-volt-ampere capacity, incorporating an automatic changeover system. The changeover also can be manually selected. Two engine-driven ac generators, one on each engine, provide power only for heating the two forward windshields. For ground operations, external power can be supplied to the dc system and to the starter circuit.

ON T-39B AIRPLANES, the alternating current system is powered by a hydraulically driven 400-cycle, 3-phase ac generator, rated at 120/208 volts.

A dc-powered standby inverter energizes the essential ac circuits whenever ac generator output is not available. For ground operations, external power can be supplied to the ac system.

DC ELECTRICAL POWER DISTRIBUTION

DC power is distributed from the following electrical busses: battery bus, paralleling bus, dc essential bus, and No. 1 and 2 dc secondary busses. In addition, there is a starter bus to supply power to the starter only. (See figure 1-17.)

BATTERY BUS

The battery bus (figure 1-17) is connected, through battery disconnect relays and is energized as long as battery power is available. During normal operation, the battery bus is powered by both batteries connected in parallel. However, when a battery-powered engine start is made, battery No. 2 is disconnected automatically from this bus, and the batteries are then series-connected to supply the higher voltage demands of the starters. During this period, battery No. 1 continues to supply the battery bus. The battery bus can be connected to, and power, the paralleling bus and the dc essential bus during ground operation, or the dc essential bus in flight (both generators inoperative).

STARTER BUS

The starter bus (figure 1-17) is powered either by the batteries or by external power through the starter external power receptacle. During an external power start, the batteries are not connected to the starter bus.

PARALLELING BUS

The paralleling bus (figure 1-17) can be energized by the battery bus, dc generators, or utility external power. Normally, the paralleling bus powers all other dc busses, except the starter bus. The paralleling bus is energized if power is available from either dc generator. On the ground, the paralleling bus is energized directly by utility external power, or by the battery bus if the electrical Master and battery switches are ON.

DC ESSENTIAL BUS

The dc essential bus (figure 1-17) is normally energized by the paralleling bus if either dc generator is on the line. Also, on the ground, the essential bus is energized through the paralleling bus by battery bus power if the electrical master and battery switches are ON, or by utility external power. In flight, if both dc generators fail or are off the line, the essential bus automatically becomes powered

directly from the battery bus. If this automatic power transfer fails, the dc essential bus can be connected to the battery bus by setting the battery switch at its ESSENT position.

NOTE

The sealed batteries in the interior emergency lighting system power units are kept charged by the dc essential bus. If the essential bus fails, these batteries illuminate the emergency lights, provided the interior emergency light switch is in the ARM position. (See figure 1-17 and refer to Emergency Lighting in this section.)

DC SECONDARY BUSES

ON T-39-A AIRPLANES, the No. 1 and No. 2 dc secondary busses (figure 1-17) are energized by the paralleling bus if both dc generators are on the line, or if utility external power is applied. Therefore, if power is available from only one dc generator, both dc secondary busses are deenergized.

ON T-39B AIRPLANES, the No. 1 and No. 2 dc secondary busses are energized by the paralleling bus if either dc generator is on the line, or if utility external power is applied.

ELECTRICAL MASTER SWITCH

The two-position electrical master switch (figure 1-6), on the overhead panel, controls all electrical power except the battery bus, external power, and emergency lighting. When the switch is at ON, battery bus power is supplied to the battery switch to make it effective, and the contacts of the reverse current relays can close when dc generator output is available to put the generators on the line. Moving the electrical master switch to OFF takes the dc generator off the line by opening the contacts of the reverse current relays, and power is removed from the battery switch.

BATTERY SWITCH

The battery switch (figure 1-18), on the copilot's inboard instrument panel, controls battery bus power to the dc bus system, but is effective only if the electrical master switch is ON. When the battery switch is at ON, a bus tie-in relay connects the battery bus to the paralleling bus. In flight, this relay closes only if either dc generator is on the line. Therefore, if both dc generators fail in flight or are turned off, the paralleling bus is disconnected automatically from the battery bus and the paralleling bus can no longer power the dc essential bus. When this occurs, an emergency relay is actuated if the electrical master and battery switches are ON, to ensure that the dc essential bus remains

energized by connecting it directly to the battery bus. Should this automatic power transfer system fail, moving the battery switch to ESSENT energizes the essential bus emergency relay to connect the dc essential bus to the battery bus.

CAUTION

The contacts of the essential emergency relay are used in flight only when the relay is energized by either of these two emergency transfer methods. To prevent unnecessary use of the relay, the ESSENT position of the battery switch should be used in flight only as required.

Whenever the battery switch is at OFF, the battery bus is disconnected from the paralleling bus, and if both dc generators are off the line, the battery bus is the only dc bus to remain energized. If the battery switch is turned OFF, and both dc generators are on the line, all dc busses (except the starter bus) remain energized.

ON T-39A AIRPLANES, if the battery switch is turned OFF, and both dc generators are on the line, all dc busses (except the starter bus) remain energized.

ON T-39B AIRPLANES, if the battery switch is turned OFF in flight, and either dc generator is on the line, all dc busses (except the starter bus) remain energized.

BATTERY DISCONNECT SWITCHES

Two battery disconnect switches are located on the copilot outboard subinstrument panel (figure 1-17A). They provide the capability of connecting or disconnecting battery 1 or 2. In the event of a battery overtemp, the affected battery may be disconnected from the battery bus.

BATTERY TEMPERATURE INDICATOR AND WARNING SYSTEM

The battery temperature indicator and warning system provides temperature readouts and warning light signals to the flight crew. Analog indicators monitor battery 1 and battery 2 temperature. The battery temperature indicators have a temperature range of 100°F to 190°F. Red and amber warning lights mounted on the BAT TEMP indicator provide visual indications if battery temperature levels are exceeded. The battery temperature (amber) WARM light illuminates if battery 1 or battery 2 reaches 120°F or above. The battery temperature (RED) HOT light illuminates if battery 1 or battery 2 reaches 150°F or above.

A battery temperature indicator pushbutton test switch is provided for testing the battery temperature system. Pressing the test switch will cause the indicator needles to deflect to 190°F and the battery WARM/HOT light to illuminate.

When the pushbutton test switch is released, the temperature indicators will indicate actual battery temperature and the WARM/HOT lights will extinguish.

NOTE

The battery warning lights will indicate the temperature of the hottest battery only. If a battery warning light illuminates, the warm/hot battery must be determined by observing the battery temperature readouts.

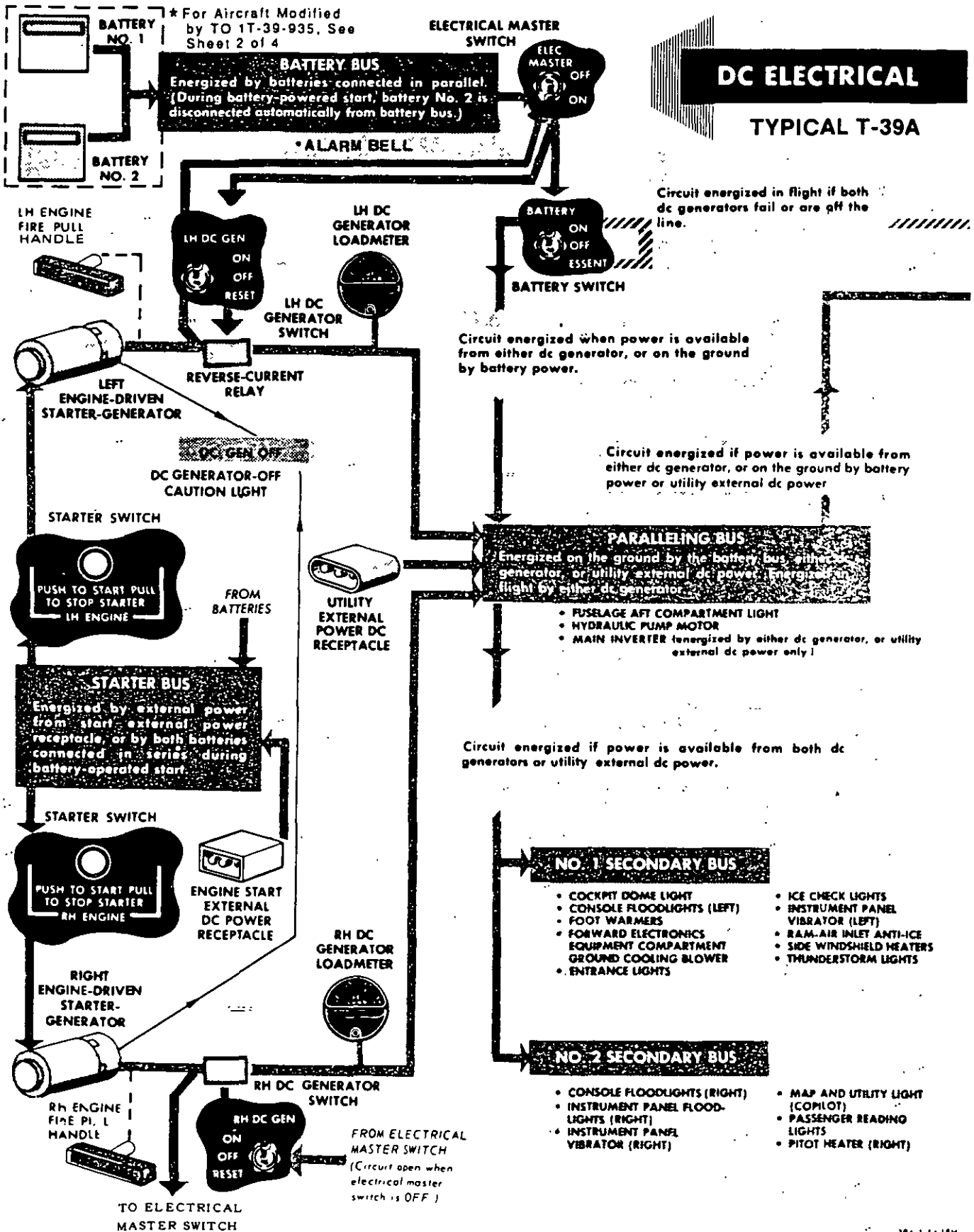


Figure 1-17 (Sheet 1 of 4).

44

POWER DISTRIBUTION

(FUNCTIONAL FLOW DIAGRAM)

NOTE

Systems using more than one power source are listed under the ac or dc bus that would normally be lost first.

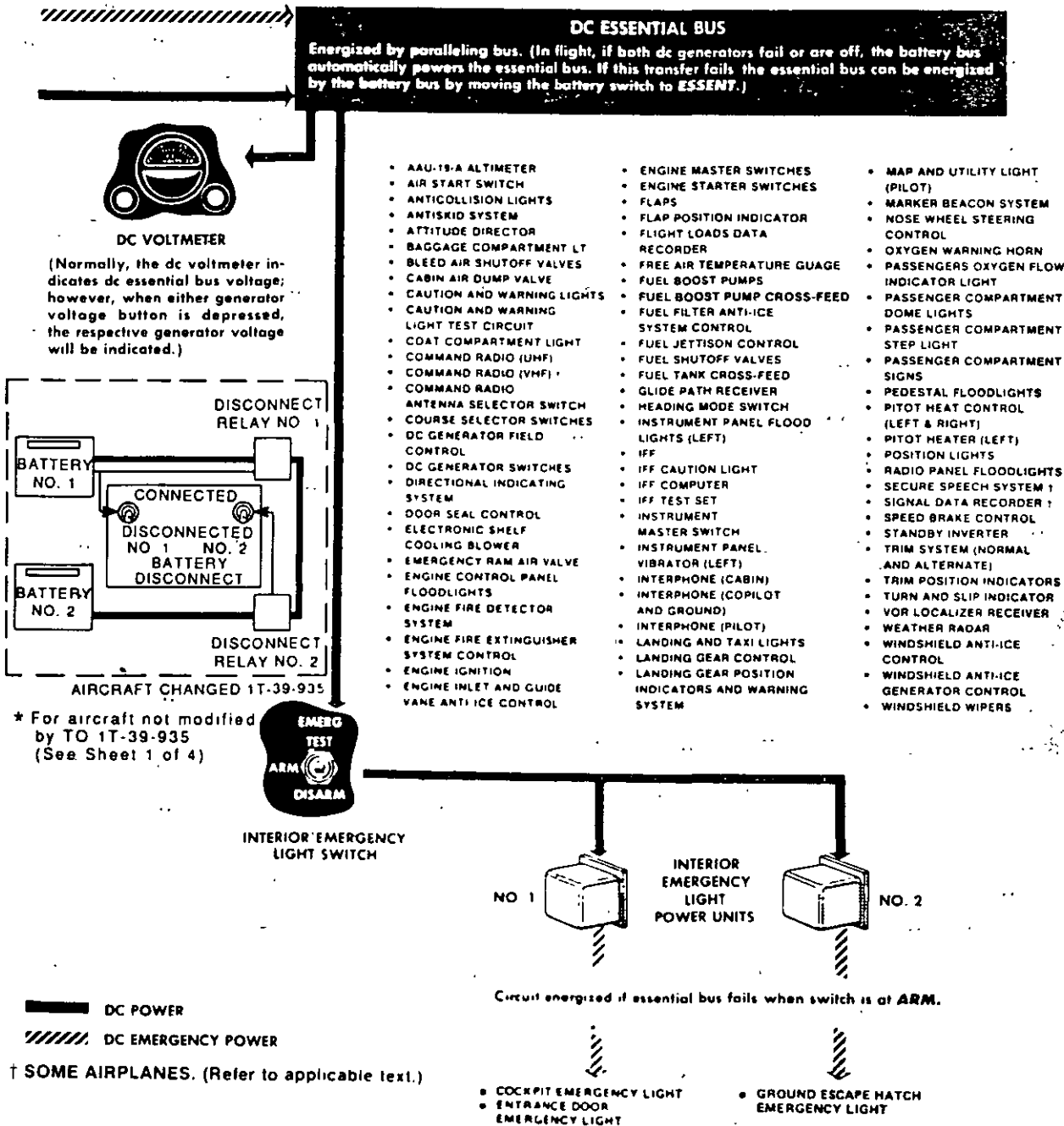


Figure 1-17 (Sheet 2 of 4)

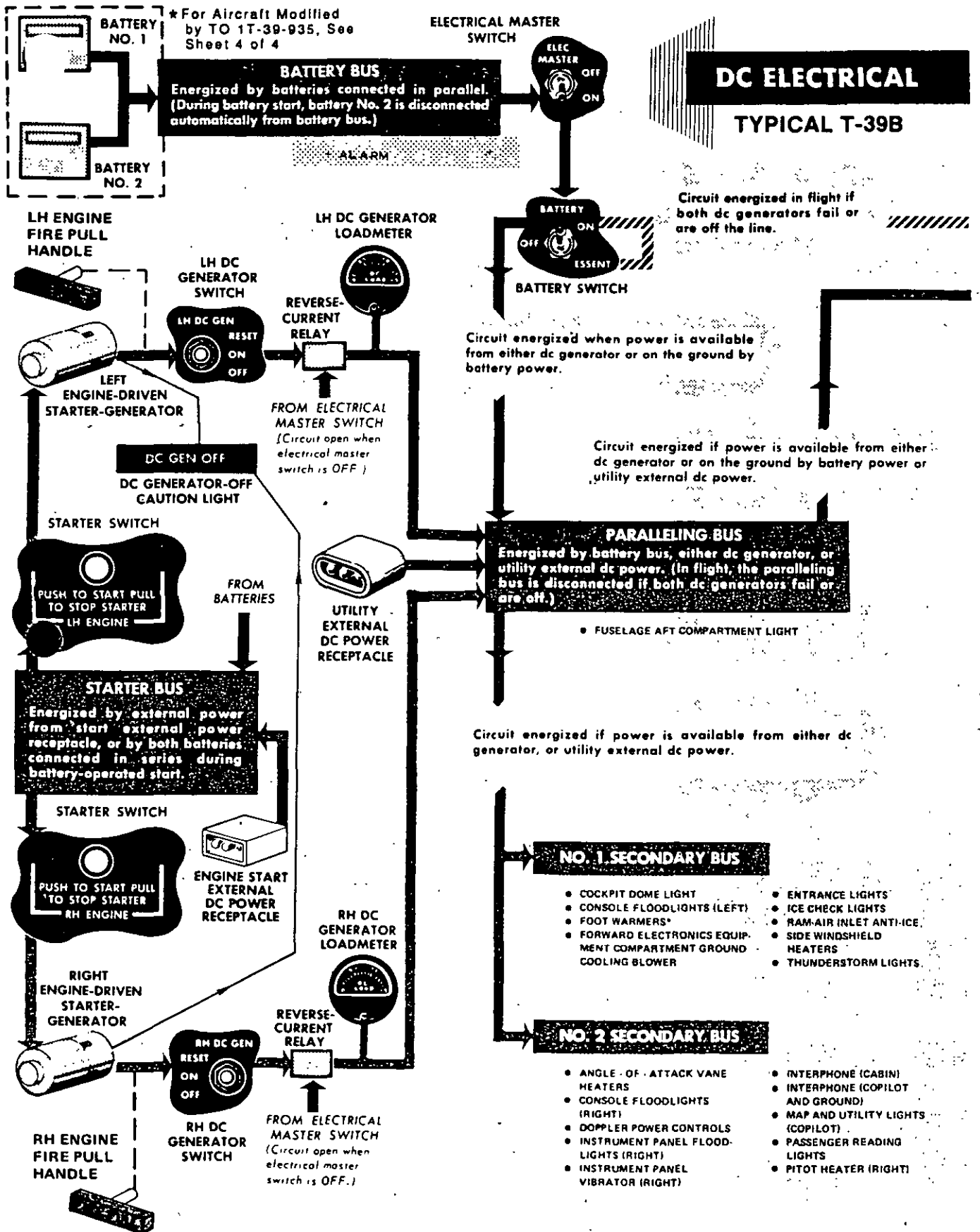


Figure 1-17 (Sheet 3 of 4)

POWER DISTRIBUTION

(FUNCTIONAL FLOW DIAGRAM)

NOTE

Systems using more than one power source are listed under the ac or dc bus that would normally be lost first.

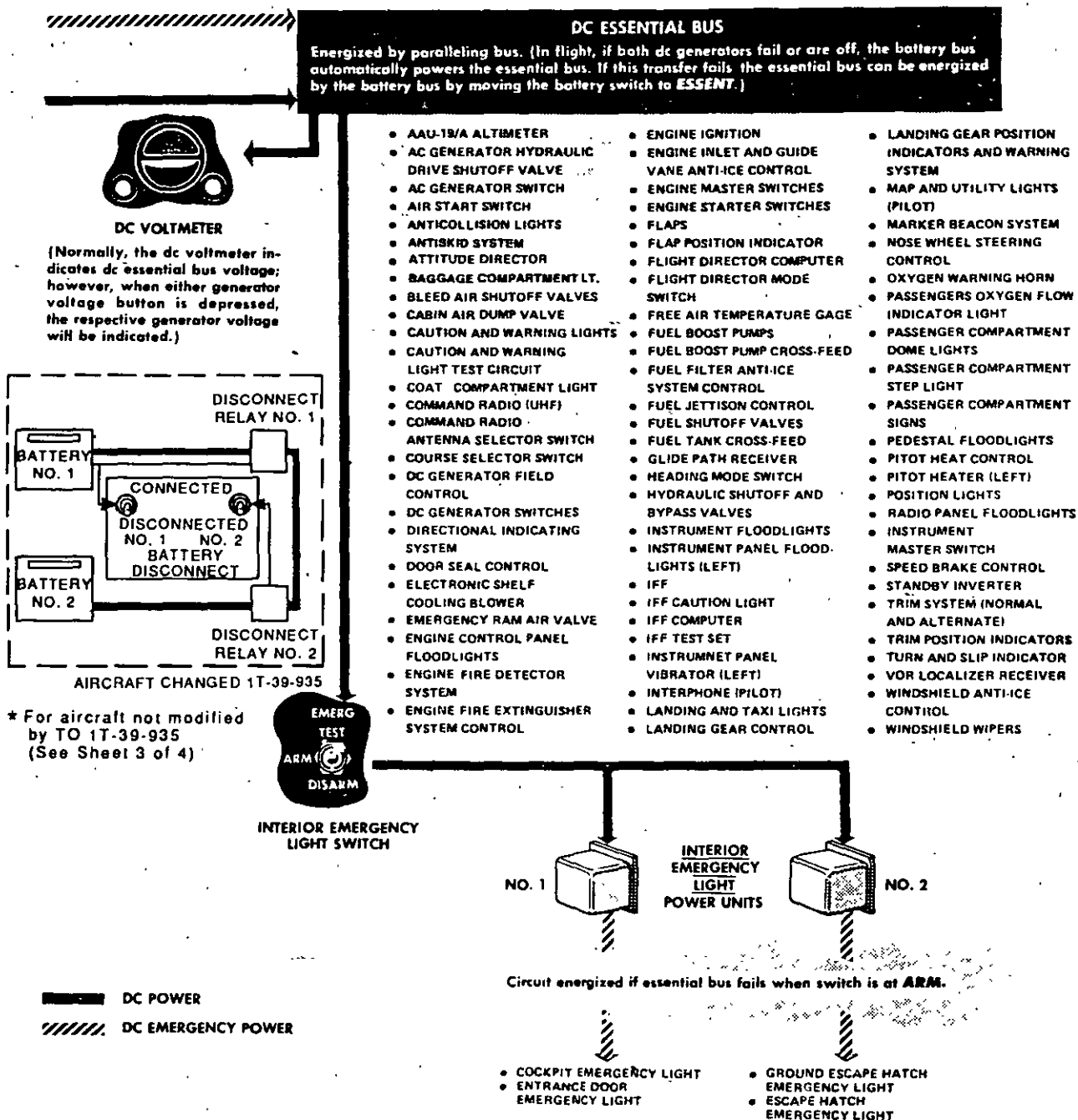


Figure 1-17 (Sheet 4 of 4)

DC GENERATOR SWITCHES

The left and right dc generator switches (figure 1-17) on the copilot's inboard instrument panel, control the dc generators, provided the electrical master switch is ON. When the engine speed is above approximately 35 percent rpm, and the dc generator switch is ON, the respective dc generator powers the system. If dc generator voltage becomes excessive, an overvoltage relay cuts the affected generator out of the circuit. Then the switch may be held at RESET momentarily and released to ON in an attempt to restore generator operation. When a dc generator switch is OFF, the corresponding generator is off the line. The dc generator switches are spring-loaded from RESET to OFF.

NOTE

During engine start, or when the engine master switch is at OFF, or when the engine fire pull T-handle is actuated, the corresponding dc generator is taken off the line, regardless of the setting of the dc generator switch.

DC GENERATOR-OFF CAUTION LIGHT

The DC GEN OFF amber caution light (figure 1-34) is on the caution-warning light panel. It comes on when either dc generator has failed or is taken off the line because of overvoltage or undervoltage. Because one light is used for both dc generators, it is necessary to refer to the dc loadmeters to determine which generator is not on the line. (The failed generator will have a zero loadmeter reading, and the operational generator will have a high loadmeter reading.) The generator-off caution light will come on during engine start until engine speed is at idle, both generators are operating normally, and the external power unit has been disconnected.

DC LOADMETERS

The left and right dc loadmeters, on the copilot's inboard instrument panel (figure 1-18), show the electrical load being drawn from the corresponding dc generators in terms of percentage of the nominally rated generator output. With the generator equalizer circuit operating properly, the loadmeter readings will be within two scale marks of each other. For two-generator operation, normal average dc loadmeter values should be an indication to 0.6. With one generator inoperative, the single-loadmeter reading will be higher (up to 1.0).

DC VOLTMETER

The dc voltmeter (figure 1-18), on the copilot's inboard instrument panel, normally shows the voltage available at the dc essential bus. During normal operation, the dc voltmeter indicates the highest dc voltage on the essential bus from either the battery system, the dc generator system, or a dc external power source plugged into the utility external power receptacle. The output voltage of either dc-generator system can be measured separately by pushing in on the corresponding push-to-test switch. During ground maintenance (engines not running), if the ELEC MASTER and BATTERY switches are placed at ON, the dc voltmeter will indicate the amount of battery voltage on the essential bus. If a dc external power source is plugged into the utility external power receptacle, the dc voltmeter will indicate the highest dc voltage on the essential bus, whether it is battery voltage or voltage from the dc external power source. The voltmeter should show 27.0 to 29.5 volts when engine speeds are at or above idle rpm.

AC ELECTRICAL POWER DISTRIBUTION

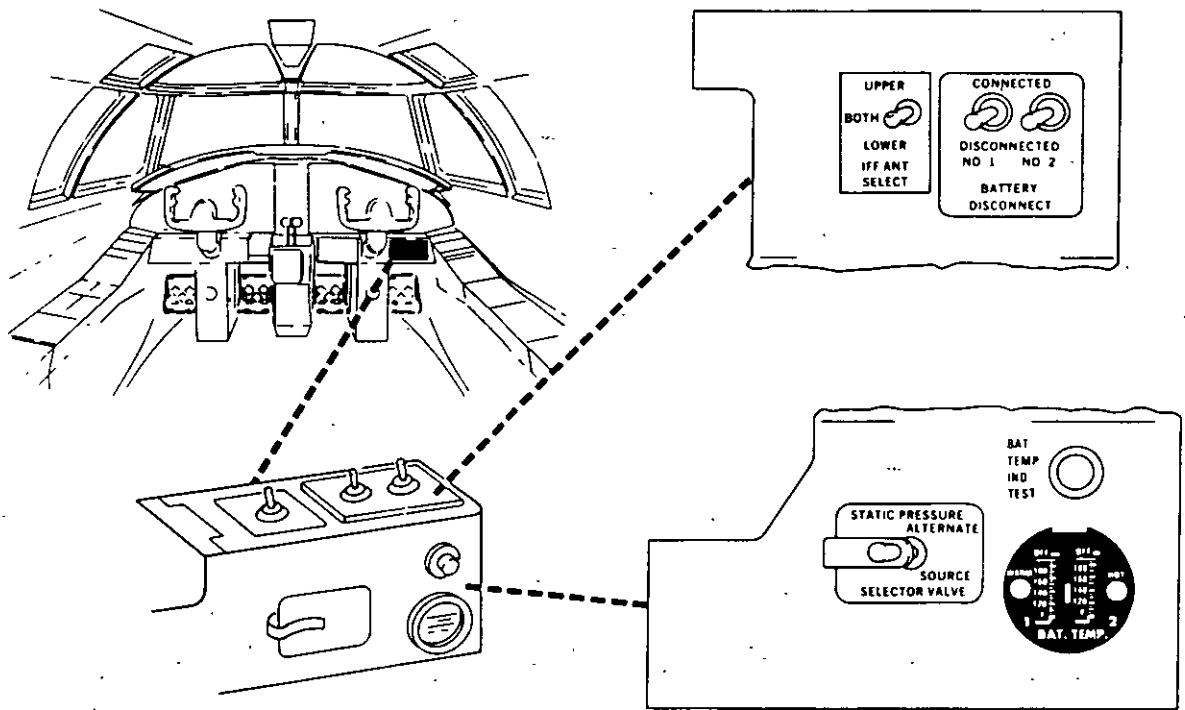
ON T-39A AIRPLANES, AC power from the main or standby inverter is distributed from the following electrical busses: 115-volt ac essential bus; 115-volt ac nonessential bus; and, through transformers, two 26-volt ac busses and four 5-volt indirect light busses. The attitude indicator system, inverter voltage test switch, and ac voltmeter receive A-, B-, and C-phase power from either operating inverter. An engine driven ac generator on each engine provides power only for heating the two forward windshields. (See figure 1-19.)

ON T-39B AIRPLANES, alternating current power is distributed from the following electrical busses: 115-volt, A-, B-, and C-phase secondary ac busses, 115-volt ac essential bus, No. 1 and No. 2 26-volt busses, and right and left 5-volt ac indirect light busses. (See figure 1-19.)

115-VOLT AC NONESSENTIAL BUS (T-39A ONLY)

ON T-39A AIRPLANES, the 115-volt ac nonessential bus is powered by A-phase power from the main inverter. The nonessential bus, through two 5-volt stepdown transformers, powers two indirect light busses. In case of a main inverter failure, power is lost to these busses.

BATTERY TEMP CONTROL PANEL



39A-1-54-25

Figure 1-17A. Battery Temp Control Panel

A-, B-, AND C-Phase AC Busses (T-39B ONLY)

ON T-39B AIRPLANES, the 115-volt A-, B-, and C-phase secondary busses are powered by the ac generator or by power from the ac external power receptacle. Normally (when the standby inverter is not on), the A-phase secondary ac bus powers the 115-volt ac essential bus. The B-phase secondary bus powers the right 5-volt ac indirect light bus through a stepdown transformer. A-, B-, and C-phase power is supplied to the instrument transformer for the attitude indicator system. Before A-, B-, and C-phase power can be supplied to the test equipment, the two hydraulic pump pressure-sensing switches must be closed. (Each pressure switch closes when the output of its respective pump is about 2700 psi and opens when pressure drops to about 1200 psi.)

AC ESSENTIAL BUS

ON T-39A AIRPLANES, the 115-volt ac essential bus (figure 1-19) is normally powered by A-phase power from the main inverter. If the standby inverter is turned on or is operating because of a main inverter failure, the ac essential bus becomes powered by A-phase power from the standby inverter. AC essential bus power is provided through stepdown transformers one for each 26-volt bus.

ON T-39B AIRPLANES, the 115-volt ac essential bus (figure 1-19) is normally energized by the ac generator through the 115-volt A-phase secondary ac bus. If the stand-by inverter is turned on or is operating because of ac generator failure, the ac essential bus is disconnected automatically from the A-phase secondary bus and becomes powered by the standby inverter.

NO. 1 AND 2 26-VOLT AC BUSES

The two 26-volt ac busses (figure 1-19) are powered by the ac essential bus through two stepdown transformers, one for each 26-volt ac bus.

5-VOLT AC INDIRECT LIGHT BUSES

ON T-39A AIRPLANES, four 5-volt ac indirect light busses (figure 1-19) are powered through stepdown transformers. Two 5-volt ac busses are powered by the 115-volt ac nonessential bus, and two are powered by the 115-volt ac essential bus.

ON T-39B AIRPLANES, two 5-volt ac busses (figure 1-19) are powered through two step-down transformers, one for each 5-volt bus. The right 5-volt bus is powered by the 115-volt B-phase secondary ac bus and the left 5-volt ac bus is powered by the 115-volt ac essential bus.

INSTRUMENT MASTER SWITCH

The two-position instrument master switch (figure 1-18), on the overhead panel, must be on for operation of the inverter, as well as for some de-powered circuits. (Refer to COMMUNICATIONS AND ASSOCIATED ELECTRONIC EQUIPMENT, in this section.)

AC Generator Switch (T-39B ONLY)

ON T-39B AIRPLANES, the three-position ac generator switch (figure 1-18), on the copilot's inboard instrument panel, controls the ac generator by dc essential bus power.

NOTE

The ac generator switch is ineffective and the ac generator is off the line if the generator control hydraulic pressure switch is open. (The pressure switch closes when system pressure is about 2700 psi and opens when pressure drops to about 1200 psi.)

ON T-39B AIRPLANES, when the ac generator switch is ON, a solenoid-operated hydraulic shutoff valve is deenergized open to allow hydraulic pressure to power the ac generator drive motor. The ac generator then is connected to the ac circuits. Over-voltage or under frequency will take the ac generator off the line automatically. If this happens, the switch may be held momentarily at RESET then released to ON in an attempt to restore normal operation. When the ac generator switch is at OFF, dc essential bus power closes the hydraulic shutoff valve. This shuts off hydraulic power to the ac generator drive motor and the generator is shut down.

CAUTION

The ac generator switch should be OFF during engine start (air or ground) and during engine shutdown, to reduce the high torque loads applied to the engine accessory drive train.

INVERTER SWITCH

ON T-39A AIRPLANES, the three-position inverter switch (figure 1-18), on the copilot's inboard instrument panel, uses dc essential bus power to control the main and standby inverters, and is effective when the instrument master switch is ON. For normal operation, the inverter switch should be at MAIN. With the switch in this position, the main inverter is selected and supplies power to all ac busses. The standby inverter is held inoperative through a transfer relay when the inverter switch is at MAIN as long as the main inverter is operating. If the main inverter fails during normal operation, the inverter changeover control automatically engages the standby inverter. The standby inverter may also be selected manually by the STBY position of the inverter switch.

NOTE

ON T-39A AIRPLANES, the standby inverter supplies power for attitude indicator system and all ac busses except the 115-volt ac nonessential bus and the two 5-volt ac indirect light transformers which are powered by the 115-volt ac nonessential bus.

ON T-39A AIRPLANES, moving the inverter switch to OFF disconnects dc power from the inverter control circuits and shuts down both inverters.

ON T-39B AIRPLANES, for normal operation, the inverter switch (figure 1-19) should be at AUTOMATIC (labeled AUTO). With the switch in this position, the standby inverter is inoperative and is in a standby condition as long as the ac generator is operating and is on the line. If the ac generator then fails or goes off the line, the standby inverter comes on automatically to power the vertical gyro and the ac essential bus. If the inverter switch is moved to ON, the standby inverter comes on regardless of ac generator output, and supplies power to the vertical gyro and the ac essential bus. (The ac generator, if operating when the inverter switch is ON, powers only the 115-volt, A-, B-, and C-phase secondary ac busses.) The inverter circuit is inoperative when the inverter switch is OFF.

AUTOMATIC INVERTER CHANGEOVER CONTROL (T-39A ONLY)

ON T-39A AIRPLANES, during normal operation (instrument master switch ON, inverter switch MAIN), the automatic inverter changeover control energizes the main inverter power relay and connects the dc paralleling bus to the main inverter. When the voltage output of the main inverter drops below 90 volts, the automatic inverter changeover control deenergizes the main inverter power relay, energizes and locks in the standby inverter power relay, and energizes the ac power transfer relay to connect standby inverter power to the 115-volt ac essential bus. The automatic inverter changeover control is bypassed and the ac transfer relay is energized when the inverter switch is manually positioned at STBY.

AC POWER TRANSFER RELAY (T-39A ONLY)

ON T-39A AIRPLANES, in the normal unenergized position, the ac power transfer relay connects the main inverter to the ac essential bus. Should the main inverter fail, the ac power transfer relay is automatically energized through the inverter changeover control (or it can be energized directly by placing the inverter switch at STBY) to connect the standby inverter to the ac essential bus.

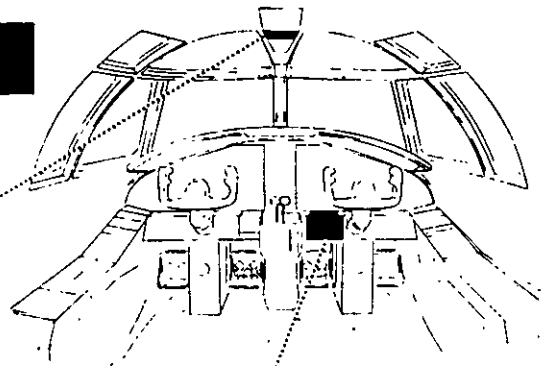
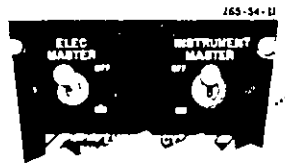
MAIN INVERTER FAILURE CAUTION LIGHT (T-39A ONLY)

ON T-39A AIRPLANES, the MAIN INVERTER FAIL amber caution light (figure 1-34) is on the caution-warning light panel. It comes on when main inverter failure occurs, or if the inverter switch is at STBY. (With the inverter switch at MAIN, illumination of the inverter failure and ac instrument power-off caution lights upon main inverter failure is followed by the ac instrument power-off light going out when the standby inverter is engaged automatically.)

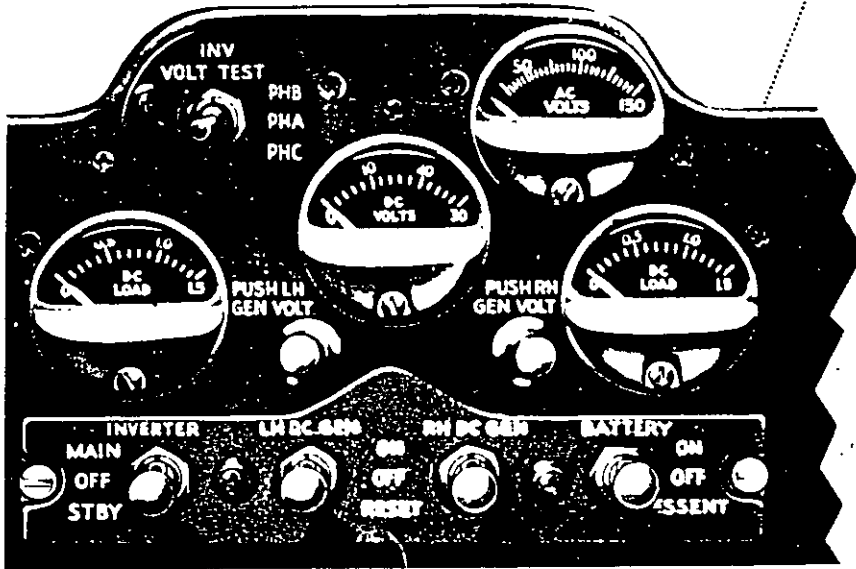
AC Generator-Off Caution Light (T-39B ONLY)

ON T-39B AIRPLANES, the AC GEN OFF amber caution light (figure 1-34), on the caution-warning light panel, is illuminated whenever the ac generator is off the line.

ELECTRICAL CONTROL PANELS



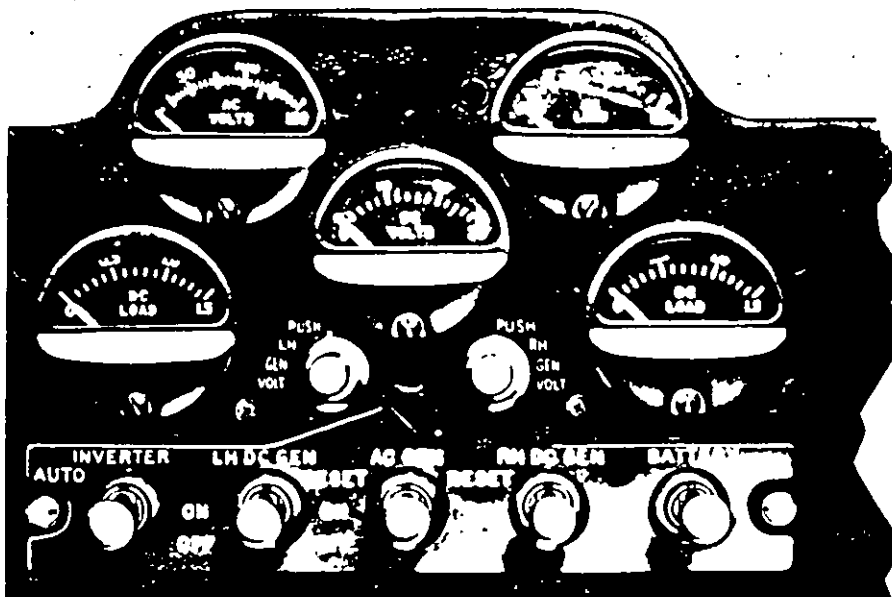
TYPICAL T-39A/B



75-108

T-39A-1-54-10E

TYPICAL T-39A






TYPICAL T-39B

Figure 1-18

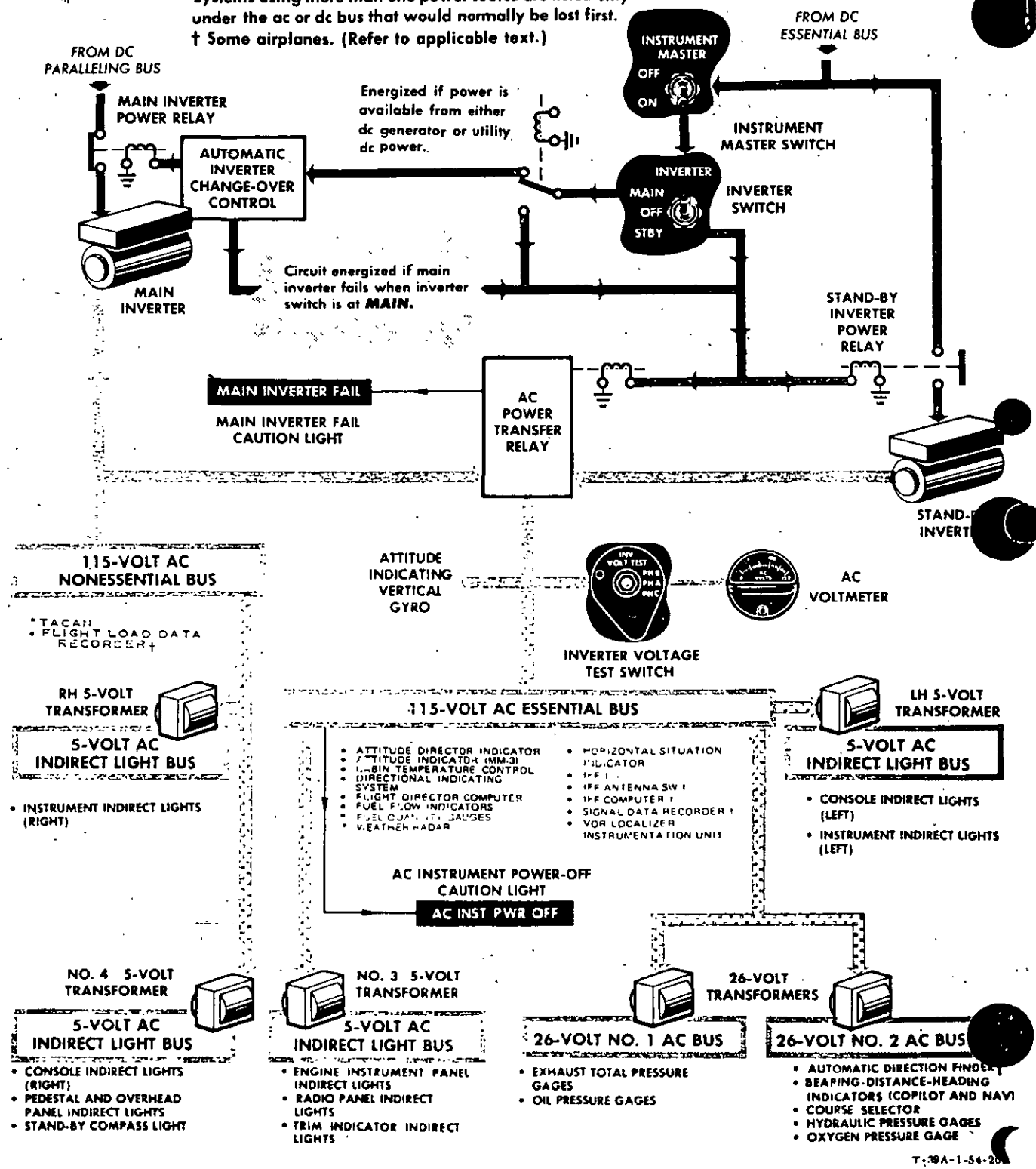
TYPICAL T-39A
FUNCTIONAL FLOW DIAGRAM

AC ELECTRICAL POWER DISTRIBUTION

-  AC POWER A, B, and C PHASES
-  AC POWER A PHASE
-  DC POWER

NOTE

Systems using more than one power source are listed only under the ac or dc bus that would normally be lost first.
† Some airplanes. (Refer to applicable text.)







T-39A-1-54-20

Figure 1-19 (Sheet 1 of 2)

TYPICAL T-39B FUNCTIONAL FLOW DIAGRAM

AC ELECTRICAL POWER DISTRIBUTION

† Refer to "Hydraulic System" in this section.
‡ Pressure from engine driven pump.

-  AC POWER
-  DC POWER
-  HYDRAULIC PRESSURE †
-  HYDRAULIC RETURN †

NOTE

Systems using more than one power source are listed only under the ac or dc bus that would normally be lost first.

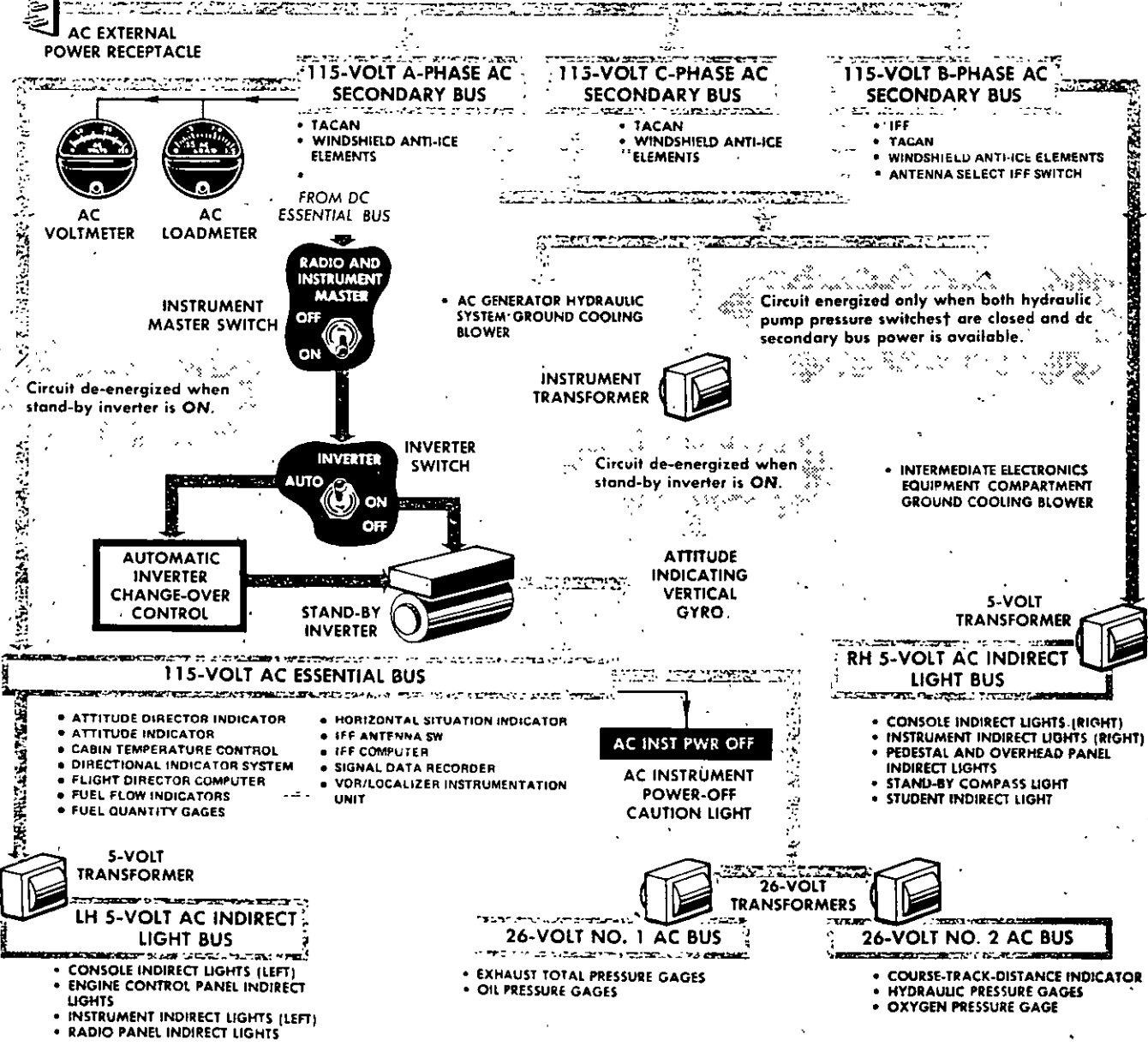
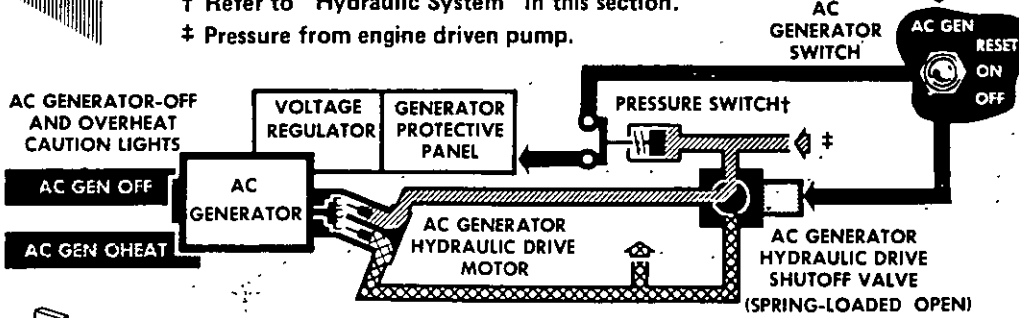


Figure 1-19 (Sheet 2 of 2)

T-398-1-54-11

AC Generator Overheat**Caution Light (T-39B ONLY)**

ON T-39B AIRPLANES, the AC GEN OHEAT amber caution light (figure 1-34), on the caution-warning light panel, comes on when the ac generator approaches an overheat condition.

AC INSTRUMENT POWER-OFF CAUTION LIGHT

ON T-39A AIRPLANES, the AC INST PWR OFF amber caution light (figure 1-34) is on the caution-warning light panel. It comes on when the ac essential bus is not energized. If the standby inverter has been turned on, or is on because of main inverter failure, illumination of the ac instrument power-off caution light indicates standby inverter failure.

ON T-39B AIRPLANES, the AC INST PWR OFF amber caution light (figure 1-34), on the caution-warning light panel, comes on when the ac essential bus is not energized. If the standby inverter has been turned on, or is on because of ac generator failure, illumination of the ac instrument power-off caution light indicates standby inverter failure. When the inverter switch is at AUTOMATIC, the inverter is engaged automatically whenever the ac generator is not on the line. During this condition, the instrument power-off caution light blinks as the inverter comes up to speed.

AC Loadmeter (T-39B ONLY)

ON T-39B AIRPLANES, the ac loadmeter (figure 1-18), on the copilot's inboard instrument panel, is connected to the 115-volt, A-phase secondary ac bus and shows the load being drawn from the ac generator in terms of percentage of the total generator output.

AC VOLTMETER

ON T-39A AIRPLANES, the ac voltmeter (figure 1-18), on the copilot's inboard instrument panel, shows the voltage of the particular phase of inverter output according to the selected position of the inverter voltage test switch. (The voltmeter indicates the voltage supplied by either the main or standby inverter, whichever is operating.) During normal flight conditions, the A-phase voltage should be 115 (± 8) volts for the main inverter and 115 (± 6) volts for the standby inverter. B- or C-phase voltage readings should be 115 (± 15) volts for either inverter.

ON T-39B AIRPLANES, the ac voltmeter (figure 1-18), on the copilot's inboard instrument panel connected to the 115-volt, A-phase secondary ac bus and indicates voltage of the ac generator.

INVERTER VOLTAGE TEST SWITCH (T-39A ONLY)

ON T-39A AIRPLANES, this three-position switch (figure 1-18), on the copilot's inboard instrument panel, is used to select the phase of ac voltage shown on the ac voltmeter. The switch is springloaded to the PHA position which is the phase normally indicated on the ac voltmeter. When the switch is held up in the PHB position, B-phase voltage is indicated. When the switch is held down in the PHC position, C-phase voltage is indicated. All ac-operated equipment utilizes single-phase power (A-phase), except the vertical gyro system, which requires 3-phase power. Therefore, B- and C-phase voltage readings indicate the potential of the respective phase to the vertical gyro system, whereas A-phase voltage readings indicate the system potential.

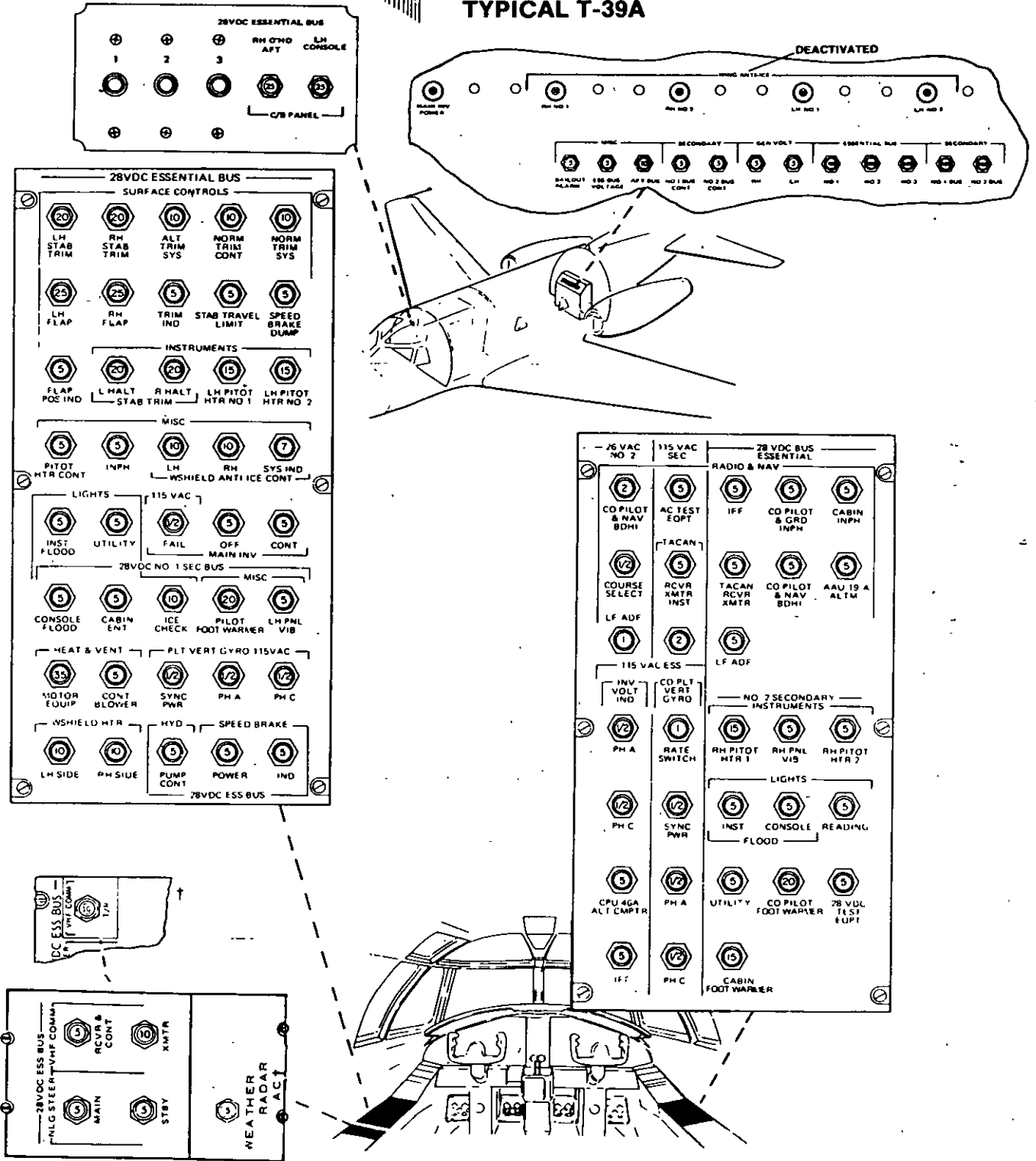
EXTERNAL POWER RECEPTACLES

Two dc external power receptacles (figure 1-62) are within a single access door on the left side of the fuselage, behind the wing trailing edge. The oval dc utility receptacle permits all dc busses, except the starter bus, to be powered from an external source for system operation and battery charging. There is no switch in the cockpit to control utility external power. The rectangular dc starter receptacle permits an external source to power only the starter bus. When the external power source plug is connected to the starter receptacle, it actuates a switch which prevents the airplane batteries from being connected to the starter bus.

ON T-39B AIRPLANES, an ac external power receptacle (figure 1-62) permits all the ac busses to be powered by an ac external source. The ac receptacle access is on the left lower side of the fuselage, below the two dc external power receptacles.

CIRCUIT-BREAKER PANELS

TYPICAL T-39A



† Some airplanes

Figure 1-20 (Sheet 1 of 5)

CIRCUIT-BREAKER PANELS

TYPICAL T-39A

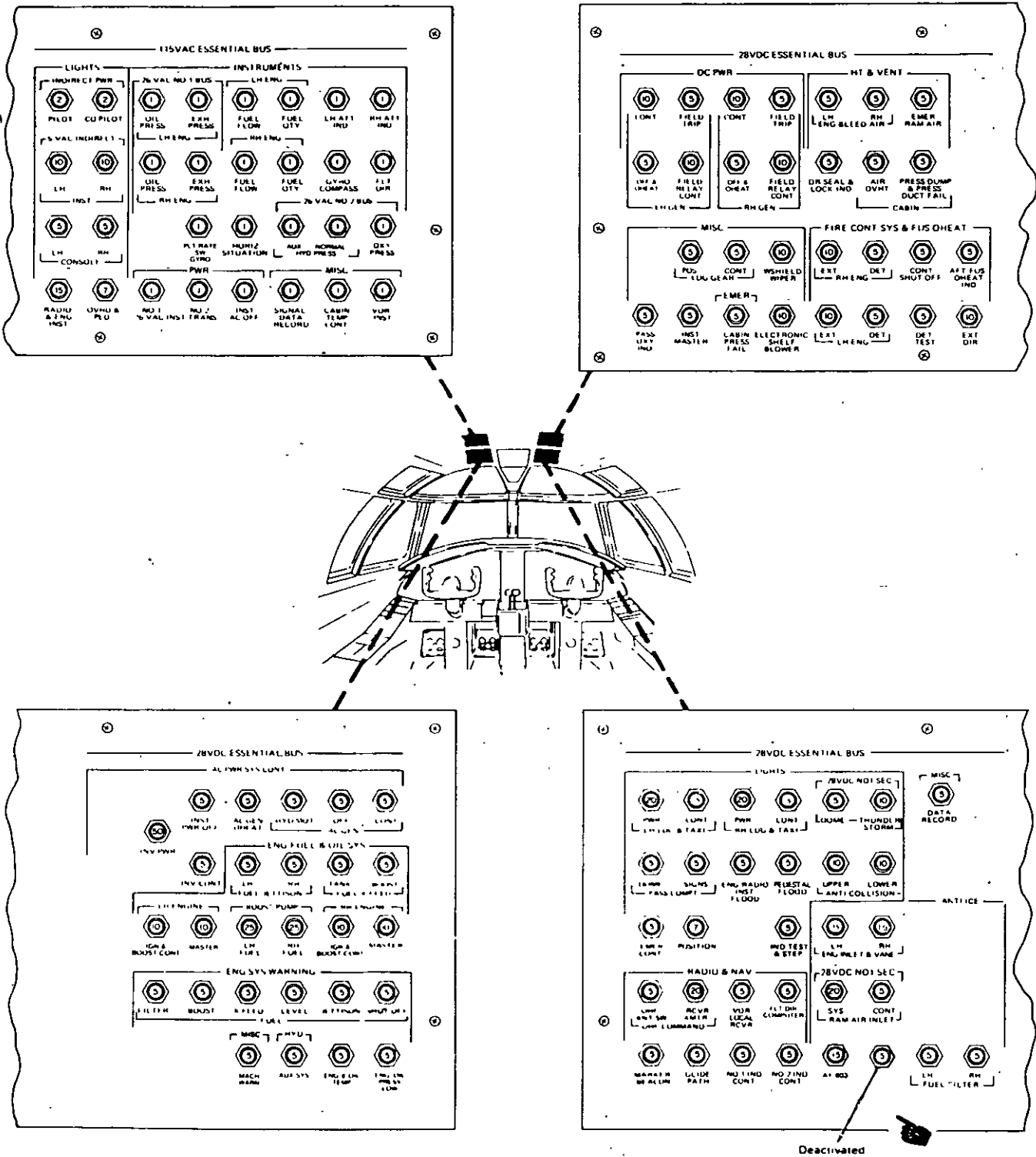


Figure 1-20 (Sheet 2 of 5)

CIRCUIT-BREAKER PANELS

TYPICAL T-39B

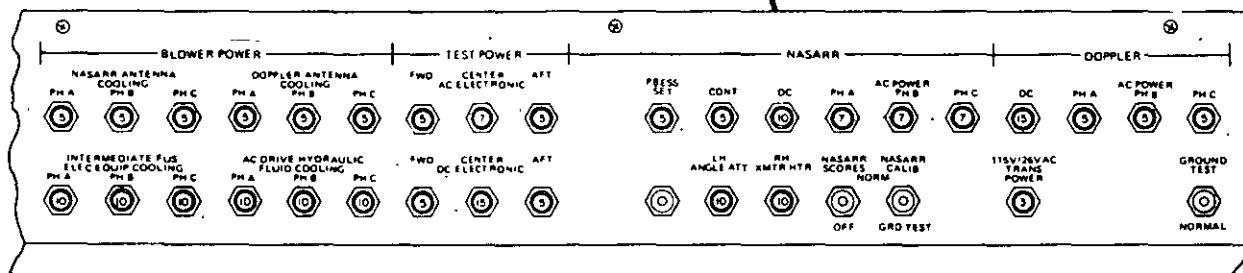
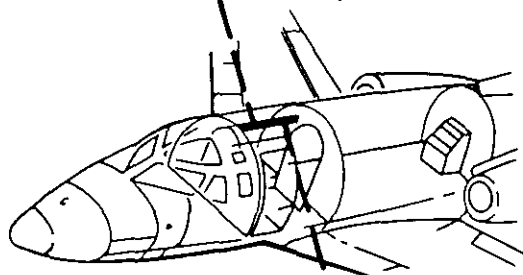
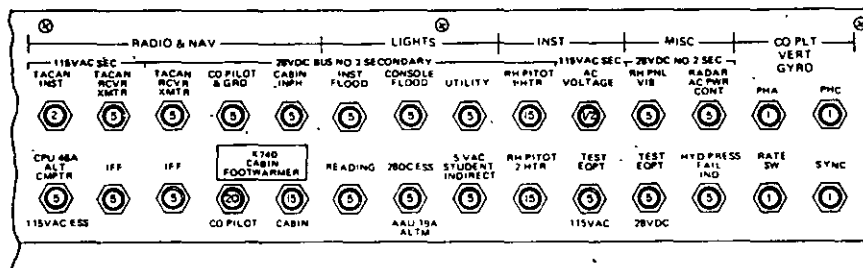


Figure 1-20 (Sheet 3 of 5)

CIRCUIT-BREAKER PANELS

TYPICAL T-39B

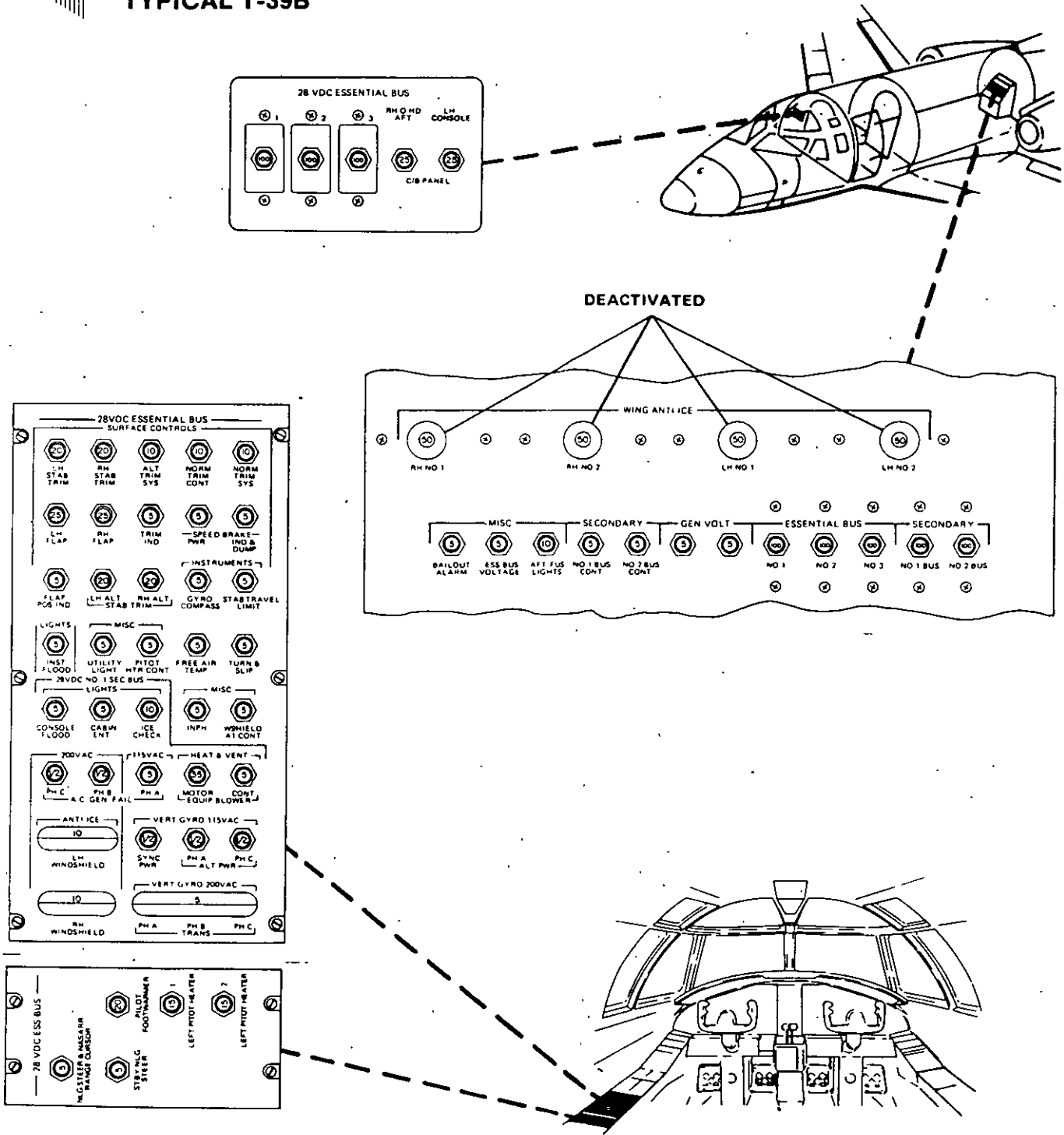


Figure 1-20 (Sheet 4 of 5)

CIRCUIT-BREAKER PANELS

TYPICAL T-39B

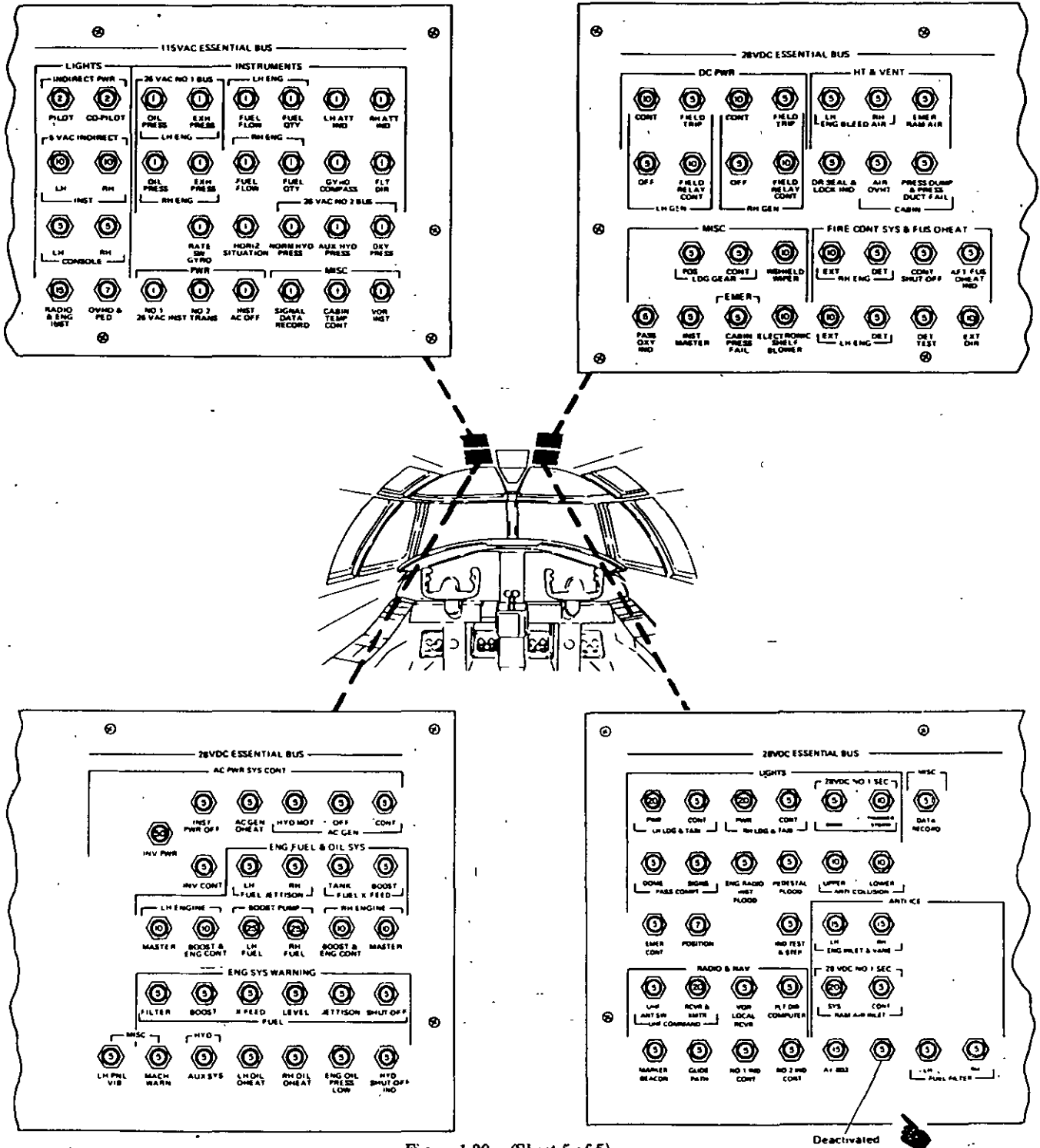


Figure 1-20. (Sheet 5 of 5)

ELECTRICAL BUS AVAILABILITY

TYPICAL T-39A

POWER SOURCE	DC BUSES				
	BATTERY	STARTER	PARALLEL	ESSENTIAL	SECONDARY
UTILITY EXTERNAL DC POWER	GROUND ONLY	-	GROUND ONLY	GROUND ONLY	GROUND ONLY
ENGINE START EXTERNAL POWER	-	GROUND ONLY	-	-	-
BOTH DC GENERATORS OPERATING	AIR AND GROUND	-	AIR AND GROUND	AIR AND GROUND	AIR AND GROUND
ONE DC GENERATOR OPERATING	AIR AND GROUND	-	AIR AND GROUND	AIR AND GROUND	-
BATTERY POWER ONLY	AIR AND GROUND	AIR AND GROUND	GROUND ONLY	AIR AND GROUND	-

POWER SOURCE	AC BUSES	
	ESSENTIAL	NON-ESSENTIAL
MAIN INVERTER OPERATING	AIR AND GROUND	AIR AND GROUND
STANDBY INVERTER OPERATING	AIR AND GROUND	-

- = NOT ENERGIZED

T-39A-1-54-238

TYPICAL T-39B

POWER SOURCE	DC BUSES				
	BATTERY	STARTER	PARALLEL	ESSENTIAL	SECONDARY
UTILITY EXTERNAL DC POWER	GROUND ONLY	-	GROUND ONLY	GROUND ONLY	GROUND ONLY
ENGINE START EXTERNAL POWER	-	GROUND ONLY	-	-	-
BOTH DC GENERATORS OPERATING	AIR AND GROUND	-	AIR AND GROUND	AIR AND GROUND	AIR AND GROUND
ONE DC GENERATOR OPERATING	AIR AND GROUND	-	AIR AND GROUND	AIR AND GROUND	AIR AND GROUND
BATTERY POWER ONLY	AIR AND GROUND	AIR AND GROUND	GROUND ONLY	AIR AND GROUND	-

POWER SOURCE	AC BUSES	
	SECONDARY	ESSENTIAL
AC EXTERNAL POWER	GROUND ONLY	GROUND ONLY
AC GENERATOR OPERATING	AIR AND GROUND	AIR AND GROUND
STANDBY INVERTER OPERATING	-	AIR AND GROUND

- = NOT ENERGIZED

T 39B-1 54 98

NOTE: If the standby inverter is manually selected when the ac generator is operating, the ac generator will power only the ac secondary busses.

Figure 1-21

ELECTRICAL BUS AVAILABILITY

Figure 1-21 shows, in simplified form, the various electrical power sources and the busses each is capable of energizing. The information presented is based on the assumption that all affected electrical system switches are in their normal operating positions. Details of automatic and manual switching are not presented; however, the busses affected are shown energized for both normal and alternate power sources.

CIRCUIT BREAKERS

Circuit breakers accessible to the flight crew are shown in figure 1-20.

The dc and ac electrical power distribution circuits are protected by two types of push-to-reset, trip-free circuit breakers: the normal push-pull type that indicate an overload condition when tripped, and the large red circuit breakers (on the circuit-breaker panel at the rear of the cabin) that do not provide any indication when tripped. The large red circuit breakers may be pushed in, and an audible click indicates reset. If no short-circuit condition exists, both types can be manually reset after a reasonable cooling period. This cooling period will vary with current overload and ambient temperature conditions.

CAUTION

Boost pump circuit breakers should not be reset. If any other circuit breakers should trip, attempt to reset them. If they trip again, do not reset.

The dc essential bus is protected by a three-conductor circuit with two circuit breakers in each conductor. One circuit breaker for each conductor is on the circuit breaker panel on the copilot's bulkhead, with the second set of breakers being located on the circuit breaker panel at the rear of the cabin. If a fault occurs on one conductor and trips its two circuit breakers, the remaining two conductors will adequately support the electrical loads on the bus. If two of the conductor circuits are interrupted, the single remaining conductor will marginally support minimum electrical loads on the essential bus for emergency operation.

ON T-39B AIRPLANES, certain circuits which use more than one phase of ac power have circuit breakers mechanically inter-connected by a cover enclosing all the individual breakers. Circuit breakers accessible to the flight crew are shown in figure 1-20.

HYDRAULIC SYSTEM

ON T-39A AIRPLANES, the hydraulic system (figure 1-22) is a 3000 psi utility system powered by a pump that provides power for operation of the landing gear, main gear doors, speed brake, wheel brakes, and nosewheel steering. The hydraulic reservoir is pressurized by engine compressor bleed air to provide a positive inlet pressure at the pump and to prevent foaming and boiloff at altitude. Air from the engines is stored under pressure in an air tank and delivered to the reservoir through an air pressure regulator. A hydraulic reservoir air pressure gauge permits verification of reservoir pressure before pump actuation. An air filler valve provides a means of depressurizing or pressurizing the reservoir. The hydraulic reservoir has a filler cap for gravity filling. (See figure 1-62). An accumulator in the hydraulic system stores hydraulic pressure to supplement pump output during sudden high rates of demand.

ON T-39B AIRPLANES, the hydraulic system is a 3000 psi system powered by two engine-driven hydraulic pumps, one on each engine. Hydraulic fluid is supplied from a reservoir with a 2.6-gallon fluid capacity. To provide a positive inlet pressure at the pump and to prevent foaming and boiloff at altitude, the hydraulic reservoir is pressurized during normal operation to 60-65 psi by a mixture of cabin air and hydraulic fluid, metered to the reservoir through an aspirator regulator.

HYDRAULIC POWER SYSTEM

ON T-39A AIRPLANES, system pressure is provided by an electric-motor-driven hydraulic pump which operates according to the demands made on the system. The pump motor is powered by the paralleling bus, with pump operation controlled by dc essential bus power through a pressure switch. When system pressure is below about 2700 psi, the pressure switch closes to energize the pump motor. The pump continues to operate until system pressure is about 3000 psi. At this time, the switch

opens, deenergizing the pump. If normal system pressure is noted below 2600 psi without subsequent pump operation, refer to HYDRAULIC POWER SYSTEM FAILURE, in Section III. There are several protective devices in the hydraulic system which limit the pump operation. A time-delay relay is installed which automatically shuts off electrical power to the pump motor if the pump runs continuously for over 2 minutes. In addition, there is a thermal relay which interrupts electrical power to the pump should it become overheated. In either case, the MASTER CAUTION Light and the HYD. PRESS/PWR OFF caution light on the caution-warning light panel (figure 1-34) will illuminate to indicate the power interruption. The hydraulic pump switch has an OFF & RESET position which allows resetting of the pump power circuit when disengaged by the 2-minute time-delay relay. The thermal relay will reset itself after a minimum of 5 minutes of cooling.

NOTE

ON T-39A AIRPLANES, a check of normal operation of the hydraulic system can be made with both the normal and auxiliary accumulators fully charged, the auxiliary hydraulic power switch at OFF, and no hydraulic demand on the system. During such conditions, the pump should not operate more often than once every 5 minutes and should build up to a full 3000 psi smoothly and promptly during each cycle. (An increase in the dc loadmeter reading shows when the pump motor is operating.) If pump operation exceeds the specific cycle, excessive internal leakage or bypass of the hydraulic system is indicated, and the hydraulic pump should be turned off until the pump is needed. Maintenance should be performed to correct the problem prior to subsequent flight.

ON T-39B AIRPLANES, hydraulic pressure is provided by two engine-driven, variable displacement, constant pressure pumps, one on each engine. (See figure 1-22.) The pumps pressurize a common line, and check valves prevent crossflow between the pumps. A shutoff and bypass valve, mounted in the inlet line to each hydraulic pump, control the flow of fluid from the reservoir to the pump. These valves are solenoid-operated and are energized closed by dc essential bus power.

(Therefore, the valves fail "safe" in the open position if dc essential bus power fails.) Normally, each valve is controlled by the corresponding engine master switch; however, the valves are pressure sensitive and close automatically (even if deenergized open) if pressure of the respective pump is below about 400 psi. When the valves are open, fluid flows from the reservoir to the pumps; when either valve is closed, flow from the reservoir to the pump is shut off and a pump bypass circuit is created which routes the output of the respective pump back to the pump inlet. The valves are energized closed when the respective starter button or the air start switch is engaged. This permits the pump to bypass during the start and relieves the pump torque load from the engine. When the engine reaches about 40 percent rpm, or the air start switch is turned to OFF, the valve is deenergized open to stop the pump bypass circuit and pressurize the hydraulic power system. In addition, the valves are energized closed when the corresponding engine fire pull T-handle is actuated. (Refer to Emergency Equipment in this section.)

ON T-39B AIRPLANES, a ram-air-cooled heat exchanger, in the system return line, removes the heat created by all system units except the brake system, which has a separate return. On the ground, when ram air is not available, an electrically driven blower is engaged automatically to provide airflow through the heat exchanger. (The blower is shut down when the weight of the airplane is off the landing gear.) Three pressure actuated switches in the hydraulic system are used to control certain portions of the ac electrical system. The ac generator control pressure switch must be closed for generator operation and the two pump pressure switches, one for each hydraulic pump, must be closed to enable ac power. (The pressure switches close when pressure is above about 2700 psi and open when pressure drops to about 1200 psi.)

HYDRAULIC PUMP SWITCH (T-39A ONLY)

ON T-39A AIRPLANES, the two-position hydraulic pump switch (figure 1-7), on the overhead panel, controls paralleling bus power to the hydraulic pump motor by means of dc essential bus power. The circuit breaker for this system is on the left console. When the switch is on, the pump motor is cycled on and off automatically by a pressure switch in response to the demands of the hydraulic system. The pump circuit is inoperative when the switch is at OFF & RESET. If the pump runs continuously for an excessive period (over 2

minutes), a time-delay relay will shut off the pump motor. To restore electrical power to the pump, the circuit can be reset by moving the pump switch momentarily to OFF & RESET and then to ON. (Refer to HYDRAULIC POWER SYSTEM FAILURE, in Section III, for pump power reset procedure.)

AUXILIARY HYDRAULIC ACCUMULATOR

The airplane has a 3000 psi auxiliary hydraulic accumulator. Auxiliary accumulator pressure is routed to the speed brake, wheel brakes, and nosewheel steering systems through separate lines to ensure that failure of either power system does not affect the other. (The all-mechanical emergency operation of the landing gear makes it unnecessary to provide auxiliary pressure to the gear.) The auxiliary pressure should be selected and used only when required and provides sufficient fluid and pressure to complete a landing if the normal hydraulic system fails. (See figure 1-22.)

AUXILIARY HYDRAULIC POWER SWITCH

Hydraulic power from the auxiliary accumulator is selected by a two-position switch (10, figure 1-7), on the overhead panel. When the switch is at its normally selected OFF position, the auxiliary (spring-loaded open) shutoff valve is closed. If the normal hydraulic power system fails and the normal system is depleted, the switch should be moved to ON only when hydraulic pressure is required. This opens the auxiliary shutoff valve to direct auxiliary accumulator pressure to the speed brake, wheel brakes, and nosewheel steering system. The switch should be returned to OFF whenever possible to conserve auxiliary accumulator power. The auxiliary hydraulic switch is powered by the dc essential bus. Auxiliary accumulator pressure is automatically provided when the dc essential bus is deenergized.

HYDRAULIC PRESSURE GAUGES

ON T-39A AIRPLANES, the hydraulic pressure gauges (figure 1-2), on the center instrument panel, are powered by the 26-volt ac bus. In addition to the NOR (normal system) pressure gauge, an AUX (auxiliary system) gauge is installed which shows the auxiliary hydraulic pressure. The gauges are calibrated, in 500 psi increments, from 0 to 4000 psi.

ON T-39B AIRPLANES, two hydraulic pressure gauges, on the center instrument panel, are powered by the No. 2 26-volt ac bus. One gauge indicates normal hydraulic system pressure; the other gauge indicates auxiliary system pressure.

HYDRAULIC SHUT OFF VALVE FAILURE CAUTION LIGHT (T-39B ONLY)

ON T-39B AIRPLANES, the HYD SHUTOFF FAIL amber caution light (figure 1-22), on the caution-warning light panel, comes on if either the right or left hydraulic shutoff and bypass valve does not function properly.

HYDRAULIC PUMP FAILURE CAUTION LIGHTS (T-39B ONLY)

ON T-39B AIRPLANES, the LH HYD PUMP FAIL and RH HYD PUMP FAIL amber caution lights powered by the No. 2 dc secondary bus, are on the overhead hydraulic control panel. (See figure 1-22.) The left or right light will come on any time the pressure output of the respective pump is below 1200 psi.

HYDRAULIC PRESSURE/POWER OFF CAUTION LIGHT (T-39A ONLY)

ON T-39A AIRPLANES, the HYD PRESS/PWR OFF amber caution light (figure 1-34) and the master caution light will illuminate if, for any reason, electrical power is removed from the pump switching circuits. The light will also illuminate when system pressure decreases to 2000 (± 100) psi. When pressure increases to 2600 (± 100) psi, the light will go off. The master caution light is not illuminated under this condition.

SPEED BRAKE SYSTEM

A hydraulically operated, electrically actuated speed brake is on the lower surface of the fuselage, aft of the nose gear well. The speed brake panel is hinged at its leading edge and, when open, extends down and forward to increase drag. The speed brake may be operated at any airspeed by a switch on the left throttle.

HYDRAULIC

TYPICAL T-39A

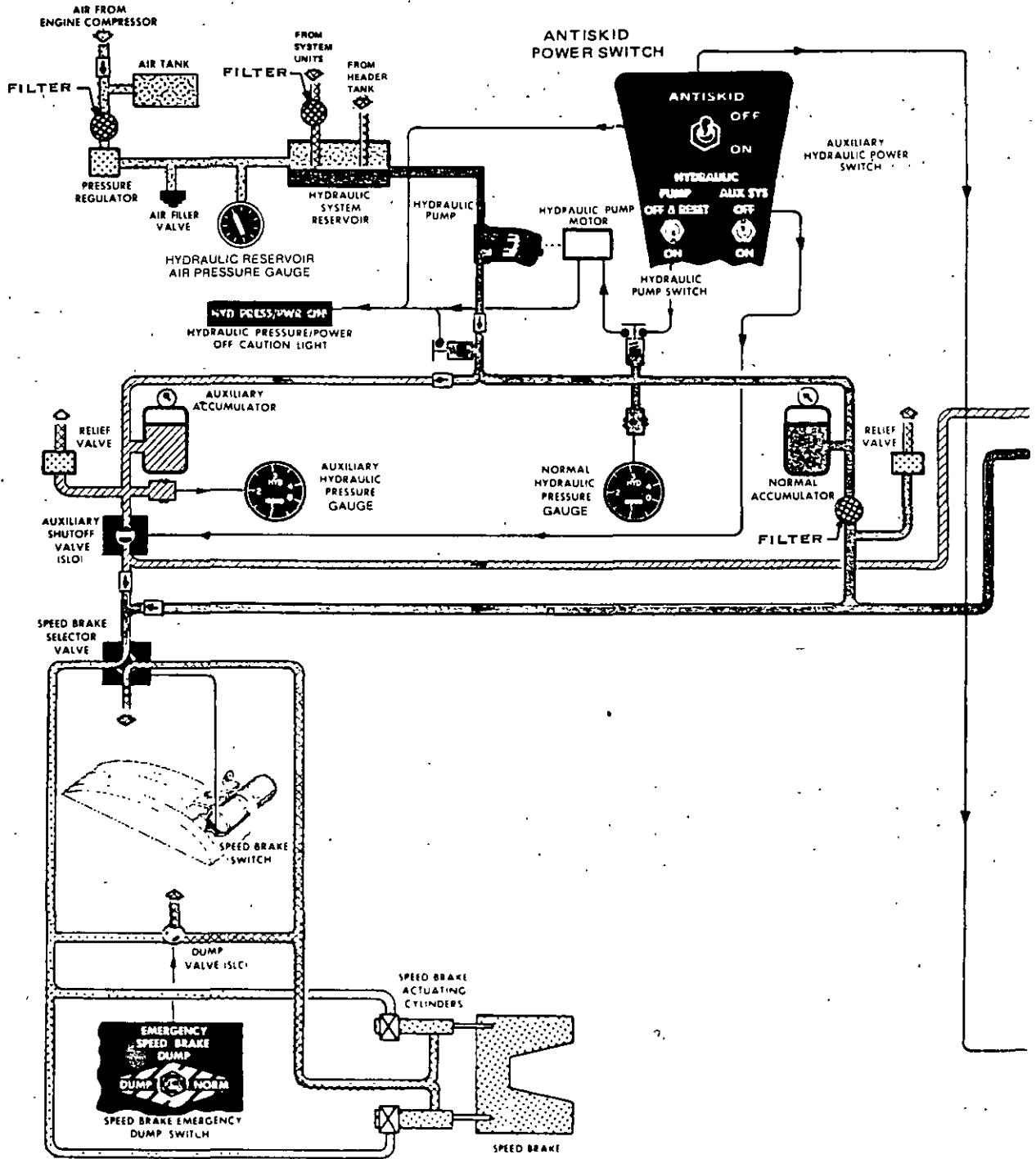
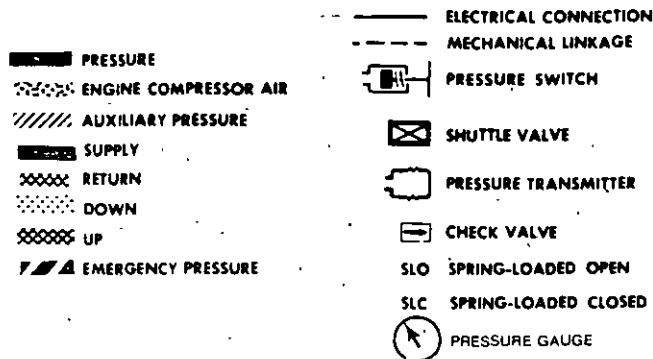


Figure 1-22 (Sheet 1 of 4)

64

SYSTEM



**Some airplanes. (Refer to applicable text.)

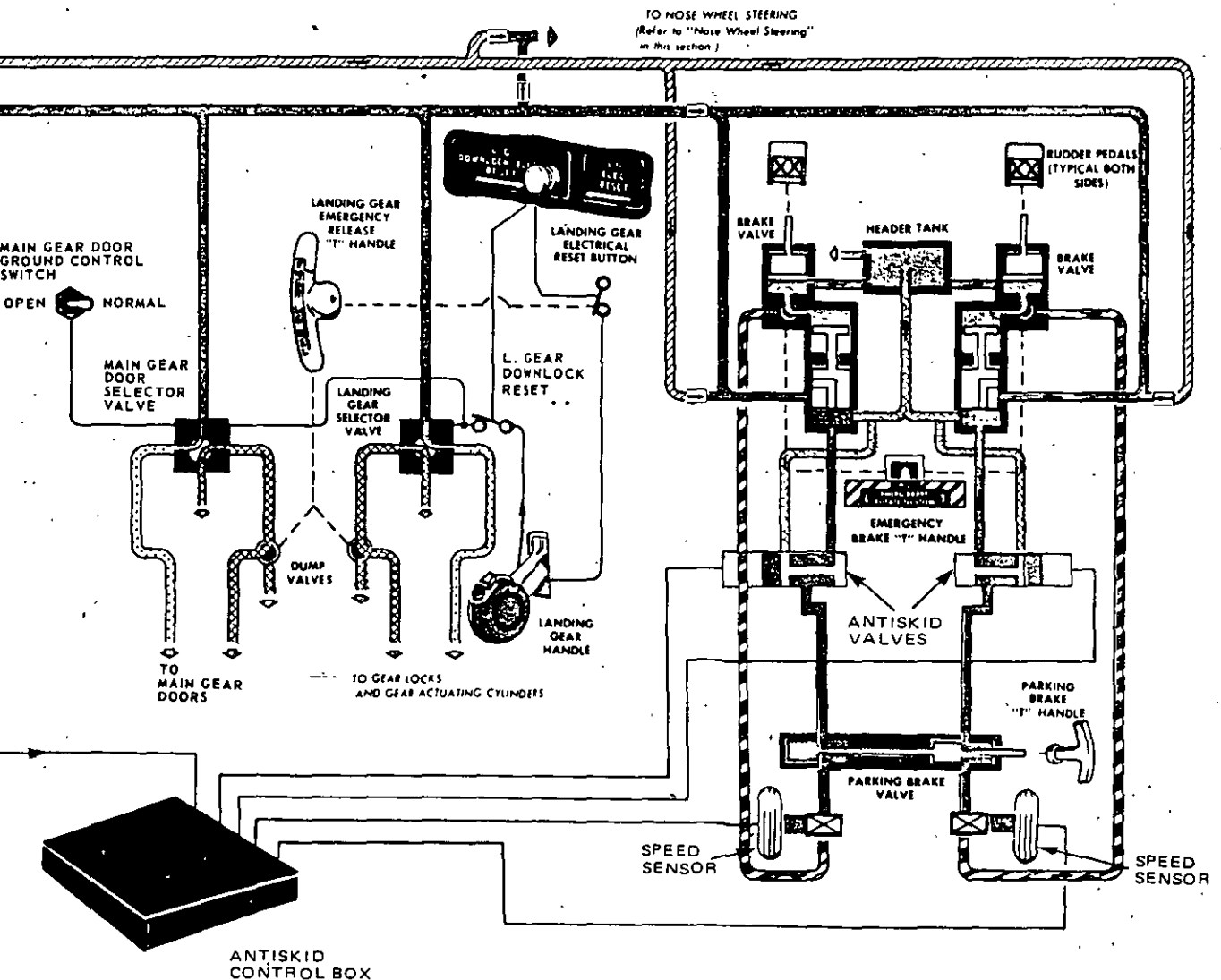
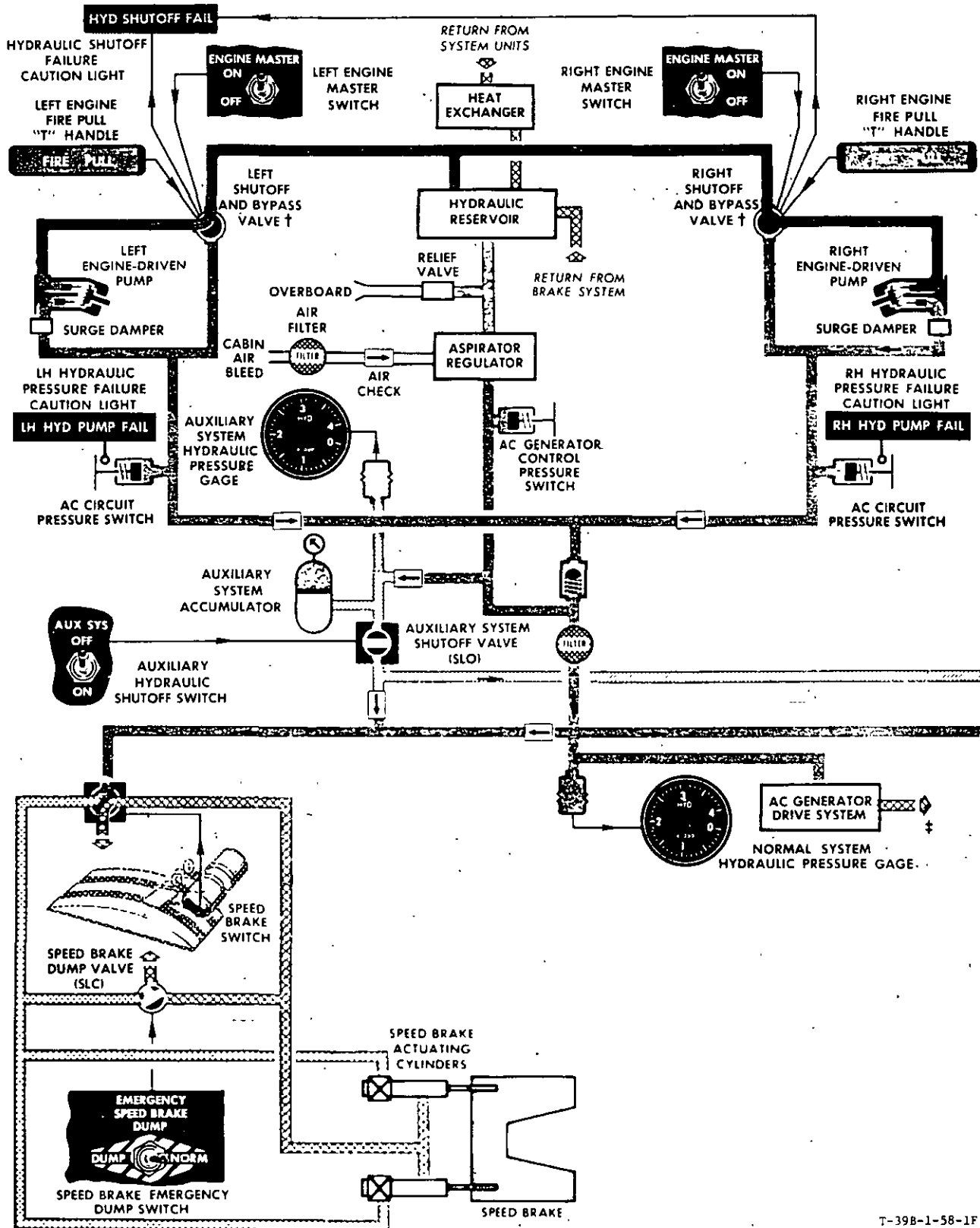


Figure 1-22 (Sheet 2 of 4)

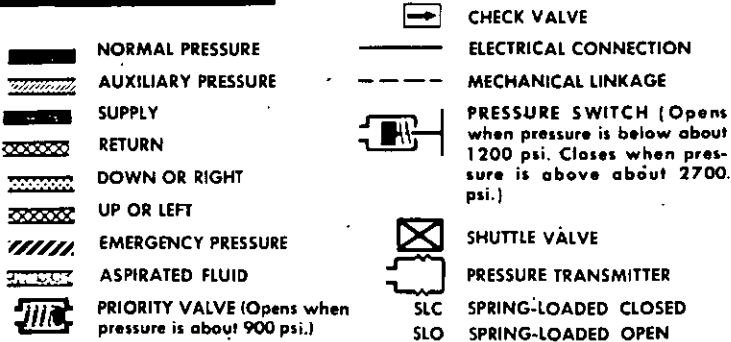
TYPICAL T-39B



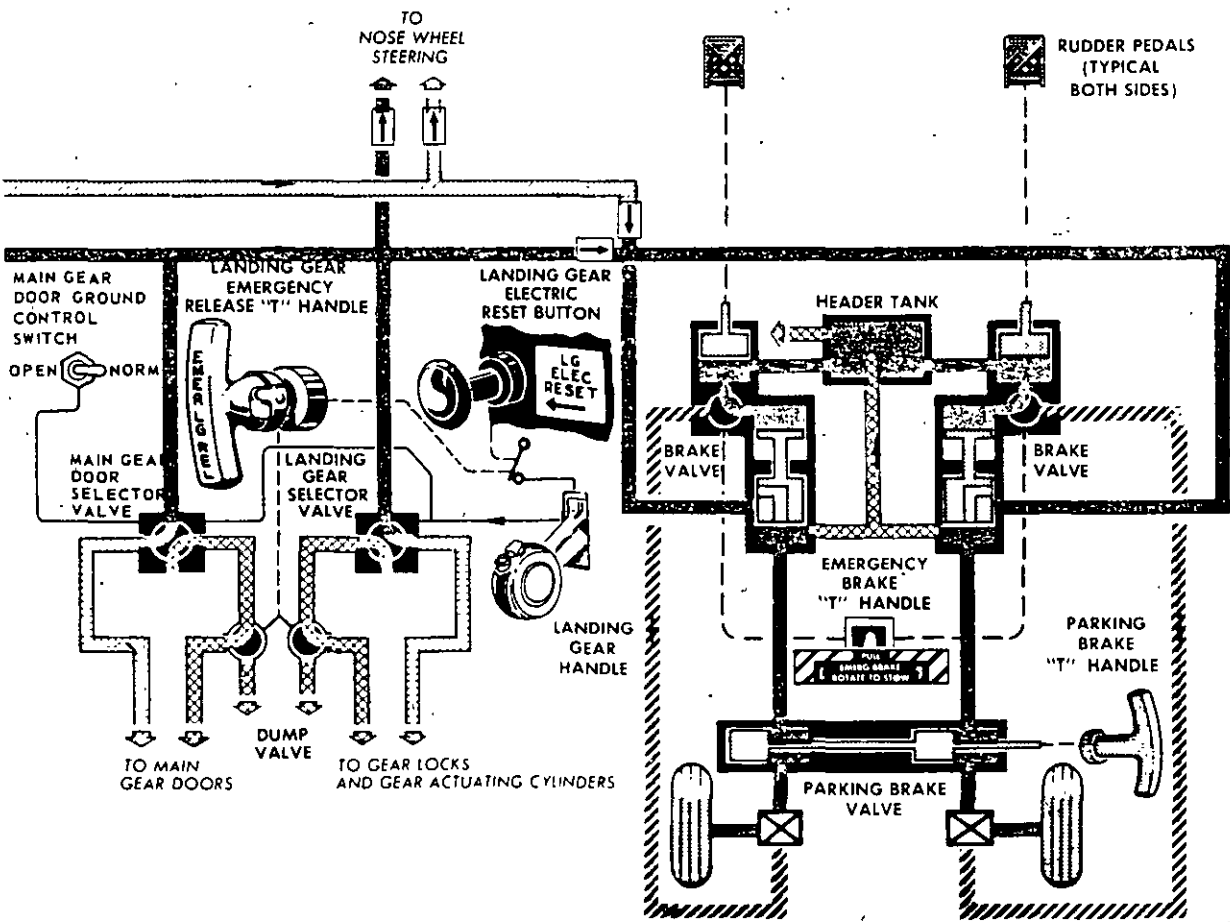
T-39B-1-58-1F

Figure 1-22 (Sheet 3 of 4)

HYDRAULIC SYSTEM



† Closed automatically during engine start and when pump pressure is below about 400 psi.
 ‡ Refer to "AC Electrical Power Distribution" in this section.



T-39B-1-58-2F

Figure 1-22. (Sheet 4 of 4)

SPEED BRAKE MAINTENANCE SAFETY LOCKS AND RED STREAMERS

For maintenance purposes, two removable safety locks may be installed to keep the speed brake in the extended position when the airplane is on the ground. (See figure 1-26.) A lock assembly is inserted on each of the two speed brake actuating cylinders. The lock assemblies, which have red warning streamers, must be removed before flight.

SPEED BRAKE SWITCH

A speed brake switch (figure 1-22), on the left side of the left throttle grip, controls speed brake operation. Moving the switch aft to OUT opens the speed brake; moving the switch forward to IN closes it. The switch supplies dc essential bus power to a control valve that directs hydraulic system pressure to the speed brake actuating cylinders. When the switch is returned to the OFF (center) position, the control valve is closed (trapping cylinder pressure) and the brake is held in any desired position. After the brake has been retracted, the switch should be left in the forward IN position to prevent the speed brake from creeping open in flight.

SPEED BRAKE EMERGENCY DUMP SWITCH

The two-position emergency dump switch (figure 1-2), on the pilot's instrument panel, permits the speed brake to be retracted in flight, if hydraulic pressure fails. The speed brake switch must be placed at OFF (center) before the speed brake dump valve will operate. When the dump switch is moved to DUMP, dc essential bus power opens a dump valve which relieves hydraulic pressure from the speed brake actuating cylinders. Air loads then force the speed brake to a trail position. The switch is spring-loaded to NORM. Releasing the switch to NORM allows the dump valve to close, trapping hydraulic fluid in the actuating cylinder to hold the speed brake in the trail position. The dump valve is reset for normal operation of the speed brake system when the emergency dump switch is returned to NORM.

SPEED BRAKE CAUTION LIGHT

The SPEED BRAKE OPEN amber caution light (figure 1-34) is on the caution-warning light panel. This light comes on when the speed brake is not closed and if either throttle is at a setting of

approximately 95 percent rpm or greater. The light goes out when the speed brake is closed or when both throttles are retarded below 95 percent power. The function of the light is to alert the pilot if the speed brake is not closed during takeoffs and go-arounds.

LANDING GEAR SYSTEM

The fully retractable tricycle landing gear is electrically actuated and hydraulically operated. The nosegear doors are mechanically controlled by the operation of the nosegear. The main landing gear wheel well doors are electrically sequenced and hydraulically actuated. The main gear retracts inward into the lower surface of the wing; the dual-wheel nosegear retracts forward into the fuselage. The wheel well doors, which fair the gear flush with the airplane contour when the gear is retracted, automatically close after the gear is extended. A safety lock prevents normal landing gear handle operation while the airplane is on the ground. This lock can be overridden if necessary. An emergency means of lowering the gear, in case of hydraulic or electrical failure, is provided. Nosewheel steering is accomplished by a nosewheel steering cylinder attached to the aft side of the nosegear strut. Nosewheel shimmy is eliminated by co-rotation of the dual nosewheels. The main wheels are equipped with hydraulically operated multiple-disc type brakes.

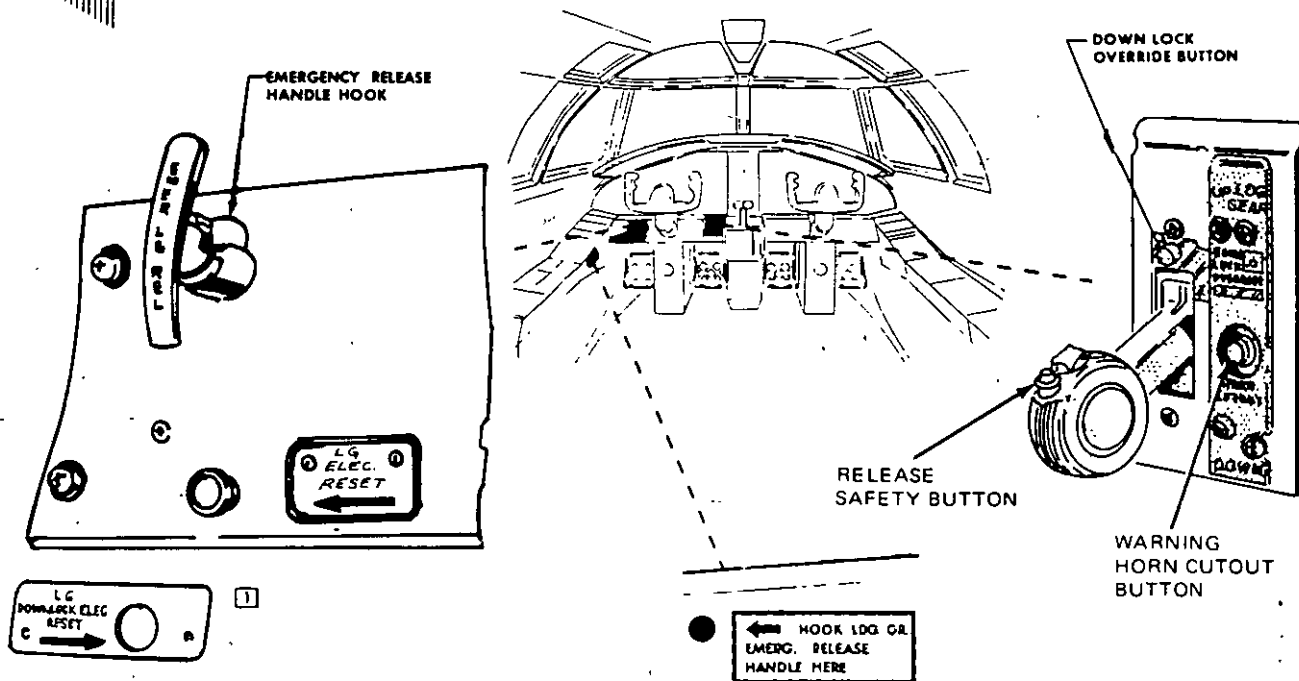
MAIN GEAR DOOR MAINTENANCE SWITCH

The MAIN GR. DOOR MAINT. SW. (figure 1-24), located in the left main landing gear strut well, is a two-position switch powered by the dc essential bus. Maintenance personnel use this switch to open the main landing gear wheel well doors for inspection or repair. The switch positions are NORMAL (doors closed) and OPEN (doors open). The switch should be placed in NORMAL by maintenance personnel prior to flight.

WARNING

If main gear doors are in the open position, stay clear of gear area while electrical power is applied to airplane.

LANDING GEAR CONTROLS



1 AF62-4449 and all later airplanes

Figure 1-23

NOTE

If the main gear door ground control switch is left in OPEN, actuation of the landing gear control handle after takeoff will override the ground control switch and normal gear retraction, and door closing will occur. However, when the landing gear is extended, the main gear doors will remain open.

strikes a cam plate, to break the overcenter condition, and mechanically closes the doors behind the gear. Once the uplock hooks close on the strut rollers and the gear doors are closed, the hydraulic pressure in the landing gear system is deenergized and the uplock hooks are held in place by means of an overcenter linkage and spring.

WARNING

When the weight of the airplane is on the main gear, a solenoid-operated mechanical lock prevents the landing gear handle from being moved to UP. The handle can be placed at UP by pressing the downlock override button. When the gear handle is at UP and with hydraulic and electrical power on the airplane, the landing gear will retract on the ground.

LANDING GEAR HANDLE

The landing gear handle (figure 1-23), on the pilot's instrument subpanel, to the left of the center pedestal, electrically controls the gear and gear door hydraulic selector by dc essential bus power. When the airplane is airborne, moving the handle to UP positions the landing gear selector valve so that hydraulic pressure opens the main gear doors, pulls the landing gear downlocks, and retracts the landing gear. The main gear wheel well doors are mechanically sequenced and hydraulically powered to close when both main gear are in their uplocks. The nose gear doors are locked open by means of an overcenter action of the linkage between the doors. As the nose gear retracts, the shock strut piston

A release safety button (figure 1-23) on the gear handle is used to control the solenoid-operated lock. This button must be pressed when the handle is at UP to retract the lock and permit movement of the

MAIN GEAR DOOR MAINTENANCE SWITCH

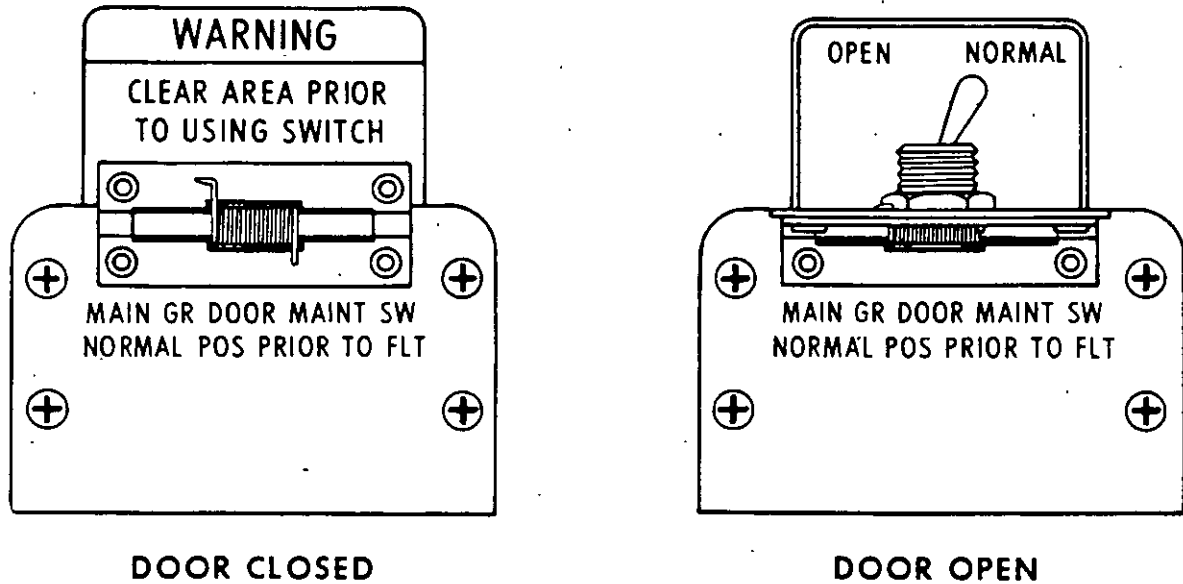


Figure 1-24

handle to DOWN. This is necessary to prevent damaging or breaking the handle and to prevent unnecessary wear on the locking mechanisms. The button need not be pressed when the landing gear handle is moved to UP after takeoff. When the handle is moved to DOWN, the hydraulic selector valve is energized to route hydraulic pressure to the gear down side of the main gear door cylinders. These cylinders release the main gear door uplock hooks and put the doors down. The landing gear uplock hooks are hydraulically released, and the landing gear cylinders extend the landing gear. When the gear is down, spring-loaded downlocks slide into place and lock the gear down. No hydraulic pressure is applied to the down side of the downlock. When all three gears are down and locked, hydraulic pressure is maintained on the down side of the landing gear cylinders. When both main gear downlocks are in place, an electrical circuit is completed and the main gear doors close.

LANDING GEAR DOWNLOCK OVERRIDE BUTTON

The down lock override button (figure 1-23) is above the gear handle. Pressing the downlock override button retracts the solenoid-operated lock

mechanically. Normally, when the airplane becomes airborne, the solenoid is energized to withdraw the lock and permit movement of the landing gear handle. The landing gear handle can, if necessary, be moved from UP to DOWN by first pressing and holding the downlock override button.

WARNING

- Use of the downlock override button, to retract the landing gear on the ground, can result in an unsymmetrical gear retraction, causing a more severe condition than originally existed.
- Use of the downlock override button to release a stuck gear handle on takeoff is not recommended since this condition may be indicative of the failure of a gear strut to extend after liftoff. Gear retraction may then cause binding/damage in the gear well. Keep gear extended, land when practical, and have gear system inspected prior to subsequent flight.

LANDING GEAR EMERGENCY RELEASE T-HANDLE

Ground Operations

The landing gear emergency release T-handle provides a means of extending the landing gear doors, while on the ground, without electrical or normal system hydraulic power on the airplane. If the main gear doors have been opened by the T-handle, then the landing gear electric reset button shall be depressed before the next flight.

WARNING

To prevent personnel injury, assure that main gear area is clear prior to depressing landing gear electric reset button.

In Flight

The landing gear emergency release T-handle (figure 1-24), on the pilot's instrument subpanel, is used to lower the gear in case hydraulic or electrical system failure prevents normal gear lowering. When the handle is EXTENDED (pulled to its full extension of about 11 inches, with a maximum pull of about 40 pounds), all fairing doors and the gear uplocks are unlocked mechanically and a dump valve is opened to return hydraulic fluid from the actuating cylinders, the gear lowers by gravity, and the gear door remains open.

CAUTION

The emergency handle shall be pulled to full extension (EXTENDED) to ensure release of all uplocks and proper positioning of the hydraulic selector valve and the dump valve.

A hook is installed on the landing gear emergency release T-handle which is used to secure the handle in the fully extended position. This hook fits into a placarded hole below the pilot's console.

When the T-handle is fully extended and hooked, gear retraction is prevented by the open dump valves and the open switches in the landing gear up circuitry. For subsequent gear retraction the landing gear handle should be placed in the down position, the T-handle returned to its normal position (ensure T-handle is fully in, upright, hook

towards the control column), and the landing gear electric reset depressed.

LANDING GEAR ELECTRIC RESET BUTTON

The landing gear electric reset button (figure 1-24), on the pilot's instrument subpanel, resets the landing-gear-up circuit which is opened when the gear emergency release T-handle is pulled to lower the gear. It must be used after the gear has been lowered by the emergency handle to permit subsequent gear retraction. On some airplanes, the landing gear electric reset button also serves as a landing gear downlock electric reset button. Pressing the button neutralizes the landing gear selector valve, relieving back pressure on the landing gear downlocks and allowing the springloaded downlock pins to engage. When the button is released, the landing gear selector valve is repositioned to the same position as the landing gear handle.

CAUTION

Do not press landing gear electric reset button until landing gear handle and landing gear are both in down position.

LANDING GEAR POSITION INDICATOR LIGHTS

The three green landing gear position indicator lights (figure 1-34) are on the center of the instrument panel. The lights are arranged to represent the right and left gear and the nose gear. Dimming of the landing gear position indicator light for night flight is controlled by the flight instrument indirect light rheostat on the pilot's console.

NOTE

Each light comes on when the respective landing gear downlock is in place.

LANDING GEAR WARNING SYSTEM

The landing gear warning system consists of an audible warning through the pilot's headset and/or speaker, a warning horn, and a flashing or steady

red light in the landing gear handle. The system is designed to warn of an unsafe airplane landing configuration. The landing gear warning system is powered by the dc essential bus.

LANDING GEAR AUDIO WARNING SIGNAL

The landing gear audio warning signal is heard in the pilot's headset and/or the cockpit speaker. This signal warns the pilot that the airplane is below preset limits (refer to LANDING GEAR WARNING LIGHT) that may require the extension of the landing gear. The audio warning may be silenced by any of the following: increasing airspeed to exceed approximately 160 KIAS, advancing both throttles above 95-percent rpm, increasing altitude to above approximately 10,000 feet, or pressing the horn cutout button.

LANDING GEAR WARNING LIGHT

The landing gear warning light (figure 1-34) is in the landing gear handle. A steady red light in the landing gear handle, when the gear handle is raised, indicates the gear is not up and locked or the main gear doors are not fully closed.

A steady red light in the landing gear handle, when the gear handle is lowered, indicates the gear is not down and locked.

A flashing red light in the handle indicates the landing gear handle is UP, and the airplane pressure altitude is less than 10,000 feet, the airspeed is less than 145 (± 5) KIAS, and either throttle position is less than 95-percent rpm. The lamps are tested by actuating the caution light test switch. (See figure 1-7.)

LANDING GEAR WARNING HORN CUTOUT BUTTON

The landing gear warning horn cutout button (figure 1-23) is to the right of the landing gear handle. This button is pushed to silence the landing gear warning horn. The horn circuit is reset automatically when both throttles are advanced above 95 percent. The red light in the gear handle is not affected by the horn cutout button.

NOSEWHEEL STEERING SYSTEM

The nosewheel steering system (figure 1-25) allows the nosewheel to be turned a maximum of 31 degrees each side of center. The system is hydraulically powered, electrically controlled, and mechanically activated. The steering system receives electrical power from the dc essential bus and hydraulic power from the normal hydraulic system. If normal hydraulic pressure is lost, auxiliary pressure can be selected. The normal system is operable when the weight of the aircraft activates either main landing gear load switch and the nose gear load switch. The standby system is operable when the weight of the airplane activates either main gear switch. All steering is automatically disengaged at liftoff.

The steering system has dual electrical control systems, consisting of a main and a standby system. The standby control is not an alternate system, but is a reserve system which is automatically activated when the main control system becomes defective. Both control systems function in essentially the same way.

MAIN STEERING SYSTEM

The nosewheel steering system is engaged and disengaged by a pushbutton switch on the pilot's or copilot's control wheel. When either button is actuated, a solenoid valve is opened, directing hydraulic pressure to the steering system. Movement of either the pilot's or copilot's rudder pedals mechanically varies the position of an electrical potentiometer in the steering system. This energizes the steering control valve to route the hydraulic pressure to the proper side of the steering cylinder piston, moving the nosewheels right or left. The wheels turn in the desired direction until they reach a position corresponding to the deflection of the rudder pedals. The steering control and a followup system become electrically balanced, de-energizing the solenoid valve, and hydraulic pressure to the steering cylinder is shut off. Subsequent movement of the pedals upsets the electrical balance so that the control valve becomes energized, and hydraulic pressure to the steering cylinder moves the nosewheels to a position to satisfy the new steering requirement. When the nosewheel steering system is disengaged, both sides of the steering cylinder are ported to the hydraulic system return through the steering control valve.

NOSE WHEEL STEERING

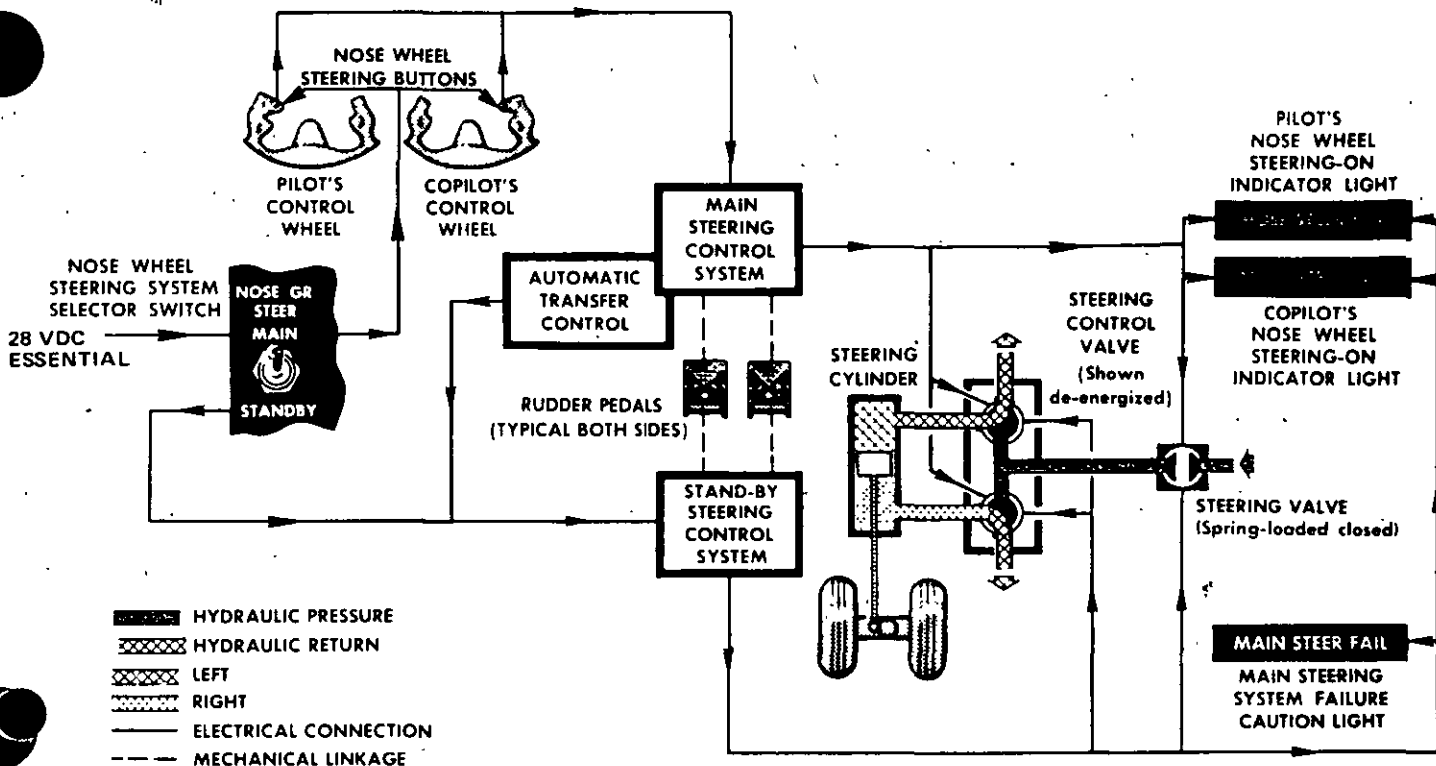


Figure 1-25

STANDBY STEERING SYSTEM

Should the main steering system fail to turn the nosewheels to a position corresponding to rudder pedal deflection, the electrical imbalance between the steering control and follow-up systems will persist and an automatic transfer to the standby steering system will occur. This transfer will not take place until a new nosewheel position requirement is sensed. After transfer occurs, steering may be accomplished in the normal manner by moving the rudder pedals, and the standby system may be disengaged by depressing either nosewheel steering button.

Standby nosewheel steering may be selected for system test purposes by moving the steering selector switch to STANDBY. In this case, steering can not be disengaged by depressing the nosewheel steering

buttons, but remains engaged until the steering selector switch is returned to MAIN or electrical power is turned off.

CONTROLS AND INDICATORS

NOSEWHEEL STEERING BUTTONS

Two pushbutton switches (figure 1-28), one on the outboard grip of each control wheel, are powered by the dc essential bus and control hydraulic pressure for nosewheel steering. Pressing and releasing either button when the steering system selector switch is at MAIN engages the steering system. Movement of the rudder pedals will then turn the nosewheels. Pressing and releasing either button again, shuts off the system and the nosewheels go to a trail position. The steering buttons do not function when the standby system is manually selected.

NOSEWHEEL STEERING SYSTEM SELECTOR SWITCH

The positive-position steering selector switch (figure 1-5), is used for selecting main or standby control of the nosewheel steering system. During normal operations, the switch should be at the MAIN position so that main system control will be energized when nosewheel steering button is pressed. If the main system fails when the selector switch is at MAIN, control of the nosewheel steering is automatically transferred to the standby system. (The selector switch remains at MAIN when automatic transfer to the standby system occurs.) When the selector switch is moved to STANDBY, the standby steering system is engaged and the nosewheel steering buttons on the control wheels are rendered inoperative. When the selector switch is at STANDBY or when the standby system has been engaged automatically because of main system failure there is no automatic transfer to the main system if the standby system should fail. To return steering control from standby to main, the selector switch should be placed at MAIN.

ON T-39A AIRPLANES, the nosewheel steering system selector switch is on the aft face of the center pedestal. (See figure 1-5.)

ON T-39B AIRPLANES, the nosewheel steering system selector switch is on the overhead hydraulic control panel. (See figure 1-7.)

NOSEWHEEL STEERING-ON INDICATOR LIGHT

The two placard-type NOSE STEER ON green indicator lights (figure 1-34) are on the instrument panel shroud, one on the left side for the pilot, the other one on the right for the copilot. Both lights come on to show that the nosewheel steering system is on, whether the steering system is controlled by the main or the standby system.

MAIN STEERING SYSTEM FAILURE CAUTION LIGHT

The placard-type MAIN STEER FAIL amber caution light (figure 1-34) is on the caution-warning light panel. It comes on if the nosewheel steering main system fails and automatic transfer to the standby system has occurred, or if the nosewheel steering system selector switch is at STANDBY.

NOSEWHEEL STEERING EMERGENCY OPERATION

Operation with a main or standby steering system that is known to be malfunctioning should not be attempted. However, if an emergency condition warrants or if an operational necessity dictates such operation, refer to the appropriate maintenance manual to deactivate the failed system. If a system failure occurs during takeoff or landing, refer to NOSEWHEEL STEERING FAILURE, in Section III.

NOSEWHEEL STEERING RELEASE LATCH

A nosewheel steering release latch, on the front of the nosegear assembly just above the wheel, disengages the nosewheel steering cylinder from the nosewheel when the airplane is towed. The release latch has been designed so that it is impossible to connect a tow bar to the airplane without actuating the release latch. In case the ground crew fails to engage the spring-loaded release latch when the tow bar is disconnected, the release latch automatically drops into place when the rudder pedals are actuated to a position relative to the nosewheel with steering engaged. (See figure 1-59.)

WHEEL BRAKE SYSTEM

The hydraulic brake system consists of a combination power system and a manual emergency system. Control through an antiskid system is also available. Hydraulic pressure for the wheel brake system is available from (1) the normal hydraulic system, (2) the auxiliary hydraulic system, and (3) the manual emergency system when the emergency brake control T-handle is pulled out. The braking units, on each main landing gear wheel, consist of rotor and spot brake assemblies. Braking effect is obtained by toe action on the rudder pedals which meters hydraulic pressure to apply the brakes. The emergency braking system has its own fluid supply and separate brake lines to brake-mounted shuttle valves. Pulling the emergency brake control T-handle in the cockpit will permit the brake master cylinders to function as conventional brake master cylinders when enough toe pressure is applied to the top of the rudder pedals.

WARNING

The brake pedals for the pilot's and copilot's positions are mechanically interconnected to the same brake control valve. Test results have verified that holddown of the brake pedals in one crew position will prevent any pumping action to obtain effective braking with the emergency brakes selected. When the emergency brakes are being used, only one pilot will activate the brake pedals.

An auxiliary accumulator, selected by a switch in the cockpit, supplies auxiliary hydraulic pressure for the nosewheel steering, wheel brakes and speed brake, if normal hydraulic pressure is lost.

NOTE

Each main gear wheel is equipped with fusible plugs that will melt and release tire pressure before the wheel and tire become dangerously overheated.

EMERGENCY BRAKE CONTROL T-HANDLE

The EMERG BRAKE control handle (figure 1-5), on the center pedestal, is the rotate-to-stow type. This pull T-handle incorporates a spring-loaded blade which provides a positive lock when the handle is in the extended position. By rotation of the handle 90 degrees counterclockwise, the handle is unlocked and may then be pushed in. The handle rotates 90 degrees clockwise as it returns to the normal position. The emergency brake control handle converts the brake valves from a power type to a manual type. Then, by pushing on the top of the rudder pedals, braking will be proportional to the amount of effort exerted. The emergency brake system is supplied hydraulic fluid from two small reservoirs in the nosewheel well. These reservoirs are depicted as the header tank on the hydraulic system schematic. The two reservoirs are connected to the wheel brake system by a common supply line.

PARKING BRAKE T-HANDLE

The parking brake T-handle (figure 1-2) is on the pilot's instrument subpanel, to the right of the control column. To set the parking brakes, toe action is applied to the rudder pedals and the parking brake handle is pulled out. The parking brake may

be set as long as hydraulic pressure is available in either accumulator. Hydraulic pressure required to release the parking brakes is obtained by toe pressure applied to the rudder pedals. The release of the parking brake is indicated by the T-handle returning to the normal (in) position. The emergency brake control T-handle must be pushed in if it has been used, before the parking brakes can be applied.

ANTISKID SYSTEM

The antiskid system monitors wheel speeds during takeoff/landing operations to ensure that efficient braking is maintained even when runway conditions are poor and RCR's are low.

The antiskid system is electrically actuated and hydraulically operated. Hydraulic pressure for the antiskid system is available from both the normal and auxiliary hydraulic systems. If auxiliary hydraulic system is used, turn off antiskid system, to prevent depletion of auxiliary pressure.

Electrical protection for the system is furnished through the LDG GEAR POS circuit breaker on the RH aft overhead dc essential bus panel. The system is energized by placing the ANTISKID switch, on the hydraulic control panel, to ON. (See figure 1-7.) As long as a normal wheel deceleration rate continues during monitoring, brake pressure is channeled directly through the antiskid control valves to the wheel brakes. Should either or both wheels approach a skid, the corresponding wheel speed sensor sends a signal to the control box, which then provides an electrical control signal to the associated antiskid control valve. This valve releases brake pressure in proportion to the severity of the approaching skid. From this point, skid control signals are such that the application of brake pressure is controlled by the antiskid system until a stable braking condition returns, and brake pressure is again applied directly through the control valve to the brakes.

The system incorporates touchdown protection which prevents brake pressure from reaching the brakes prior to touchdown and wheel spinup.

Locked wheel protection releases brake pressure from wheel brake any time the wheel speed drops below 30-percent of the airplane speed and the airplane speed is above 30 knots. While locked wheel protection is lost at speeds below 30 knots, antiskid protection remains available down to 15 knots.

The antiskid system is connected through the main landing gear load switches to ensure the wheels/brakes are not locked on touchdown. Should both load switches fail in the airborne mode, braking would be lost at airplane speeds below 30 knots until the antiskid system is de-energized.

The antiskid system circuitry monitors the system for most failures which would cause the system to be inoperable.

ANTISKID SWITCH

The two-position ANTISKID switch (figure 1-7), on the overhead control panel, connects dc essential bus power to the antiskid system. The ANTISKID switch must be placed to ON before the antiskid system will operate.

ANTISKID INOP LIGHT

The ANTISKID INOP amber caution light (figure 1-34) is on the caution-warning light panel. This light comes on whenever the ANTISKID switch is set at OFF and the landing gear is extended, or any time an antiskid system failure makes the antiskid system inoperable. The light will go out when the ANTISKID switch is placed to ON (with the gear extended) and after the antiskid system failure has been cleared. The function of the light is to alert the pilot to the inoperability of the antiskid system for takeoff/landing operations.

WARNING

Any time the ANTISKID INOP caution light illuminates, the antiskid system should be turned off. Failure to turn off antiskid system may result in brake system failure. Brake pedal pressure may be normal.

FLIGHT CONTROL SYSTEM

The flight control surfaces (ailerons, rudder, and elevators) are mechanically operated from a conventional set of dual controls. A spring-type bias bungee is incorporated to establish a no-load center position for the controls by interconnecting the elevators and horizontal stabilizers. This no-load

position varies automatically with stabilizer position and improves the apparent longitudinal stability. A bobweight is installed for obtaining a positive stick force of 10 pounds per G of normal acceleration, and a bobweight balance bungee is used to statically balance the system at a positive 1 G. A mechanical flight control gust lock is provided which interconnects with the throttle mechanism. When the gust lock is engaged, the throttle movement is restricted, so that only limited thrust is available.

CONTROL WHEELS

The pilot's and copilot's control wheels (figure 1-28) are identical except that incorporated switches are in reverse locations: The nosewheel steering, interphone-microphone, and trim switches are on the outboard grip of each wheel. A trim emergency disconnect switch is on the inboard grip of each wheel. The interphone-microphone switch is installed on the forward face of each outboard grip.

RUDDER PEDALS

A set of rudder pedals is provided for the pilot and copilot. The rudder pedals control the rudder action through direct mechanical linkage to the rudder. The wheel brakes are actuated by pressure on the top of the rudder pedals. The rudder pedals may be adjusted.

RUDDER PEDAL ADJUSTMENT KNOB

Comfortable leg length adjustment of the rudder pedals may be accomplished by a rudder pedal adjustment knob (figure 1-2), on the control pedestal directly below the control wheels. Turning the knob counterclockwise adjusts the pedals aft (toward the pilot); clockwise turning adjusts the pedals forward.

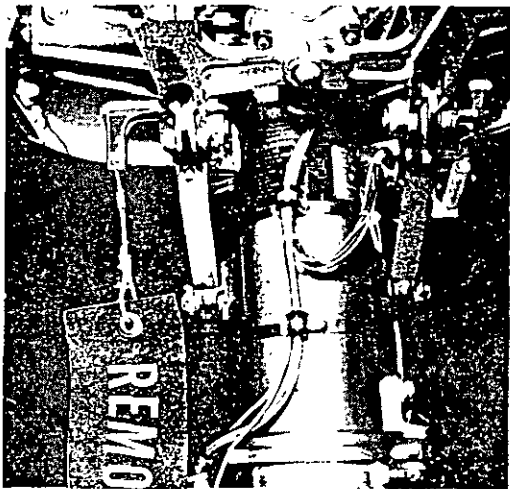
GUST LOCK T-HANDLE

The push-pull gust lock T-handle (figure 1-2) is below the control wheel on the pilot's side only. To apply the gust lock, the handle is moved out of the detent and aft to ENGAGED, while the throttles are at IDLE or below. Movement of the control systems through neutral engages the control lock. The throttles are also blocked so that only limited thrust is available. To release the gust lock, the handle is moved out of the detent and pushed to the full forward position.

MAINTENANCE AND GROUND SAFETY LOCKS

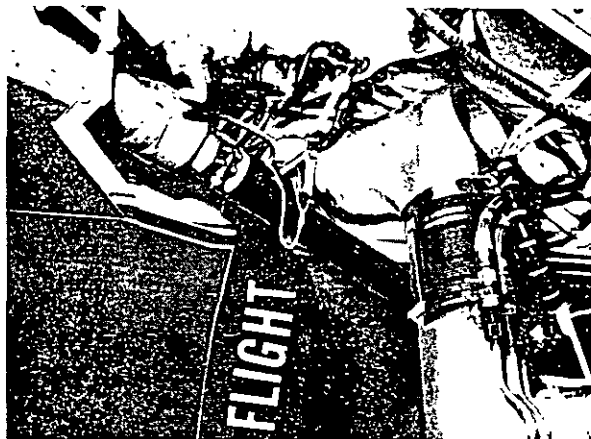
NOTE

There is only one ground safety lock, for the nose gear. All the other safety locks shown are maintenance safety locks.



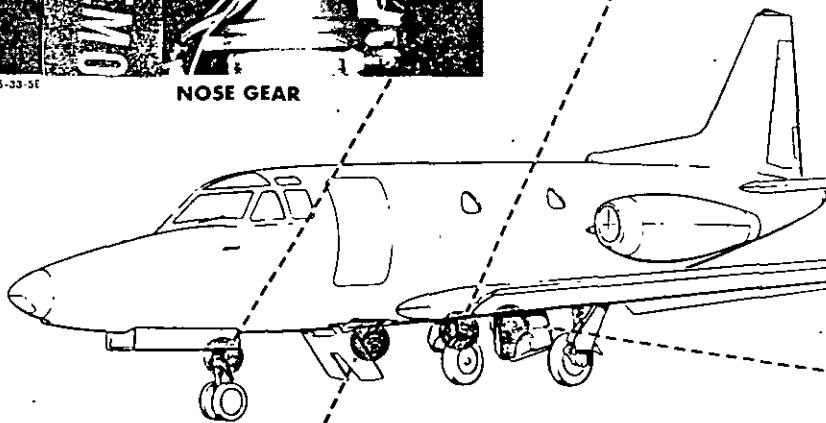
265-33-31

NOSE GEAR



265-33-13

**MAIN GEAR
(TYPICAL BOTH SIDES)**



265-31-69

**MAIN GEAR DOORS
(TYPICAL BOTH SIDES)**



265-33-7A

SPEED BRAKE

WARNING

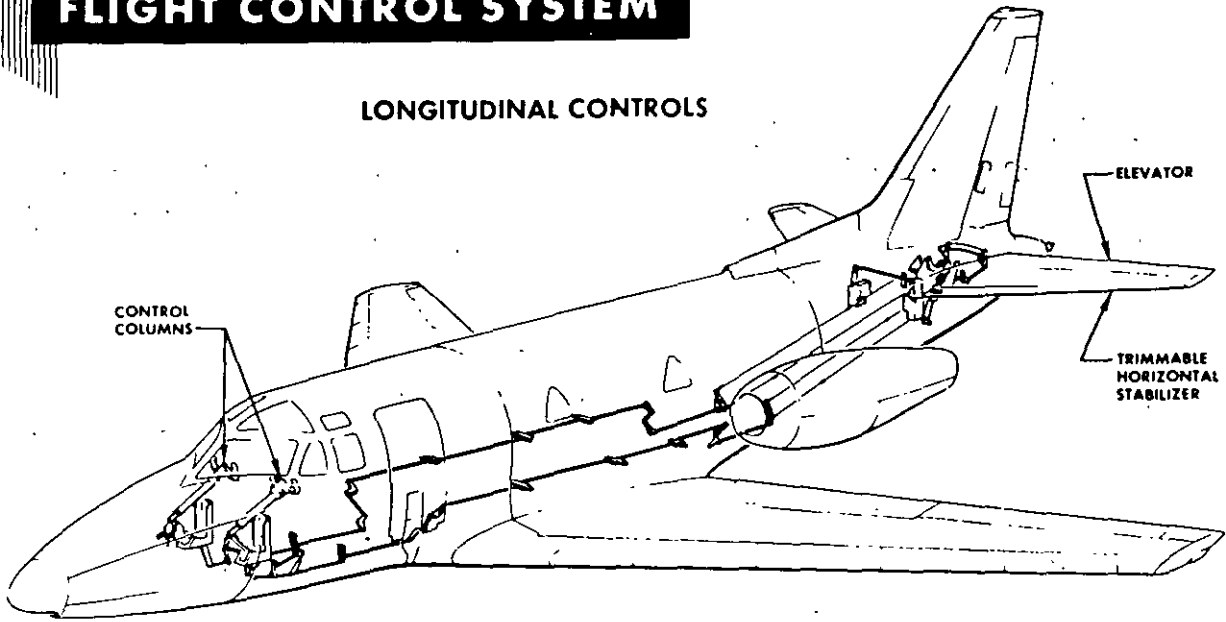
- Make sure all maintenance and ground safety locks are removed before flight
- If any maintenance safety lock is installed, do not remove it until checking status of the system with maintenance personnel.
- The left and right main gear maintenance gear safety locks are not interchangeable.
- Installation of the maintenance safety locks will not ensure a safe gear condition.

39A 1 73 120

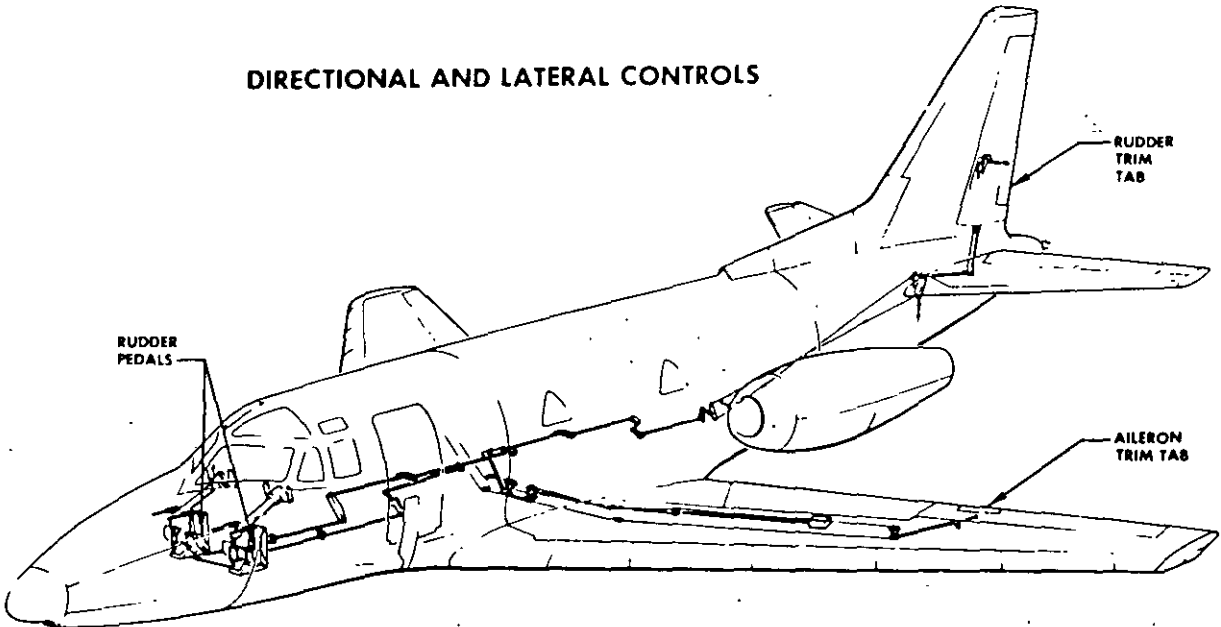
Figure 1-26

FLIGHT CONTROL SYSTEM

LONGITUDINAL CONTROLS



DIRECTIONAL AND LATERAL CONTROLS

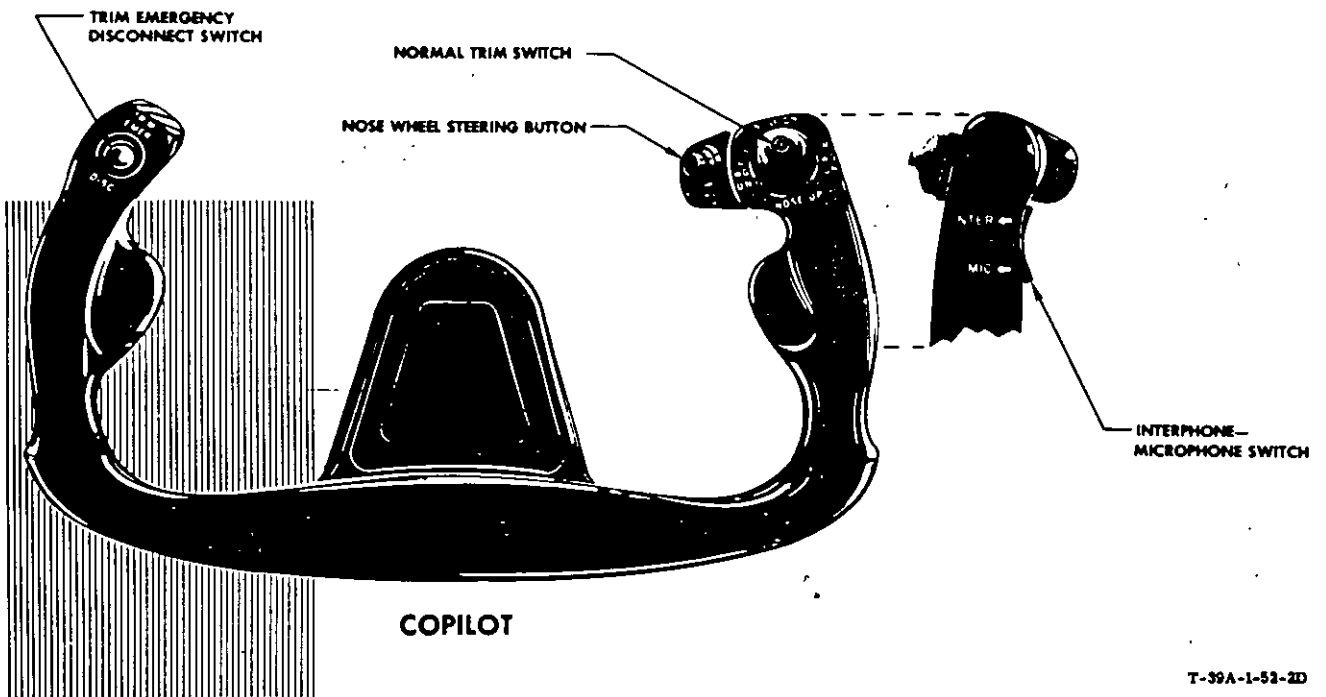
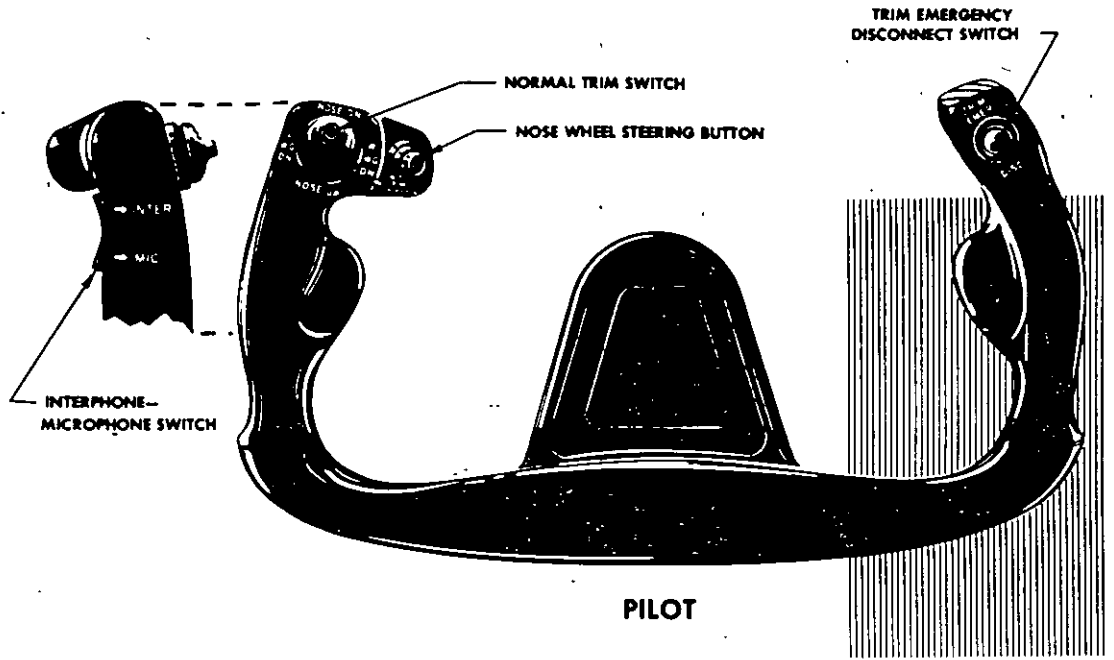


NOTE

The control surfaces are mechanically controlled and the trim controls are electrically operated.

Figure 1-27

CONTROL WHEELS



T-39A-1-52-2D

Figure 1-28

ALTERNATE TRIM CONTROL PANEL

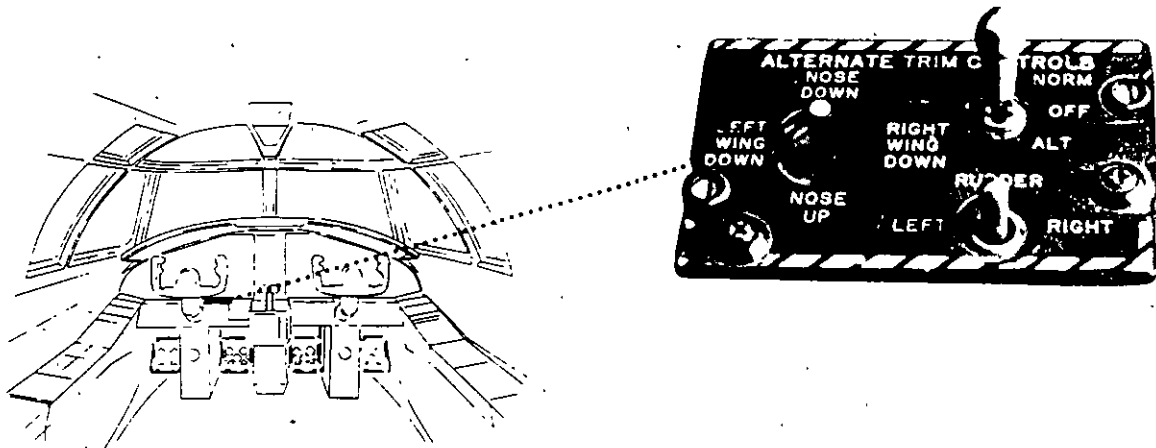


Figure 1-29

NOTE

Engine starting may be performed without releasing the gust lock. This may be desirable during windy or gusty weather operations; However, nosewheel steering is not available, since the rudder pedals are locked.

TRIM SYSTEM

Trim for longitudinal, lateral, and directional control is accomplished by electromechanical actuators that position the trim tabs on the rudder and left aileron and reposition the horizontal stabilizer for longitudinal trim. Two complete and independent trim control electrical circuits, a normal and an alternate circuit, is provided to interrupt the normal trim circuit in case of runaway trim or a sticking trim switch.

TRIM CONTROL SELECTOR SWITCH

A positive-lock trim control selector (figure 1-29) on the alternate trim control panel, is powered by the dc essential bus. The switch has three positions: NORM, ALT, and OFF. When the switch is in the NORM (normal) position, elevator and aileron trim are controlled by the normal trim switch on the

control wheel, and rudder trim is controlled by the normal rudder trim switch on the center pedestal. With the trim selector switch in the ALT (alternate) position, all trim is controlled by the alternate trim switches (figure 1-29), on the alternate trim control panel. With the switch in OFF, both trim systems are inoperative.

NORMAL TRIM SWITCH

Normal trim of the horizontal stabilizer or of the aileron tab is provided through a five-position switch (figure 1-28), on the aft face of each control wheel outboard grip. Trim is effected by setting the wheel for the desired flight attitude and then operating the normal trim switch to remove the load (control forces) from the wheel. Switch positions are L WG DN, NOSE DN, R WG DN, and NOSE UP. When the switch is released, it automatically returns to the OFF (center) position and trim action stops. A slight amount of movement of the wheel and rudder pedals may be noticed when corresponding trim is applied.

RUDDER TRIM SWITCH

Normal trim of the rudder is provided through a three-position switch (figure 1-5) on the center pedestal below the throttles. Holding the rudder

trim switch to R (right) trims the nose of the airplane to the right; holding it to L (left) trim the nose left. When the switch is released, it automatically returns to the off (center) position and trim action stops. The normal trim switches are powered by the dc essential bus.

HORIZONTAL STABILIZER TRIM

Two actuators, mechanically interconnected, are used to actuate the horizontal stabilizer. When the landing gear is retracted, trimming is accomplished at low speed rate; with the gear extended, trimming rate is high. When the landing gear is retracted, the horizontal stabilizer trim range is 1.0 to 6.0 degrees (horizontal stabilizer leading edge down); when the gear is extended, the trim range is 1.0 to 9.0 degrees. Refer to Section V for horizontal stabilizer trim setting restrictions.

NOTE

If one horizontal stabilizer trim actuator fails, the second trim actuator may stall when operated in the 2.5 to 4.0 degree trim range. The actuator will resume movement if the trim switch is depressed in the direction desired and, at the same time stick pressure is released enough to allow trim movement out of this critical range.

HORIZONTAL STABILIZER TRIM LIMIT TEST SWITCH

The horizontal stabilizer trim limit test switch (figure 1-2) is on the forward instrument subpanel, just left of the pilot's control column. The switch has three positions: LH, RH, and an unmarked Off (center) position. It is used for testing the automatic shutoff feature of the trim actuators when the 6-degree position of the stabilizer actuators is reached. A gearup condition is simulated when the LH or RH position is selected and the horizontal stabilizer trim is then actuated toward the leading-edge-down setting. The trim should stop at the 6-degree setting when the switch is held in LH or RH. If the trim does not shut off at this point, a faulty circuit is indicated and should be remedied before flight. The switch is powered by the dc essential bus and is for ground test purposes only.

TRIM EMERGENCY DISCONNECT BUTTON

A trim emergency disconnect button (figure 1-28) is installed on the aft face of the control wheel to be used in case of a defective normal trim switch. If the

normal trim switch sticks or a runaway trim condition occurs, depressing the disconnect button stops all trim action. The trim emergency disconnect button is operative only when the normal trim system is operative and must be held depressed until the trim selector switch can be positioned to OFF. All additional trim during the flight must be accomplished with the alternate trim system.

NOTE

The alternate trim system is not protected by the trim disconnect button.

ALTERNATE TRIM SWITCHES

An alternate trim system is provided to be used in case of a normal trim system failure. When the trim control selector switch (figure 1-29) is positioned at ALT (alternate), the ailerons and horizontal stabilizer are trimmed through the five-position switch (figure 1-29) on the alternate trim control panel. Holding the alternate trim switch to either LEFT WING DOWN or RIGHT WING DOWN causes the corresponding wing to be trimmed down. Holding the alternate trim switch forward to NOSE DOWN trims the airplane nose down; holding it aft to NOSE UP trims the nose up. When the switch is released, it automatically returns to the OFF (center) position and trim action stops. The alternate system trims the horizontal stabilizer at the low speed rate in the 1.0 to 9.0 degree range regardless of gear position.

Alternate trim of the rudder is provided through a three-position switch (figure 1-29) on the alternate trim control panel. Holding the rudder trim switch at RIGHT trims the nose of the airplane to the right; holding it at LEFT trims the nose left. When the switch is released, it automatically returns to the OFF (center) position, and trim action stops. The alternate trim switches are powered by the dc essential bus.

TRIM POSITION INDICATORS

There are three trim position indicators, on the copilot's inboard instrument panel, powered by the dc essential bus. The horizontal stabilizer trim position indicator (figure 1-2) indicates the airplane nose-up trim condition in terms of horizontal stabilizer leading edge trim position. The rudder trim tab position indicator (figure 1-2) is calibrated 15 degrees right or left in increments of 5 degrees. The aileron trim tab position indicator (figure 1-2) is calibrated 12 degrees wing up or wing down in increments of 4 degrees.

WING SLATS

Wing slats (figure 1-1) extend along the leading edge of each wing panel. Aerodynamic forces acting upon the slats cause the slats to open and close automatically as a function of angle of attack. When they open, the slats move forward along a curved track, forming a slot in the wing leading edge. This automatic extension of slats smooths the airflow over the upper surface of the wing and allows the wing to go to higher angles of attack before stalling, resulting in lower stalling speeds. At higher speed, in unaccelerated flight, the slats automatically close to provide minimum drag for maximum performance in flight.

WING FLAP SYSTEM

Electrically operated, slotted-type wing flaps (figure 1-1) extend from the aileron to within approximately 2 feet of the fuselage on each wing panel. The inboard trailing edge of the flaps is higher than the inboard edge of the panels. Each flap is operated by an individual electrical actuator through an individual electric circuit. The actuators are mechanically interconnected by a flexible shaft to synchronize the flap travel. Each actuator is capable of driving the opposite flap to which it is attached. Therefore, in case of a power or motor failure to one actuator, flap positioning (at a reduced speed) is still obtainable. The actuators are of the screwjack type, and are mechanically irreversible, thus preventing air loads from moving the flaps. No emergency system is provided, as there is enough protection present in the normal system through the mechanical interconnection, individual electric motors, and individual electric circuits.

WING FLAP HANDLE

The wing flap handle (figure 1-5) is recessed in the center pedestal to prevent inadvertent operation. The flap handle, powered by the dc essential bus, moves in a quadrant marked UP, HOLD, and DN. To position the flaps full up or full down, the flap handle is moved to the corresponding position and left there. (Power is automatically removed from the actuators when the flaps reach the extreme position.) Intermediate flap positions may be selected by monitoring the flap position indicator during flap operation and placing the flap handle at HOLD when the desired flap position is reached.

WING FLAP POSITION INDICATOR

A flap position indicator (figure 1-2), on the bottom of the center instrument panel, is powered by the dc essential bus. The instrument is calibrated in percent of flap extended and reads from UP to DOWN in increments of 10 percent. Full flap travel is 25 degrees (100 percent).

INSTRUMENTS

PITOT-STATIC SYSTEM

A complete, independently operated pitot-static system (figure 1-30) is provided for each set of pilot's and copilot's instruments. An alternate static pressure source, common to both sets of instruments, is also provided. An airspeed and altitude warning switch incorporates two pitot-static pressure-sensing switches. When the airplane is below the preset airspeed and altitude limits, these switches close, completing a portion of the landing gear warning system. Guarded toggle-type selectors are provided on both the left and right instrument subpanels, for transferring from the primary static pressure source to the alternate static pressure source. Dual, electrically heated pitot pressure heads are installed, one on each side of the fuselage, below the windshield.

AIRSPEED INDICATORS

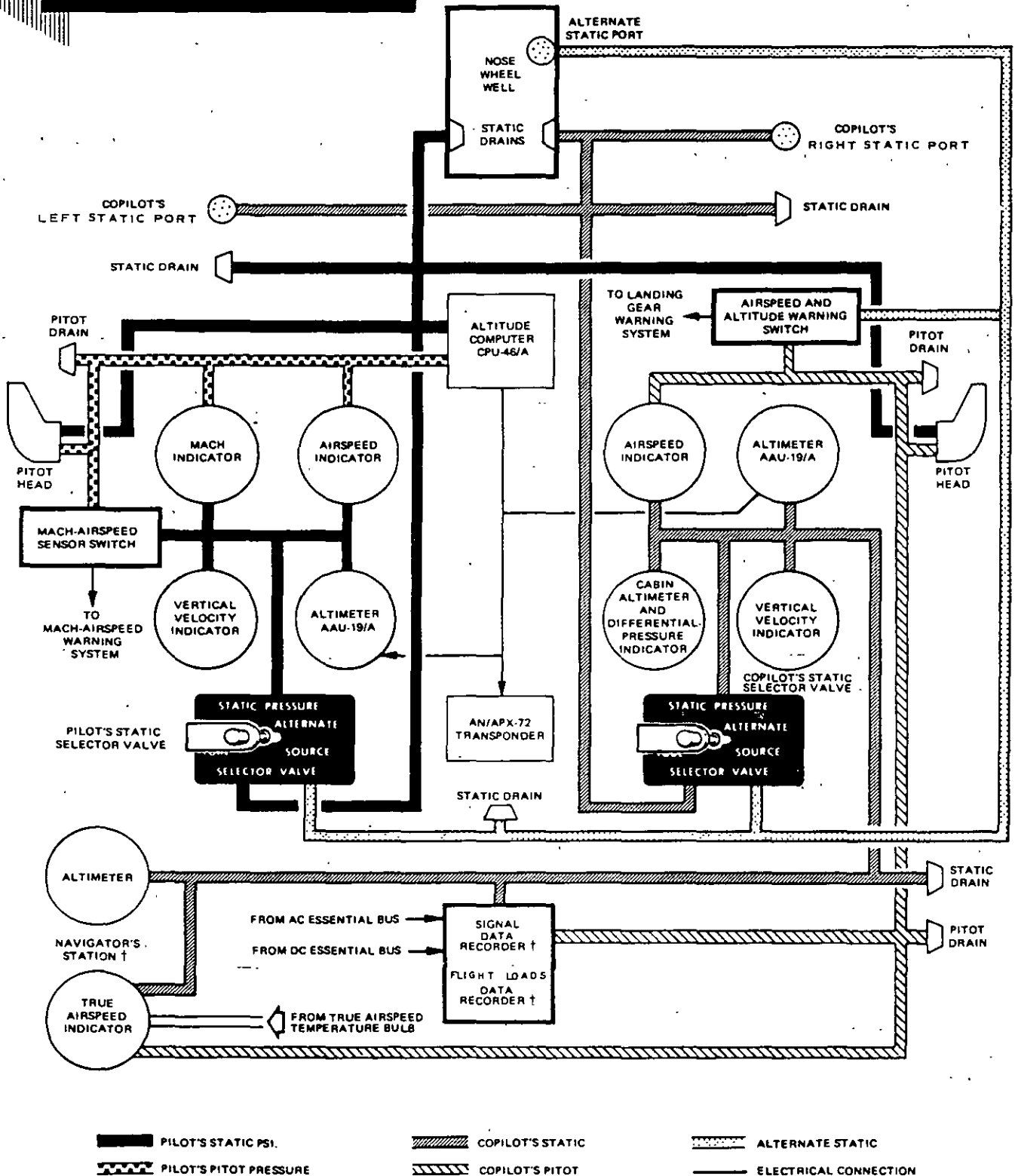
The airspeed indicators (figure 1-2) are essentially conventional airspeed indicators with the addition of a maximum allowable airspeed pointer which indicates the maximum speed at which the airplane can be flown at any particular altitude. A vernier scale, visible through a window at the top center of the main dial, makes one revolution for each 100 knots change in airspeed. Graduations on this scale are provided for each 2 knots.

MACH INDICATOR

A mach indicator (figure 1-2) is provided to give a more usable speed indication at higher altitudes by indicating the ratio of airplane speed to the speed of sound at the particular altitude and temperature existing during any period of flight. A single pointer indicates the mach number on a dial face graduated in tenths.

NOTE
Airplanes modified by T.O. 1T-39-814

PITOT-STATIC SYSTEM



† Some Airplanes (Refer to applicable text)

Figure 1-30

MACH-AIRSPEED AUDIBLE WARNING SYSTEM

Audible warning that the airplane is at the limit mach number is provided by the Mach-air-speed audible warning system. The system includes a pitot-static pressure-sensing switch, a relay, a warning horn, and related wiring. The horn is on the bulkhead behind the pilot. Below 21,100-foot pressure altitude, an interrupted tone will be heard from the warning horn and in the pilot's and co-pilot's headsets when the airspeed reaches 350 (± 3) KIAS. Above 21,100-foot pressure altitude, the horn and headset signals occur when the airspeed is between an indicated mach 0.763 to 0.782. The system is powered by the dc essential bus and can be tested by the Mach-air-speed warning test button (figure 1-2). This button is labeled MACH-A/S WARNING TEST. Pressing the button energizes the warning system relay, causing the horn to sound and the tone to be heard in the headsets.

VERTICAL VELOCITY INDICATORS

The vertical velocity indicators (figure 1-2) indicate the airplane rate of climb or descent in feet per minute, or provide an indication of level flight. Actuation of the pointer is controlled by the rate of change of atmospheric pressure.

ALTIMETER

Some airplanes are equipped with an altimeter that incorporates integral lighting and the standard 1000- and 100-foot pointers plus a 10,000-foot pointer. This 10,000-foot pointer extends from a center disk to the edge of the dial so that it cannot be obscured by the other pointers. The center disk has a wedge-shaped cutout through which a set of warning stripes appears at altitudes below 16,000 feet. To provide improved readability of the 10,000-foot point, some altimeters have a white ring on the right side of the indicator, under the outer periphery of the center disk. As the 10,000-foot pointer and disk move, the ring becomes progressively unmasked. On this altimeter, the below 16,000-foot warning stripes are on the left side of the instrument face instead of on the bottom.

AAU-19/A ALTIMETER

The AAU-19/A servo-pneumatic altimeter (figure 1-2) is a combined pneumatic altimeter and servo repeater indicator. The servo repeater indication is controlled by the air data computer (ADC) and is corrected for position error. The position error correction is applied internally in the ADC and thus additional corrections are not required. The pneumatic function operates in a normal barometric manner and shall be corrected for position error. The normal mode of operation is the servoed mode which is obtained by placing the RESET-STBY lever, on the lower right corner of the instrument case, in RESET when normal airplane power is available. If power failure, ADC failure, or servo system malfunctions occur, the altimeter automatically reverts to the pneumatic (STBY) mode of operation. During STBY operation, a STBY flag appears on the instrument face to indicate pneumatic operation. The position error correction information is contained in Appendix 1.

WARNING

- When operating airplanes equipped with two AAU-19/A altimeters, one crewmember will operate his altimeter in the standby mode. Frequent cross checks shall be made between the two altimeters during all phases of flight. If a computer malfunction is suspected, the remainder of the flight should be conducted with both altimeters in the standby mode.
- If the altimeter internal vibrator is inoperable due to either internal failure or dc power failure while in the STBY mode only, the 100-foot pointer may momentarily hang up when passing through "0" (12 o'clock position). If the vibrator has failed, the 100-foot pointer hangup can be minimized by tapping the case of the altimeter. Be especially watchful for this failure when minimum approach altitude lies within the 800- to 1,000-foot part of the scale (1,800 to 2,000 feet, 2,800 to 3,000 feet, etc), and use any appropriate altitude backup information available for altitude cross-check.

The altimeter has a counter-drum pointer display. The 10,000- and 1,000-foot counters and the 100-foot drum provide a direct digital readout of altitude in increments of 100 feet, from -1,000 to 80,000 feet. The pointer repeats the 100-foot indications of the drum, and serves both as a vernier for the drum and as a quick indication of the rate and sense of altitude changes. During standby operation, an internal vibrator operates to minimize friction to allow a smoother display during altitude changes. A dithering pointer and counterdrum may be noticeable due to vibrations set up by the vibrator. This behavior is an indication that the vibrator is operating and shall be considered normal, provided excursions of the pointer do not exceed approximately the width of a large graduation marker on the dial face and the counters are not excited to the extent that the counters appear blurred. Should vibrator failure occur, the altimeter continues to function pneumatically, but the dithering will not be present and a less-smooth movement of the instrument display is evident with changes in altitude.

If the altimeter automatically reverts to STBY, an attempt should be made to reset to the servoed mode. If the fault condition was temporary, the altimeter will reset and the STBY flag will disappear.

The altimeter setting is entered in the normal manner and can be set over a range from 28.10 to 31.00.

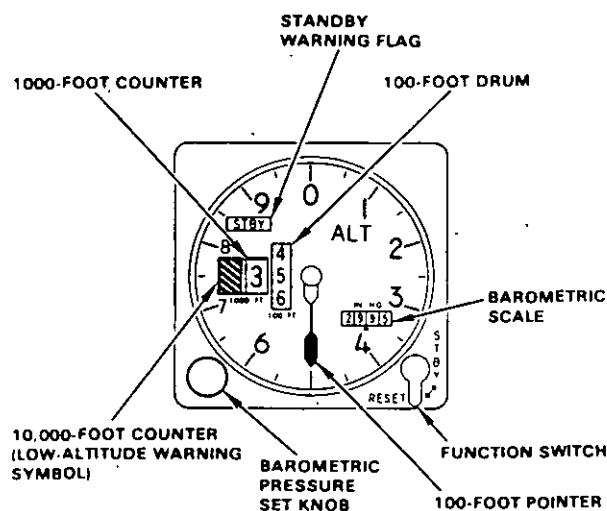
A field elevation check should be made in both the pneumatic and servoed modes of operation, using ± 75 feet as the maximum allowable error in either case. The maximum allowable difference between the pilot's and copilot's altimeter is 75 feet.

CAUTION

During normal use of the barometric setting system, momentary locking of the barocounters may be experienced. If this occurs, do not force setting. Application of force may cause internal gear disengagement and result in excessive altitude errors in both pneumatic (STBY) and servo (RESET) modes. If locking occurs, the required setting may sometimes be attained by rotating the knob a full turn in the opposite direction and carefully reapproaching the required setting.

NOTE

- If the altimeter setting knob can be moved in or out and the pointer moves without a corresponding change of the barometric setting when the knob is rotated, accurate altimeter settings, cannot be made.
- In the event of loss of the barometric altimeter, the cabin altimeter can be used for rough estimation of altitude below 8,000 feet. Most accurate altitude readings are made while maintaining a constant altitude. Because of instrument lag, changing altitude results in erroneous indication.



AAU-19/A ALTIMETER PRESENTATION

T-39A-1-71-9

Figure 1-31

TURN-AND-SLIP INDICATOR

A conventional 4-minute turn-and-slip indicator (figure 1-2) is installed on the copilot's outer instrument panel. Electrical power for this indicator is provided by the dc essential bus.

ACCELEROMETER

A three-pointer accelerometer (figure 1-2) is on the copilot's outer instrument panel. In addition to the indicating pointer, there are two recording pointers (one for positive G-loads and one for negative G-loads) which follow the indicating pointer to its maximum attained travel, and remain at the maximum travel positions reached by the indicating

pointer. Pressing the knob on the instrument ring returns the recording pointers to the normal (1 G) position.

MAGNETIC COMPASS

A conventional magnetic compass (figure 1-7), suspended from the center windshield divider, is furnished for navigation in case of instrument or electrical system failure. The magnetic compass light is controlled by the indirect portion of the pedestal and overhead light rheostat, on the interior light panel of the center pedestal. The compass correction card is also on the center windshield divider, immediately below the compass. The magnetic compass is compensated with the engines running. It will be unreliable during operation of the following:

- TACAN
- Instrument and panel indirect lights
- Pitot heat
- Ground blower

NOTE

During ground operations, with the ground equipment blower on, the magnetic compass will be unreliable. This blower is deenergized when the airplane becomes airborne.

FREE AIR TEMPERATURE INDICATOR

One free air temperature indicator is mounted on the copilot's outboard instrument panel (figure 1-2), and is powered by the dc essential bus. The indicator is connected to the thermometer resistance bulb, so that changes in outside air temperature will register on the indicator face by means of changes in electrical current between the bulb and indicator. The indicator is calibrated in degrees centigrade. A ram-air recovery coefficient of 0.62 should be used for free air computations.

ATTITUDE INDICATOR

The ARU-13A attitude indicator (figure 1-2) on the co-pilot's instrument panel, is operated by signals from an MD-1 vertical gyro. Separate vertical gyros are provided for this attitude indicator and the pilot's ADI. The MD-1 gyro has nearly eliminated turning errors, while acceleration and deceleration errors have also been reduced. Horizontal markings with 5 degrees of separation on the face of the sphereshowv accurate airplane attitudes up to 82 degrees of climb or dive. Bank angles are read on a semicircular index scale on the upper half of the

instrument. The pitch trim knob, on the lower right side of the instrument, electrically rotates the sphere to the proper position in relation to the fixed miniature airplane. An attitude warning flag uncovers the word OFF indicating the instrument is unreliable. The system starts operating as soon as power from the ac essential bus is available, but the word Off is not covered until after a warmup period of about 1-1/2 minutes. The word OFF also appears in case of failure of ac instrument bus power.

WARNING

A slight reduction in electrical power or failure of certain electrical components within the system will not cause OFF to ar even though the system is not functioning properly. Therefore, periodically in flight, the attitude indications given will be checked against other flight instruments.

STANDBY ATTITUDE INDICATOR

The Standby Attitude Indicator located on the pilot instrument panel, is powered by either the aircraft 28 vdc essential bus or its own dedicated power supply.

The indicator internal gyro is mechanically coupled to the display and will function through 360 degrees of roll and pitch. The roll indices are 10, 20, 30 and 90 degrees; and the pitch indices at every 5 degrees in both climb and dive. The standby indicator will provide reliable attitude reference within 60 seconds after power is applied to the indicator. The OFF warning flag is displayed when the attitude reference is unreliable.

EMERGENCY POWER SUPPLY

The emergency power supply (figure 1-31A), located on the bulkhead behind the pilot's seat, provides power to the standby attitude indicator for up to five hours in the event of total electrical system failure. It may be checked as follows:

- Pull AI-803 circuit breaker
- Press and hold test switch on emergency power supply.
- Verify LED's through 24 volts are illuminated while test switch is depressed. (figure 1-31A)
- Reset circuit breaker

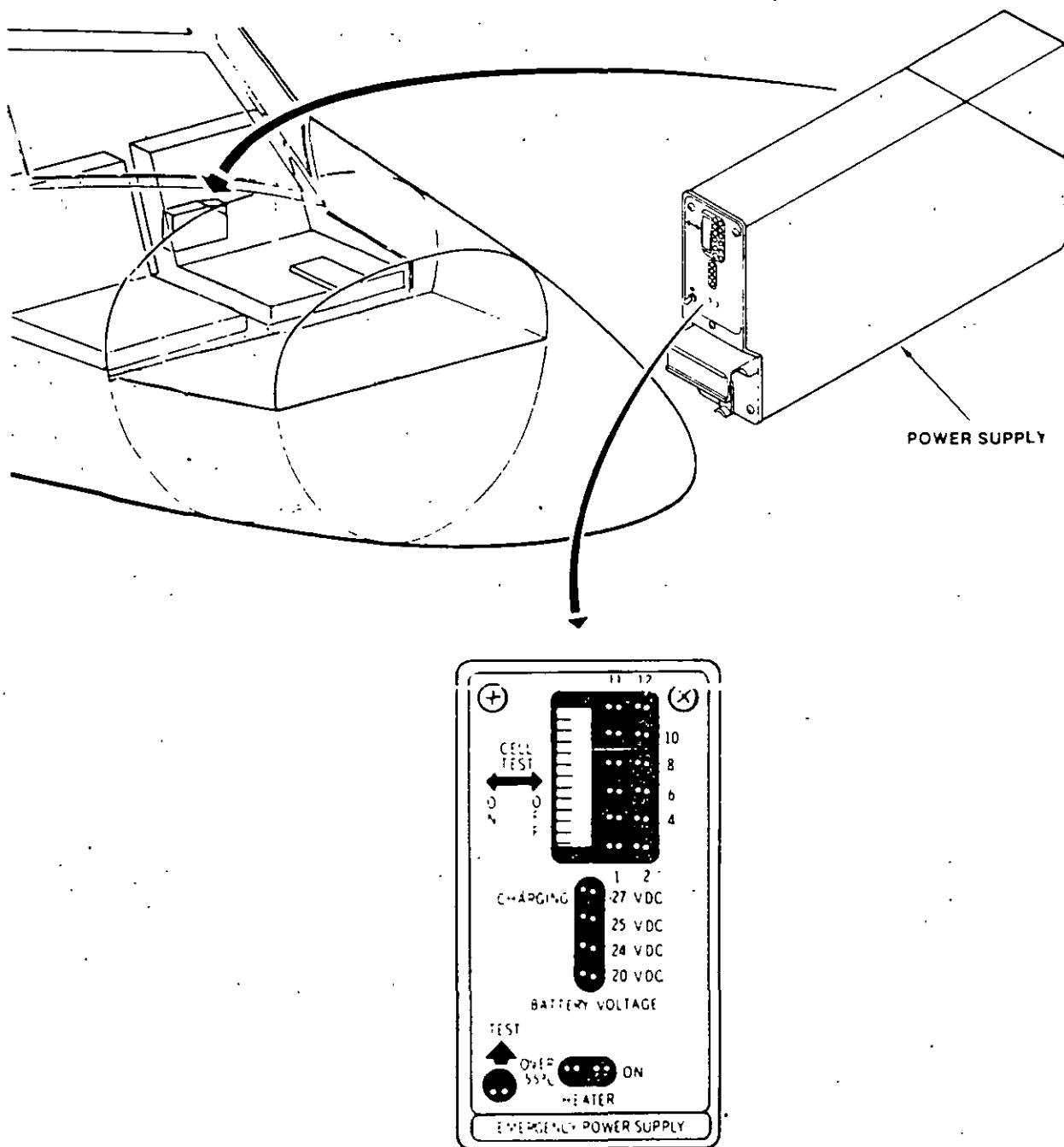


Figure 1-31A Standby Attitude Indicator Emergency Power Supply

FLIGHT DIRECTOR SYSTEM

The flight director system, on the pilot's instrument panel, consists of an attitude director indicator, a horizontal situation indicator (figure 1-33), a flight director mode selector switch (figure 1-33), a course selector switch (figure 1-33), and associated performance instruments. ADF-equipped airplanes have the HSI bearing selector switch (figure 1-33). A CPU-4/A flight director computer drives the pitch and bank steering bars on the attitude director indicator.

CPU-4/A FLIGHT DIRECTOR COMPUTER

The CPU-4/A Flight director computer receives signals from the pilot's MD-1 vertical gyro, VOR/localizer receiver, glide slope receiver, and horizontal situation indicator. The computer combines heading, roll, and localizer signals in the roll channel, and pitch and glide slope signals in the pitch channel. Depending on the mode of operation selected, the computer supplies either command heading steering or computed localizer steering signals to the bank steering bar, glide slope signals to the glide slope deviation indicator, and computed

glide slope steering signals to the pitch steering bar.

The computer is powered from the ac and dc essential busses and is automatically turned on when these busses are energized.

FLIGHT DIRECTOR SYSTEM CONTROLS

Flight Director Mode Selector Switch

This rotary switch (figure 1-33) is on the pilot's outboard instrument panel and receives power from the dc essential bus. It has three positions (NAV, ILS, and ILS APPR) for the three major flight director operating modes.

Heading Mode Selector Switch

This two-position switch (figure 1-33), on the pilot's outboard instrument panel, receives power from the dc essential bus and controls the flight director submodes of operation. It has two positions, NORMAL and MANUAL.

Course Selector Switches

There are two course selector switches, one for the pilot (figure 1-2) and one for the copilot, (figure 1-33). Each switch has two positions, TACAN and VOR/ILS, and receives power from the dc essential bus.

FLIGHT DIRECTOR SYSTEM INDICATORS

Attitude Director Indicator (ADI)

The attitude director indicator (figure 1-2; figure 1-33) is a multipurpose instrument powered by the ac essential bus. In addition to serving as an attitude indicator, the ADI presents turn-and-slip information, ILS glide slope displacement, and computed steering information relative to a selected mode of the flight director system. The computed steering presentations, provided by pitch and bank steering bars superimposed over the attitude sphere are shown in figure 1-33.

Attitude indications presented by the sphere are functionally the same as the copilot's ARU-13A attitude indicator except that the bank scale is at the bottom of the instrument adjacent to the turn-and-slip indicator. Thus, during a turn, the bank pointer and turn needle are displaced in the same direction as the airplane is turning.

The attitude sphere is operated by signals received from an MD-1 vertical gyro. If power fails in the vertical gyro or the ADI, an attitude warning flag

(figure 1-33) appears in the lower left corner. The flag should disappear within 90 seconds upon initial application of power to the vertical gyro.

WARNING

The attitude warning flag will not appear when there is a slight electrical power reduction or failure of other components within the system. Although a rare occurrence, failure of certain components can result in erroneous or complete loss of attitude indicator pitch and bank presentations without a visible flag.

A pitch-trim knob (figure 1-33) electrically positions the attitude sphere to provide the desired pitch presentation relative to the fixed miniature airplane. The turn needle receives signals from a rate gyro and is calibrated so that one needle-width deflection equals 1-1/2 degrees-per-second rate of turn.

The bank steering bar presents azimuth steering information in relation to an airplane heading or an ILS localizer course in accordance with signals supplied by the flight director computer. The position of the flight director mode selector switch and the heading mode selector switch determines the information presented (figure 1-33). When using the bank steering bar for either of these purposes, the airplane must be steered in the direction the bank steering bar is displaced from center. Keeping the bank steering bar centered provides the amount of bank required to roll in, turn, roll out, and maintain the selected airplane heading or localizer course.

NOTE

Except for the ILS APPR mode the flight director computer steering signals are such that the maximum airplane bank angle required to center the bar is 35 degrees. For ILS APPR, the maximum bank angle required is 15 degrees. In addition, automatic wind drift correction is provided by the bank steering bar when in the ILS APPR mode.

The glide slope indicator (figure 1-33) presents the glide slope position in relation to the airplane in ILS and ILS APPR MODES. The airplane is on the slope glide when the glide slope indicator is aligned with the center index. The pitch steering bar presents

pitch steering information from signals received by the flight director computer in relation to the ILS glide slope. The pitch steering bar is out of view in all but the ILS APR-NORMAL modes.

Two warning flags, in addition to the attitude warning flag, are provided on the ADI for monitoring navigational signal strength. A course warning flag (figure 1-33) appears at the top of the ADI whenever electrical signals from the selected navigational receiver are weak or unreliable. A glide slope warning flag (figure 1-33) appears at the center index of the glide slope scale whenever the signals from the glide slope receiver are weak or unreliable. (This flag is electrically driven from view in the NAV mode of operation.)

NOTE

Although the course and glide slope warning flaps are positioned on the ADI near the pitch and bank steering bars, they do not warn of pitch and bank steering bar malfunction.

Horizontal Situation Indicator (HSI)

The HSI (figure 1-2; figure 1-33) is a multipurpose instrument powered by the ac essential bus. It displays airplane heading and navigational information relative to selected modes of the flight director system. There are no warning flags on this instrument.

The airplane heading is displayed on a rotary compass card (figure 1-33). Operation of the heading indicating system is controlled by the gyrocompass mode switch (figure 1-2). A correction card (figure 1-3) for the HSI compass card is above the left console. For operation of the compass system, refer to heading indicating system in this section.

The heading marker (figure 1-33) may be positioned about the compass card by use of the heading set knob. Once positioned, the marker remains fixed relative to the card. For information on use of the heading marker, refer to Normal Operation of Flight Director System.

The course arrow (figure 1-33) may be positioned about the compass card by use of the course set knob (figure 1-33). The course set knob simultaneously positions the course arrow and the course selector window. The course selector window (figure 1-33) contains a three-digit display and always reads the same as the head of the course arrow. Once positioned, the course arrow remains fixed relative

to the compass card. The course deviation indicator (figure 1-33), which consists of the center section of the course arrow, displays angular and lateral deviation from the selected course; the CDI, a segment of that course. Thus, the relationship between the course arrow, CDI, and aircraft symbol (figure 1-33) presents a pictorial plan view of the navigation problem.

The bearing pointer (figure 1-33) indicates the magnetic bearing to the selected VOR, TACAN, and on some airplanes, ADF station. The TO-FROM indicator (figure 1-33) indicates whether the selected course, if flown, will take the airplane to or from a selected VOR or TACAN station. If the TO-FROM indicator points to the head of the course arrow, the selected course will take the airplane to the station; conversely, if the TO-FROM indicator points to the tail of the course arrow, the course selected will take the airplane from the station. The TO-FROM indicator will not be in view in the ILS or ILS APPR modes of flight director operation.

WARNING

In ADF-equipped airplanes, the following display combination occurs simultaneously when the HSI selector switch is in the ADF BRG position and TACAN, VOR, and ILS frequencies are selected. The bearing pointer indicates magnetic bearing to the ADF station, the CDI indicates VOR/ILS or TACAN course displacement, and the range indicator indicates slant range distance to the TACAN station.

The range indicator (figure 1-33) reads slant range in nautical miles to the selected TACAN station and is displayed in all modes of flight director operation.

Bearing-Distance-Heading Indicator (BDHI)

The BDHI (figure 1-2 and figure 1-32) is a multipurpose instrument powered by the No. 2 26-volt ac bus and the dc essential bus. Some airplanes include a BDHI on the navigator's console. The BDHI consists of a rotating compass card (which is servoed to the heading indicating system), a VOR bearing pointer, a TACAN bearing pointer, a range indicator, and a range indicator warning flag. The compass card rotates as the airplane turns, so that the magnetic heading of the airplane is under the

index at the top of the instrument. The bearing pointers will either be numbered 1 and 2 or be single- and double-barred. Placards below the instrument identify which bearing pointer presents TACAN and VOR bearings. On ADF-equipped airplanes, the TACAN bearing pointer may be used for ADF bearing information when the No. 1 pointer switch is in the ADF BRG position. A correction card (figure 1-4) for the BDHI compass card is above the right console.

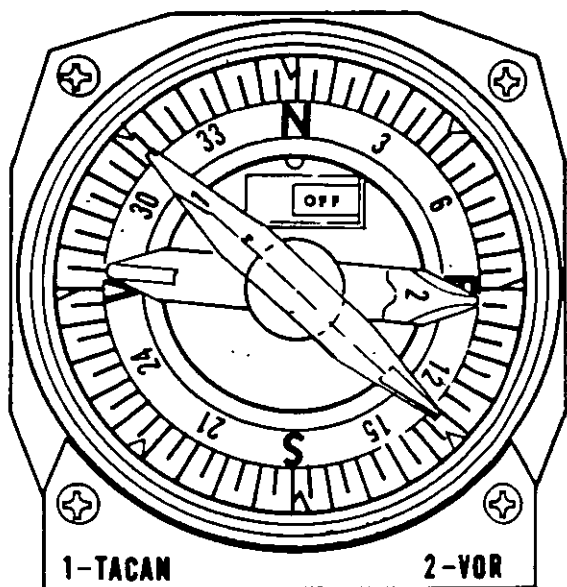


Figure 1-32

NOTE

On early airplanes (AF59-2868 through -2872 and AF61-634 through -635), erratic or weak VOR reception may cause a signal feed back from the No. 2 pointer to the BDHI compass card, causing the card to oscillate. If this appears to be happening, correct by turning the VOR off or by tuning in a station which provides a positive lockon.

Course Indicator

The course indicator (figure 1-2), on the copilot's instrument panel, is powered from the No. 2 26-volt ac bus. The course information presented on this instrument is dependent upon the position of the pilot's and copilot's course selector switches. When both C SEL switches are in the same position, the course selection feature of the course set knob is inoperative, and the CDI presentations on the course indicator are those selected by the pilot on the HSI. In addition, the COPILOT C SEL INOP caution light comes on. To regain normal operation of the

course indicator, the copilot's C SEL switch must be placed at the position opposite the position used by the pilot's C SEL switch.

NOTE

- With the copilot's C SEL switch at TACAN (TACAN and ILS frequencies selected), the CDI presents TACAN course information and the glide slope indicator is centered with the glide slope warning flag in view.
- The marker beacon light on the course indicator has no function and is inoperative on this airplane.

Pilot's Course Select Fail Caution Light

This placard-type amber caution light (figure 1-34) is on the pilot's outboard instrument panel. The light receives power through the pilot's course selector switch and, when illuminated, reads PILOT C SEL FAIL. When this light comes on, a failure of a switching relay in the indicator switching package is indicated. Under this condition, the navigation presentations on the ADI and HSI shall be considered unreliable.

Copilot's Course Select Fail Caution Light

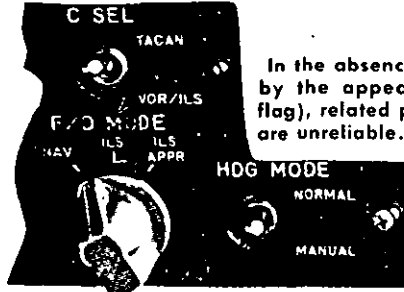
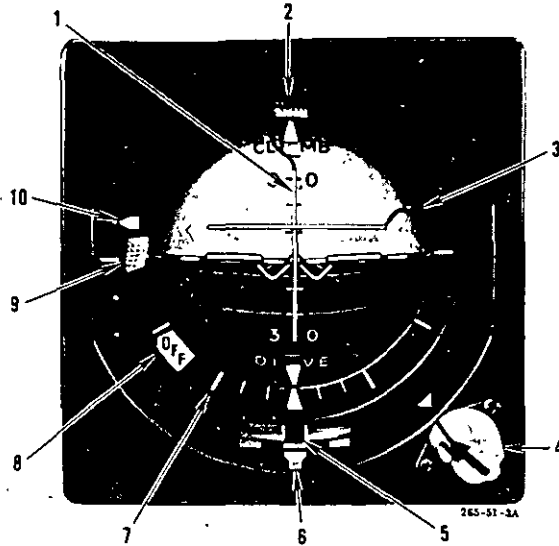
This amber, placard-type caution light (figure 1-34) is on the copilot's outboard instrument panel. The light receives power through the copilot's course selector switch and, when illuminated, reads COPILOT C SEL FAIL. When this light comes on, a failure of a switching relay in the indicator switching package is indicated. Under this condition, the navigation presentations on the course indicator must be considered unreliable.

Copilot's Course Select Inoperative Caution Light

This amber, placard-type caution light (figure 1-34) is on the copilot's outboard instrument panel. The light receives power through the pilot's course selector switch and, when illuminated, reads COPILOT C SEL INOP. This light will come on when the pilot's and copilot's course selector switches are at the same position and will indicate that the copilot cannot select a desired course on the course indicator. In addition, while the light is on, the navigation presentations on the course indicator will be those selected by the pilot.

FLIGHT DIRECTOR MODES

- 1 BANK STEERING BAR
- 2 COURSE WARNING FLAG (ON SOME INSTRUMENTS, FLAG IS AT 6 O'CLOCK POSITION)
- 3 PITCH STEERING BAR
- 4 PITCH TRIM KNOB
- 5 SLIP INDICATOR
- 6 TURN NEEDLE
- 7 BANK INDEX SCALE (ON SOME INSTRUMENTS, SCALE IS AT TOP.)
- 8 ATTITUDE WARNING FLAG
- 9 GLIDE SLOPE WARNING FLAG
- 10 GLIDE SLOPE INDICATOR



WARNING

In the absence of a usable signal (indicated by the appearance of applicable warning flag), related presentations on both indicators are unreliable.

MAJOR MODE (FLIGHT DIRECTOR MODE SWITCH)	HEADING SUBMODE (HEADING MODE SELECTOR SWITCH)	PILOT'S COURSE SELECTOR SWITCH	ATTITUDE DIRECTOR INDICATOR				
			GLIDE SLOPE INDICATOR	BANK STEERING BAR	PITCH STEERING BAR	COURSE WARNING FLAG	GLIDE SLOPE WARNING FLAG
NAV	NORMAL	VOR/ILS	OUT OF VIEW	OUT OF VIEW	OUT OF VIEW	OUT OF VIEW WITH USABLE VOR SIGNAL	OUT OF VIEW
		TACAN	OUT OF VIEW	OUT OF VIEW	OUT OF VIEW	OUT OF VIEW WITH USABLE TACAN SIGNAL	OUT OF VIEW
	MANUAL	VOR/ILS	OUT OF VIEW	COMMAND HEADING STEERING	OUT OF VIEW	OUT OF VIEW WITH USABLE VOR SIGNAL	OUT OF VIEW
		TACAN	OUT OF VIEW	COMMAND HEADING STEERING	OUT OF VIEW	OUT OF VIEW WITH USABLE TACAN SIGNAL	OUT OF VIEW
ILS	NORMAL	VOR/ILS	GLIDE SLOPE DEVIATION	LOCALIZER STEERING	OUT OF VIEW	OUT OF VIEW WITH USABLE LOCALIZER SIGNAL	OUT OF VIEW WITH USABLE GLIDE SLOPE SIGNAL
		TACAN	GLIDE SLOPE DEVIATION	LOCALIZER STEERING	OUT OF VIEW	OUT OF VIEW WITH USABLE LOCALIZER SIGNAL	OUT OF VIEW WITH USABLE GLIDE SLOPE SIGNAL
	MANUAL	VOR/ILS	GLIDE SLOPE DEVIATION	COMMAND HEADING STEERING	OUT OF VIEW	OUT OF VIEW WITH USABLE LOCALIZER SIGNAL	OUT OF VIEW WITH USABLE GLIDE SLOPE SIGNAL
		TACAN	GLIDE SLOPE DEVIATION	COMMAND HEADING STEERING	OUT OF VIEW	OUT OF VIEW WITH USABLE LOCALIZER SIGNAL	OUT OF VIEW WITH USABLE GLIDE SLOPE SIGNAL
ILS APPROACH	NORMAL	VOR/ILS	GLIDE SLOPE DEVIATION	LOCALIZER STEERING	GLIDE SLOPE STEERING	OUT OF VIEW WITH USABLE LOCALIZER SIGNAL	OUT OF VIEW WITH USABLE GLIDE SLOPE SIGNAL
		TACAN	GLIDE SLOPE DEVIATION	LOCALIZER STEERING	GLIDE SLOPE STEERING	OUT OF VIEW WITH USABLE LOCALIZER SIGNAL	OUT OF VIEW WITH USABLE GLIDE SLOPE SIGNAL
	MANUAL	VOR/ILS	GLIDE SLOPE DEVIATION	COMMAND HEADING STEERING	OUT OF VIEW	OUT OF VIEW WITH USABLE LOCALIZER SIGNAL	OUT OF VIEW WITH USABLE GLIDE SLOPE SIGNAL
		TACAN	GLIDE SLOPE DEVIATION	COMMAND HEADING STEERING	OUT OF VIEW	OUT OF VIEW WITH USABLE LOCALIZER SIGNAL	OUT OF VIEW WITH USABLE GLIDE SLOPE SIGNAL

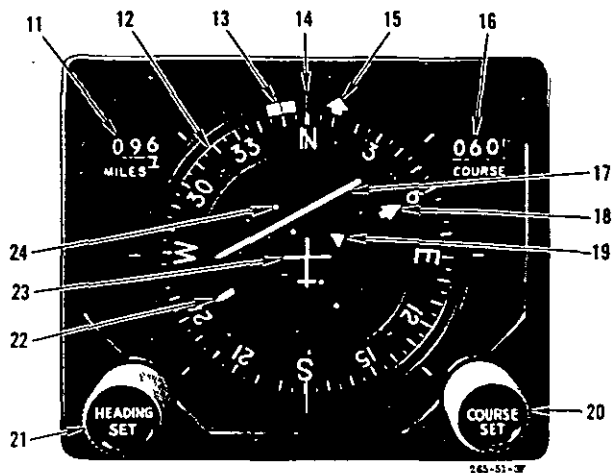
Figure 1-33 (Sheet 1 of 2)

92

.....and Pilot Indicator Presentations



- 11. RANGE INDICATOR
- 12. COMPASS CARD
- 13. HEADING MARKER
- 14. LUBBER LINE
- 15. BEARING POINTER
- 16. COURSE SELECTOR WINDOW (COURSE COMMAND)
- 17. COURSE DEVIATION INDICATOR
- 18. COURSE ARROW (HEAD)
- 19. TO-FROM INDICATOR
- 20. COURSE SET KNOB
- 21. HEADING SET KNOB
- 22. COURSE ARROW (TAIL)
- 23. AIRCRAFT SYMBOL
- 24. COURSE DEVIATION SCALE



HORIZONTAL SITUATION INDICATOR					
HEADING MARKER	COURSE COMMAND	COURSE DEVIATION INDICATOR	TO-FROM INDICATOR	BEARING POINTER †	RANGE INDICATOR
SET BY PILOT	SET BY PILOT	VOR DEVIATION	FUNCTION OF VOR SIGNAL	VOR BEARING	TACAN RANGE
SET BY PILOT	SET BY PILOT	TACAN DEVIATION	FUNCTION OF TACAN SIGNAL	TACAN BEARING	TACAN RANGE
SET BY PILOT	SET BY PILOT	VOR DEVIATION	FUNCTION OF VOR SIGNAL	VOR BEARING	TACAN RANGE
SET BY PILOT	SET BY PILOT	TACAN DEVIATION	FUNCTION OF TACAN SIGNAL	TACAN BEARING	TACAN RANGE
SET BY PILOT	SET BY PILOT TO PUBLISHED LOCALIZER FRONT APPROACH COURSE	LOCALIZER DEVIATION	OUT OF VIEW	SERVOED TO LUBBER LINE	TACAN RANGE
		LOCALIZER DEVIATION	OUT OF VIEW	TACAN BEARING	TACAN RANGE
SET BY PILOT	SET BY PILOT TO PUBLISHED LOCALIZER FRONT APPROACH COURSE	LOCALIZER DEVIATION	OUT OF VIEW	SERVOED TO LUBBER LINE	TACAN RANGE
		LOCALIZER DEVIATION	OUT OF VIEW	TACAN BEARING	TACAN RANGE
SET BY PILOT	SET BY PILOT TO PUBLISHED LOCALIZER FRONT APPROACH COURSE	LOCALIZER DEVIATION	OUT OF VIEW	SERVOED TO LUBBER LINE	TACAN RANGE
		LOCALIZER DEVIATION	OUT OF VIEW	TACAN BEARING	TACAN RANGE
SET BY PILOT	SET BY PILOT TO PUBLISHED LOCALIZER FRONT APPROACH COURSE	LOCALIZER DEVIATION	OUT OF VIEW	SERVOED TO LUBBER LINE	TACAN RANGE
		LOCALIZER DEVIATION	OUT OF VIEW	TACAN BEARING	TACAN RANGE

† On airplanes changed by T.O. 1T-39A-534 or -544.

Figure 1-33 (Sheet 2 of 2)

93

NORMAL OPERATION OF FLIGHT DIRECTOR SYSTEM**Turns To, And Maintaining, Heading**

To select and fly a particular magnetic heading using the bank steering bar or heading marker, proceed as follows:

1. Flight director mode selector switch - NAV.
2. Heading mode selector switch - NORMAL or MANUAL, as desired.
3. Gyrocompass mode switch - AUTOMATIC.
Check gyrocompass mode switch at AUTOMATIC and that HSI compass card magnetic heading indication is correct (slaving indicator centered).
4. Heading set knob - Set.
Rotate heading set knob to align heading marker with desired magnetic heading on compass card.
5. Airplane - Turn to desired heading.
 - a. If heading mode selector switch is at NORMAL, turn airplane to center heading marker under lubber line, rolling out of turn as heading marker centers under lubber line.
 - b. If heading mode selector switch is at MANUAL, bank airplane into turn to center bank steering bar. Reduce bank angle as necessary to keep bank steering bar centered, and rollout will be complete when desired heading is reached. Maintain heading by keeping bank steering bar centered.

NOTE

In this submode of operation, the indications given in step 5a also will occur.

TACAN or VOR Navigation

To fly a selected TACAN or VOR course, proceed as follows:

1. TACAN or VOR receiver - Select desired frequency and identify.
2. Flight director mode switch - NAV.
3. Heading mode selector switch - NORMAL.
4. Pilot's course selector switch - TACAN or VOR/ILS.

5. Pilot's course select fail light - Check out.
6. Course set knob - Set.

Rotate course set knob until head of course arrow is aligned with desired course on compass card. The course window should indicate the same course, and the course deviation indicator should show the airplane deviation from the selected course.

7. Intercept heading -- Establish.
The intercept heading to be flown should be determined on the basis of prescribed instrument flying techniques.
8. Course deviation indicator - Monitor.
Check course deviation indicator movement toward airplane symbol. As deviation indicator approaches airplane symbol, turn airplane to heading of selected course.
9. Course deviation indicator - Check.
Check position of course deviation indicator. If indicator is offset, indicating overshoot or undershoot, steer airplane toward indicator to center it.
10. Wind drift correction - Check.
If wind causes the airplane to drift off course, steer to keep indicator centered.

NOTE

If desired, the bank steering bar may be used to maintain airplane heading after wind drift correction has been established.

11. Distance from station - Check.
If using TACAN function, check range indicator as necessary to determine distance from station. (The TACAN function switch must be at T/R to obtain distance indications.)

ILS Approach

The following operating procedure shows the normal method of using the flight director system to intercept a localizer course and glide slope in conjunction with an ILS approach. Specific instrument flight procedures, which vary from base to base, are not considered.

1. VOR/ILS receiver - Select localizer frequency and identify station.
2. Heading mode selector switch - NORMAL.
3. Pilot's course selector switch - As required.

NOTE

With the pilot's course selector switch in the TACAN position (flight director mode switch at ILS or ILS APPR), TACAN bearing and range will be obtained simultaneously with ILS course and glide slope information. (See figure 1-33.)

4. Pilot's course select fail light - Check out.

WARNING

If the light is on, ADI and HSI navigational presentations will be considered unreliable.

5. Course set knob - Set.

Rotate course set knob to set localizer front approach course in course selector window. The head of the course arrow should point to the same course on the compass card.

WARNING

The published front approach course shall be set in the course selector window for all ILS approaches to obtain accurate direction indications on the HSI course deviation indicator.

6. Flight director mode switch - ILS, to obtain steering information from bank steering bar.
7. Bank steering bar - Center.

When airplane heading is within 90 degrees of published front approach course, steer airplane as necessary to keep bar centered. The steering bar should provide an intercept angle to the localizer course of 45 degrees and, when the course is approached, command a turn inbound to place the airplane on the localizer course.

WARNING

- The bank steering bar may only be used for a front course approach and cannot be used for a back course approach.

- If the published front course has not been set in the course selector window, the bank steering bar will be unreliable.

8. Course deviation indicator - Check.

When rollout on localizer front approach course is complete, check that course deviation indicator is within one dot deflection of center and aircraft heading is within 15 degrees of inbound front course.

9. Flight director mode switch - ILS APPR.

When the flight director mode switch is moved from ILS to ILS APPR, the maximum bank angle required to center the bank steering bar is reduced from 35 to 15 degrees. This bank angle limit will automatically restrict corrective maneuvering which may be required to keep the airplane on the localizer approach course.

WARNING

- When the glide slope warning flag appears while operating in either the ILS or ILS APPR mode, the glide slope indicator will align with the center index, falsely indicating "on the glide slope."
- In the ILS APPR mode, with the glide slope warning flag in view, the pitch steering bar will appear to operate normally, but in fact will provide pitch steering information in relation to any pitch attitude that has been maintained for approximately 10 seconds.

NOTE

- In this mode, wind-drift corrections will be accomplished automatically. Consequently, centering the bank steering bar will result in an airplane flight path along the centerline on the localizer approach course.
- The pitch steering bar will come into view when switching to ILS APPR. However, pitch steering corrections should not be made at this time.

10. Glide slope indicator - Monitor.

While flying airplane on localizer approach course, monitor glide slope indicator. When indicator approaches center, proceed to step 11. (The position of the glide slope indicator when pitch steering is initiated will depend primarily on pilot technique, but should not exceed one dot displacement.)

11. Pitch steering bar - Center.

Adjust airplane pitch attitude to center pitch steering bar.

WARNING

Cross-check as necessary to glide slope indicator and course deviation indicator, to ensure airplane is on course and glide slope.

Localizer Back Course

NOTE

Procedures for localizer back course approach remain the same as the ILS approach except, corrections to the localizer must be made using the CDI only (bank steering bar unreliable, no glide slope indication).

The selection of the flight director system switches may vary for different approaches, however, the normal method is as follows:

1. VOR/ILS receiver - Select localizer frequency and identify.
2. Course set knob - Set published front course.

WARNING

The published front course must be set in the course selector window for all ILS approaches to obtain accurate directional indications in the HSI course deviation indicator.

3. Heading mode selector switch - NORMAL.
4. Pilot C SEL switch - As required.

WARNING

If C SEL switch is placed in the TACAN position, the F/D mode switch must be placed in the ILS position. The bank steering bar will not be reliable with these switch settings, therefore, the heading mode selector switch may be placed in MANUAL and the heading marker rotated to 90° from the inbound heading.

5. Pilot's course select fail light - Check OUT.
6. Flight director mode switch - NAV. (If C SEL switch is in VOR/ILS position).

**INDICATOR, CAUTION,
AND WARNING LIGHT
SYSTEM**

Indicator lights in the cockpit are the white, purple, and amber marker beacon lights; the three green landing gear position indicator lights; the green passenger's oxygen flow indicator light; and the two green nosewheel steering-on indicator lights. A caution-warning light panel, on the copilot's inboard instrument panel, contains two banks of placard-type caution lights and one warning light. (See figure 1-34.) All of the placard-type lights on the caution-warning light panel are amber caution lights except one, the CABIN PRESS FAIL, which is a red warning light. Two amber master caution lights are installed in the cockpit, one in front of the pilot on the instrument panel shroud, and one in front of the copilot on the instrument panel shroud. Both master caution lights come on whenever any one of the placard-type caution lights or the warning light is initially illuminated. This alerts the pilot or copilot to check the placard-type lights on the instrument panel to determine which system is malfunctioning. The master caution lights may be extinguished by momentarily pressing either light. This leaves only the placard-type caution light on until the fault is cleared.

ON-T-39A AIRPLANES, there are other caution and warning lights in the cockpit that do not illuminate the master caution lights when they come on. They are the two red starter button ignition-on warning lights, the red landing gear unsafe warning light, the amber course select fail caution lights, the red warning lights in the fire pull T-handles, and the red and amber warning lights in the battery temperature indicator. In addition, there is one condition in which the master caution light will not come on when the hydraulic pressure power off caution light is on. (Refer to Hydraulic Pressure Power Off Caution Light in this section.)

ON T-39B AIRPLANES, there are five amber caution lights which will cause the master caution lights to come on when illuminated. The MAIN STEER FAIL, AFT FUS OHEAT, and PRESS DUCT FAIL caution lights are on the pilot's outboard instrument panel. The LH HYD PUMP FAIL and RH HYD PUMP FAIL caution lights are on the overhead hydraulic control panel. There are other caution and warning lights in the cockpit that do not illuminate the master caution lights when they come on. They are the two red starter button ignition-on warning lights, the red landing gear unsafe warning light, the amber pilot's course select fail caution light, the red warning lights in the engine fire pull T-handles, and the red and amber warning lights in the battery temperature indicator.

CAUTION LIGHT TEST SWITCH

A caution light test switch, on the interior light and speaker control panel (figure 1-7), is powered by the dc essential bus. The switch has three positions BRIGHT, DIM, and OFF (center) - and is spring loaded to OFF. When the switch is actuated in either bright or DIM, the respective circuit of all placard-type caution lights, master caution lights, and indicator and warning lights (except the ignition on warning lights and the warning lights in the engine fire pull T-handles) comes on to indicate defective lamps.

INDICATOR, CAUTION, AND WARNING LIGHTS

Caution and warning lights are provided to call attention to a condition or function that is not normal and may require action. Two bulbs are installed in each panel position, including the inoperative positions. The bulbs in the inoperative positions may be used as in-flight spares. The pilot's flight instrument lights rheostat provides the dimming

control for all indicator, caution, and warning lights, except the ignition-on lights and the warning lights in the engine fire pull T-handles. The details concerning an individual light, refer to paragraph covering it in respective system description. The indicator, caution, and warning lights cross-reference table is a ready reference. The left column shows the nomenclature as it appears on the light. The right column lists conditions that will illuminate the light. Systems having two lights to indicate left or right functions appear on the table as "LH (RH)..." lights. All lights presented on illustrations in this manual are shown illuminated for information only.

ON T-39A AIRPLANES, all indicator, caution, and warning lights are powered by the dc essential bus.

ON T-39B AIRPLANES, all lights are powered by the dc essential bus except the hydraulic pump failure lights, which are powered by the No. 2 dc secondary bus.

EMERGENCY EQUIPMENT

ENGINE FIRE AND OVERHEAT DETECTION SYSTEM

Overheat detector sensors are installed in each engine pod to detect any engine fire or overheat condition. A sealed fire wall in each engine pod separates the forward fire section from the aft overheat section. The fire and overheat detection system is controlled by a hermetically sealed control unit powered by 28-volt dc through the essential bus. When a fire or overheat condition exists, a red warning light comes on.

FIRE WARNING LIGHTS

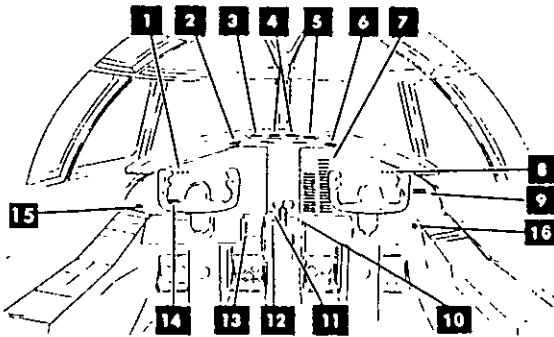
Red fire warning lights, in the engine fire pull T-handles (figure 1-34), are provided to warn of an overheat or fire condition in either engine pod. When a fire or overheat condition is detected, the warning light in the engine fire pull T-handle for the respective pod will illuminate.

FIRE AND OVERHEAT DETECTION CIRCUIT TEST BUTTON

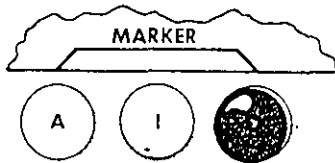
This button (figure 1-35), on the fire emergency control panel, is used to test the engine fire and overheat detector circuit.

TYPICAL T-39A

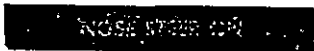
INDICATOR, CAUTION, AND WARNING LIGHTS



1 **8**
 MARKER
 BEACON
 LIGHTS



2 **6**
 NOSE STEER OVR



3 **5**
 MASTER CAUTION



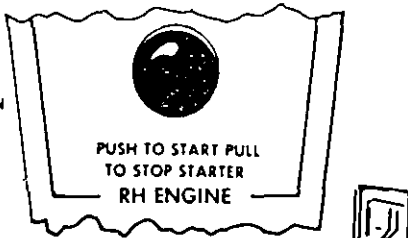
4
 FIRE
 WARNING
 LIGHT



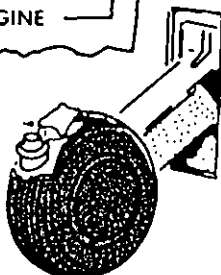
9
 COURSE SELECT
 INOPERATIVE
 AND FAIL



10
 IGNITION-ON
 WARNING
 LIGHT



13
 LANDING GEAR
 WARNING LIGHT



7

- CABIN PRESS FAIL
- DOOR OPEN
- AFT FUS OHEAT
- LH ENG DE-ICE FAIL
- FUEL SHUTOFF FAIL
- FUEL FILTER BLOCK
- LH FUEL HEAT ON
- FUEL TANK X-FD FAIL
- LH FUEL PRESS LOW
- LOW FUEL LEVEL
- LH AC GEN OHEAT
- SEL TANK FEED
- LH AC GEN OFF
- AC INST PWR OFF

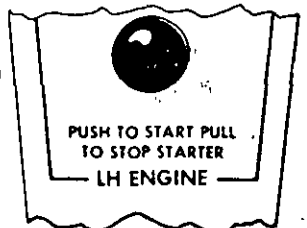
- HYD PRESS / PWR OFF
- MAIN STEER FAIL
- LH OIL OHEAT
- RH OIL OHEAT
- PRESS DUCT FAIL

- CABIN AIR OHEAT
- WINDSHIELD OHEAT
- SPEED BRAKE OPEN
- RH ENG DE-ICE FAIL
- MAIN INVERTER FAIL
- FUEL JETTISON OPEN
- RH FUEL HEAT ON
- FUEL PUMP X-FD FAIL
- RH FUEL PRESS LOW
- OIL PRESS LOW
- RH AC GEN OHEAT
- ANTISKID INOP
- DC GEN OFF
- RH AC GEN OFF

11
 LANDING GEAR POSITION
 INDICATOR LIGHTS



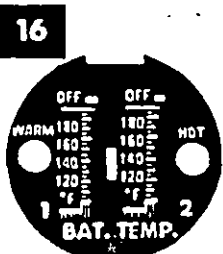
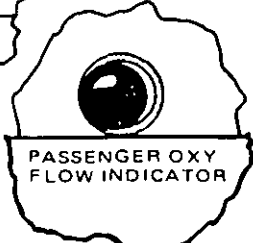
12
 IGNITION-ON
 WARNING
 LIGHT



14
 COURSE SELECT
 FAILURE

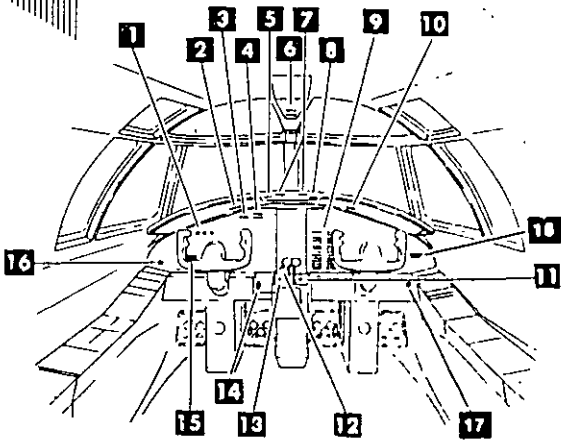


15



TYPICAL T-39B

INDICATOR, CAUTION, AND WARNING LIGHTS



CABIN PRESS FAIL	CABIN AIR OHEAT
DOOR OPEN	WINDSHIELD OHEAT
LH ENG DE-ICE FAIL	SPEED BRAKE OPEN
FUEL SHUTOFF FAIL	RH ENG DE-ICE FAIL
FUEL FILTER BLOCK	HYD SHUTOFF FAIL
LH FUEL HEAT ON	FUEL JETTISON OPEN
FUEL TANK X-FD FAIL	RH FUEL HEAT ON
LH FUEL PRESS LOW	FUEL PUMP X-FD FAIL
LOW FUEL LEVEL	RH FUEL PRESS LOW
LH OIL OHEAT	OIL PRESS LOW
SEL TANK FEED	RH OIL OHEAT
AC GEN OHEAT	ANTI-SKID INOP
AC INST PWR OFF	DC GEN OFF
	AC GEN OFF

NOTE
SPARE BULBS ARE LOCATED UNDER BLANK PLACARDS.

1 MARKER BEACON
MARKER

2 [Blank placard]

10 [Blank placard]

3 MAIN STEER FAIL

4 AFT FUS OHEAT
PRESS DUCT FAIL

5 MASTER CAUTION

8 [Blank placard]

6 LH HYD PUMP FAIL
RH HYD PUMP FAIL

7 FIRE WARNING LIGHT

18 COURSE SELECT INOPERATIVE AND FAIL

11 IGNITION ON WARNING LIGHT

PUSH TO START PULL TO STOP STARTER
RH ENGINE

12 LANDING GEAR POSITION INDICATOR LIGHTS

GEAR LOCKED DOWN

13 IGNITION ON WARNING LIGHT

PUSH TO START PULL TO STOP STARTER
LH ENGINE

COPILOT C SEL INOP
COPILOT C SEL FAIL

14 LANDING GEAR WARNING LIGHT

15 COURSE SELECT FAILURE
PILOT C SEL FAIL

16 PASSENGER OXY FLOW INDICATOR

17 BAT. TEMP.

LIGHT	CONDITION
LH (RH) OIL OHEAT	Oil temperature excessive.
CABIN PRESS FAIL	Cabin altitude exceeds 10,000 feet.
DOOR OPEN	Entrance door/or escape hatch outer door unlocked.
LH (RH) ENG DE-ICE FAIL	Engine anti-ice valves do not correspond to switch position, or insufficient compressor bleed air.
FUEL SHUTOFF FAIL	Shutoff valve position does not agree with engine master switch position or fire pull T-handles.
FUEL FILTER BLOCK	Fuel pressure drop across filter excessive.
LH (RH) FUEL HEAT ON	Respective fuel heat valve not closed.
FUEL TANK X-FD FAIL	Fuel tank cross-feed valve does not agree with cross-feed switch position.
LH (RH) FUEL PRESS LOW	Boost pump or engine-driven centrifugal boost pump failure.
LOW FUEL LEVEL	Either fuel quantity guage indicates below 300 pounds
SEL TANK FEED	FUEL X-FEED AND TANK SELECTOR switch positioned to either RH/LH TANK.
AC INST PWR OFF	AC essential bus not energized.
MAIN STEER FAIL	Nosewheel steering main system fails and transfers to standby system, or nosewheel steering system selector at STANDBY.
PRESS DUCT FAIL	Bleed air pressure in normal cabin pressurization duct falls below preset pressure.
CABIN AIR OHEAT	Air temperature downstream of hot-air mixing valve excessive.
WINDSHIELD OHEAT	Affected windshield overheated.
SPEED BRAKE OPEN	Speed brake not closed and either throttle above 95 percent rpm.
FUEL JETTISON OPEN	Fuel jettison switch at AUTO or MAN, or valves fail open.
FUEL PUMP X-FD FAIL	Position of cross-feed valve does not correspond to that of fuel cross-feed switch or fuel jettison switch.
OIL PRESS LOW	Oil pressure drops below 28(± 1) psi.
DC GEN OFF	Either dc generator fails or is taken off the line.
PILOT C SEL FAIL	Failure of switching relay in indicator switching package.
COPILOT C SEL INOP	Pilot's and copilot's course selector switches at same position.
COPILOT C SEL FAIL	Failure of switching relay in indicator switching package.
NOSE STEER ON	Nosewheel steering engaged.
ANTISKID INOP	Antiskid system not on or has failed.
AFT FUS OHEAT	Excessive temperature in vicinity of bleed-air duct.
A HYD PRESS PWR OFF	Electrical power to hydraulic pump interrupted, or hydraulic pressure below normal.
A LH (RH) AC GEN OHEAT	Respective ac generator overheated
A LH (RH) AC GEN OFF	Respective windshield ac generator fails or is turned off.
A MAIN INVERTER FAIL	Main inverter fails or inverter switch at STBY.
B LH (RH) HYD PUMP FAIL	Pressure output of respective pump below 1200 psi.
B AC GEN OFF	AC generator is off the line.
B AC GEN OHEAT	AC generator is approaching an overheat condition.
B HYD SHUTOFF FAIL	Either hydraulic shutoff and bypass valve does not function properly.
BAT TEMP WARM	One or both batteries have exceeded a temperature of 120°F.
BAT TEMP HOT	One or both batteries have exceeded a temperature of 150°F.

Figure 1-34 (Sheet 3 of 3)

Pressing the button will illuminate both engine fire pull T-handles, the aft fuselage overheat caution light, and both master caution lights if the circuits are continuous and the control units are in proper operating condition. The button is powered by the dc essential bus.

ENGINE FIRE-EXTINGUISHING SYSTEM

A high-rate-of-discharge, fixed fire-extinguishing system is provided in the forward compartment of each engine. Dibromodifluoromethane, used as the agent, is stored under pressure in two spherical containers. A pressure gauge on each container is visible from the main wheel well. On the bottom of each container is a discharge valve containing an explosive cartridge that is ignited by 28-volt dc essential power when the fire-extinguisher selector switch is activated (engine fire pull T-handle previously pulled). When a cartridge is fired, the contents of the selected container is discharged by nitrogen pressure and forced through delivery lines to a direction valve, from where it is routed into the forward compartment of the affected engine. The sealed fire wall, between the forward and aft compartments, prevents the extinguishing agent from entering the aft compartment. Two disk-type indicators are flush-mounted in the fuselage skin, below the left engine. If the contents of either or both containers have been discharged into the engine compartment, the yellow disk will be ruptured. If either or both containers have been discharged overboard automatically as a result of an overheat condition causing excessive pressure within the containers, the red disk will be ruptured. If both disks are intact, the system is not discharged. The indicators are readily available for visual inspection and must be checked for condition before each flight.

ENGINE FIRE PULL T-HANDLES

ON T-39A AIRPLANES, two mechanically interconnected T-handles labeled FIRE PULL (figure 1-35), one for each engine, are provided on the fire emergency control panel in the center of the instrument panel shroud, for the purpose of isolating either engine pod. When either handle is pulled, the respective fuel shutoff valve is closed, the dc and ac generators are taken off the line, the engine air-bleed valve is closed and the fire extinguisher selector switch is armed. Pulling the handle for the right engine positions the direction

valve to route the agent to that engine, and removes power from the emergency pressurization valve, allowing the valve to close. If the second engine fire pull T-handle is pulled, the first handle automatically retracts to its original position and, except for the ac and dc generators, those items previously turned off are reinstated, unless the engine master switch to the first engine has been placed in the OFF position.

ON T-39B AIRPLANES, when either engine fire pull T-handle (labeled FIRE PULL) is pulled, the respective fuel shutoff valve is closed, the dc generator is taken off the line, the engine air-bleed valve is closed, the hydraulic shutoff and bypass valve is shut off, and the fire extinguisher selector switch is armed. Pulling the right engine fire pull T-handle positions the springloaded direction valve to direct the agent to the right engine pod. The left engine fire pull T-handle has no effect on the direction valve because the valve is normally open to the left engine pod.

FIRE EXTINGUISHER SELECTOR SWITCH

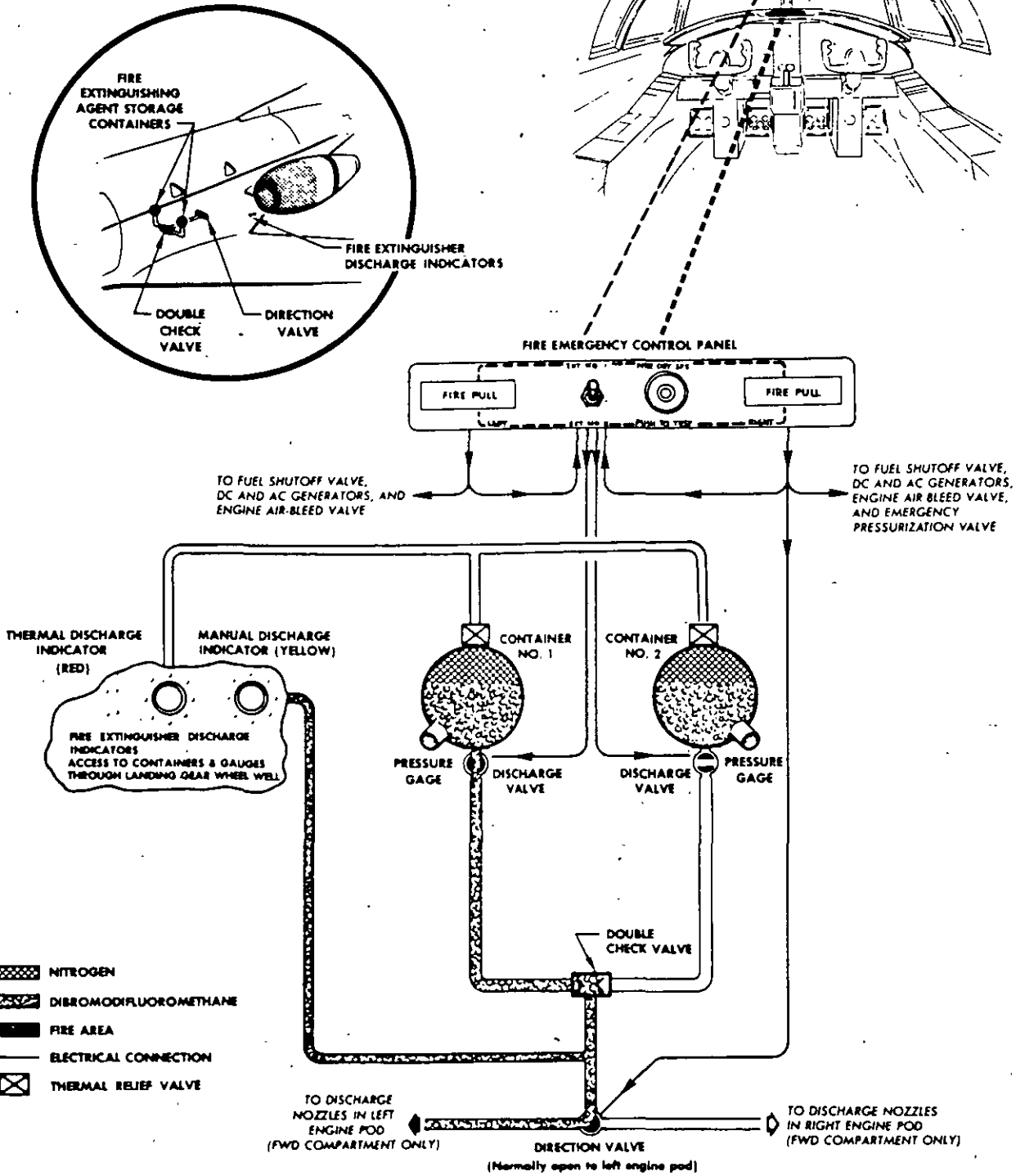
The fire extinguisher selector switch (figure 1-35), on the fire emergency control panel, is powered by the dc essential bus. The switch has three positions: EXT NO. 1, EXT NO. 2, and an unmarked OFF (center) position. When the selector switch is positioned to either EXT NO. 1 or EXT NO. 2 after having been armed by an engine fire pull T-handle, the extinguishing agent from one container is discharged to the engine pod selected by the handle. After the initial container has been expended, the extinguisher selector switch may, if necessary, be positioned in the opposite direction to discharge the second container to the same engine.

AFT FUSELAGE OVERHEAT DETECTION SYSTEM/CAUTION LIGHT

A series of thermal switches surrounding the engine bleed air and pressurization ducts, in the aft fuselage section, detect abnormal temperature conditions that may result from bleed air escaping from a ruptured duct or possible fire. The system warns of an overheat condition by automatically turning on the amber AFT FUS OHEAT light (figure 1-34) on the caution-warning light panel. When the detector circuit is tested by pressing the fire detection system test button, the AFT FUS OHEAT and master caution lights will come on. In

ENGINE FIRE EXTINGUISHING SYSTEM

T-39B and T-39A changed by TO 1T-39A-562








-  NITROGEN
-  DIBROMODIFLUOROMETHANE
-  FIRE AREA
-  ELECTRICAL CONNECTION
-  THERMAL RELIEF VALVE

Figure 1-35

addition the fire, pull T-handle warning-lights will also come on. The aft fuselage overheat detection system is independent of the engine fire and overheat detection system.

ALARM BELLSWITCH

The ALARM BELL switch (figure 1-7), on the overhead control panel, is used to signal for emergency crash landing or ditching procedures. The switch is guarded in the OFF position. Raising the guard and moving the switch to ON rings a bell in the aft end of the cabin compartment. The switch is powered by the battery bus.

EMERGENCY ESCAPE HATCHES

Of the three exits provided in this airplane, two are emergency exits and one is the normal entry or exit door. The plug-type, emergency overwing escape hatch on the right side of the cabin is provided for ground and ditching escape only. This hatch may be unlocked by handles from the inside or outside of the airplane and lifted into the interior of the cabin compartment. An emergency escape hatch (figure 3-3) is also provided in the floor of the cabin, forward of the wing.

WARNING

When the red manual release pedal on the escape hatch (outer door) has been accidentally depressed, a yellow latch indicator pin attached to the pedal will protrude through the skin of the outer door, indicating that the door latch is in an unsafe condition.

EMERGENCY LIGHTING

Emergency lighting is provided in the interior of the airplane to be used in case of a complete electrical failure. A total of four emergency lamps are installed: one lamp is directed at each emergency escape hatch: one is directed at the main entrance door: and one in the cockpit on the bulkhead, aft and to the left of the copilot's head, is directed on the pilot's control and panels. The four lamps are powered in pairs by two separate power units, each

containing a sealed, nickel-cadmium battery and a power-off sensing unit, which are connected to the airplane dc electrical system through the essential bus. Under normal operating conditions, dc essential bus power keeps the emergency power unit batteries charged. In case of essential bus failure, the emergency light units sense a voltage drop and automatically illuminate the emergency lights. Each battery will sustain its pair of lamps for approximately 30 minutes.

EMERGENCY LIGHT SWITCH

The emergency light switch, on the lighting control panel (figure 1-7), is a three-position toggle-type switch with TEST, ARM and DISARM positions. To check the emergency lights, batteries, and circuitry, position the switch to TEST; all four lights should illuminate. With the engines operating and the electrical master switch at ON, positioning the emergency light switch to ARM will put the circuit into a standby condition until there is a voltage drop in the dc essential bus. This voltage drop will automatically illuminate the emergency lights by the batteries in the power units. When power is applied to the dc essential bus and the emergency light switch is positioned at ARM, the emergency batteries will be recharged. The emergency lighting should not be used to illuminate the interior of the airplane for cleaning or maintenance purposes, because several flight hours will be required for recharging the emergency light batteries before the emergency lighting can be relied on.

HAND FIRE EXTINGUISHER

A portable fire extinguisher (figure 1-1) is mounted in the crew entrance/coat rack area to be used by the crew for cockpit or cabin fires. The extinguishing agent, Halon 1211 can be used most effectively on normal combustion, hydrocarbon or electrical fires.

WARNING

Although Halon 1211 has low toxicity, its decomposition products can be hazardous, on decomposition, Halon 1211 has a sharp acrid odor, ventilate the area after use.

FIRST AID KIT

The first aid kit is mounted in the upper for end of the baggage compartment or in the low section of the coat compartment. On some airplanes, it is on the outboard face of the baggage compartment fence, aft of the oxygen walk-around bottle.

EMERGENCY AXE

Stowage provisions are provided for an emergency axe (fire, crash, etc.) on the forward bulkhead in the coat compartment. On some airplanes, it is on the aft bulkhead of the center of facing passenger seat.

SMOKE GOGGLES

Two pairs of smoke goggles are in a pouch attached to the bulkhead behind the copilot. The goggles are for emergency purposes only and may be worn by the pilot and copilot in case smoke enters the cockpit.

ENTRANCE DOOR

The plug-type entrance door (figure 1-1), on the left side of the fuselage forward of the wing, serves a dual purpose. When this door and the escape hatch (outer door) are closed, an engine is running and the weight of the airplane is off the landing gear, an inflatable seal pressurized by engine bleed air

automatically seals the door. Flush-type rotary latch is provided on each side of the door, to be used as a handgrip while opening or closing the door. (See figure 2-2.) When the door is open steps within the door provide easy access into the airplane.

CAUTION

- Because of structural limitations, the maximum weight allowed on the door is 400 pounds.
- Do not use main entrance door if there is any malfunction or misalignment of door hinges or braces. Use may cause door failure.

Helper springs within the structure facilitate raising or lowering the door. A caution light in the cockpit comes on when the door is not closed and locked.

DOOR OPEN CAUTION LIGHT

The DOOR OPEN amber caution light (figure 1-34), on the caution-warning light panel, is provided to indicate when the main entrance door or the lower escape hatch is not closed and locked. This light shall be out before takeoff.

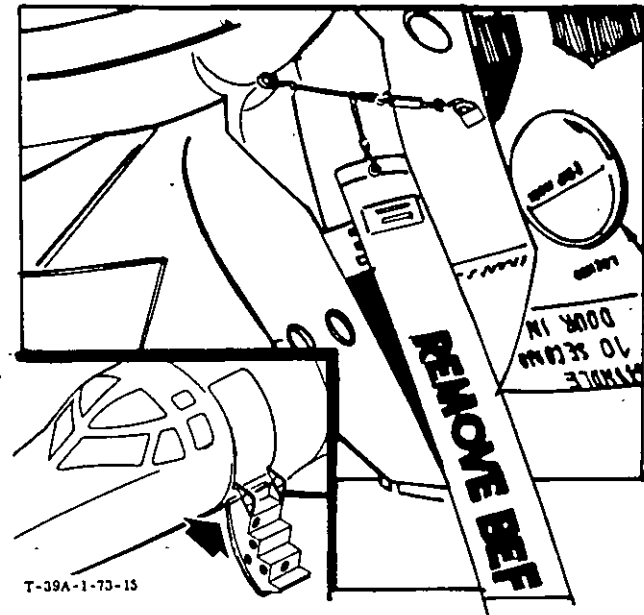


Figure 1-36

ENTRANCE DOOR GROUND LOCK

A bungee assembly may be installed on the entrance door to prevent a wind gust damage to the door when the airplane is on the ground. The assembly, which has a red streamer, shall be removed before flight.

AIR-CONDITIONING AND PRESSURIZATION SYSTEM

When an engine is started, engine compressor air is available for the air-conditioning system. The same air is used for the pressurization system when the weight of the airplane is off the main gear. Air is extracted from the final engine compressor stage through four ports, two on each engine. These ports are manifolded at each engine to form a single duct which is routed into the aft fuselage. Air is bled from this duct for pressurization of the entrance door and escape hatch outer seals. In the aft fuselage, the duct from each engine is joined into a common duct which routes the hot compressor air through or around a heat exchanger and refrigeration unit, as required. In this manner, either engine is capable of furnishing air to the complete system. The system conditions this relatively hot air for the occupant's comfort. For emergency operation, ram air is used to ventilate the airplane.

Controls for the system are on the center pedestal and are accessible to either the pilot or copilot. Temperature and pressure selected by these controls are automatically controlled by the system. Each engine has a bleed-air shutoff valve which is provided to protect the surrounding structure and equipment in case of downstream duct rupture or air contamination. An emergency pressurization duct is installed to provide cabin emergency pressurization in case of a pressurization duct rupture.

Air from the common duct of the two engines passes through a flow-limiting valve and divides; one branch to be cooled, the other to remain hot. The air to be cooled passes through the heat exchanger of the unit, where it is partially cooled by a crossflow of ram air before being directed to an expansion turbine for further cooling. This cold air then passes through a water separator and divides. One branch joins the hot-air line; the other continues into the pressurized section to supply cold air to six or, on some airplanes, eight adjustable outlets. A cabin flood valve permits air that has been tempered in the heat exchanger to bypass the cooling turbine and water separator and enter the supply line downstream of a hot air mixing valve. In bypassing these two high-pressure-drop items, the flood valve automatically provides an adequate amount of air to the cabin under conditions where the supply bleed-air pressure is only slightly higher than cabin pressure, such as during a descent from high altitude. Downstream of the hot-air mixing valve, a ram-air line enters the system to provide an emergency air supply. The hot-air branch from the flow-limiting valve passes through the hot-air mixing valve, and joins the cold air from the refrigeration unit and heat exchanger. The hot-air mixing valve operates automatically to admit the proper amount of hot air into the lines in response to cockpit temperature controls and sensors. The air, mixed to the proper temperature by the mixing valve, enters the cabin through flush panels to provide thermostatically controlled air at low velocity. The ducting continues through the cabin to cockpit outlets. These cockpit outlets will emit the same temperature air as in the cabin. On some airplanes, all conditioned air entering the cabin is ducted through mufflers to reduce cabin noise.

The interior is pressurized by the flow of air from the cockpit and cabin air outlets. Cabin pressure is automatically controlled by a cabin pressure regulator which controls the outflow of pressurized

AIR CONDITIONING AND PRESSURIZATION

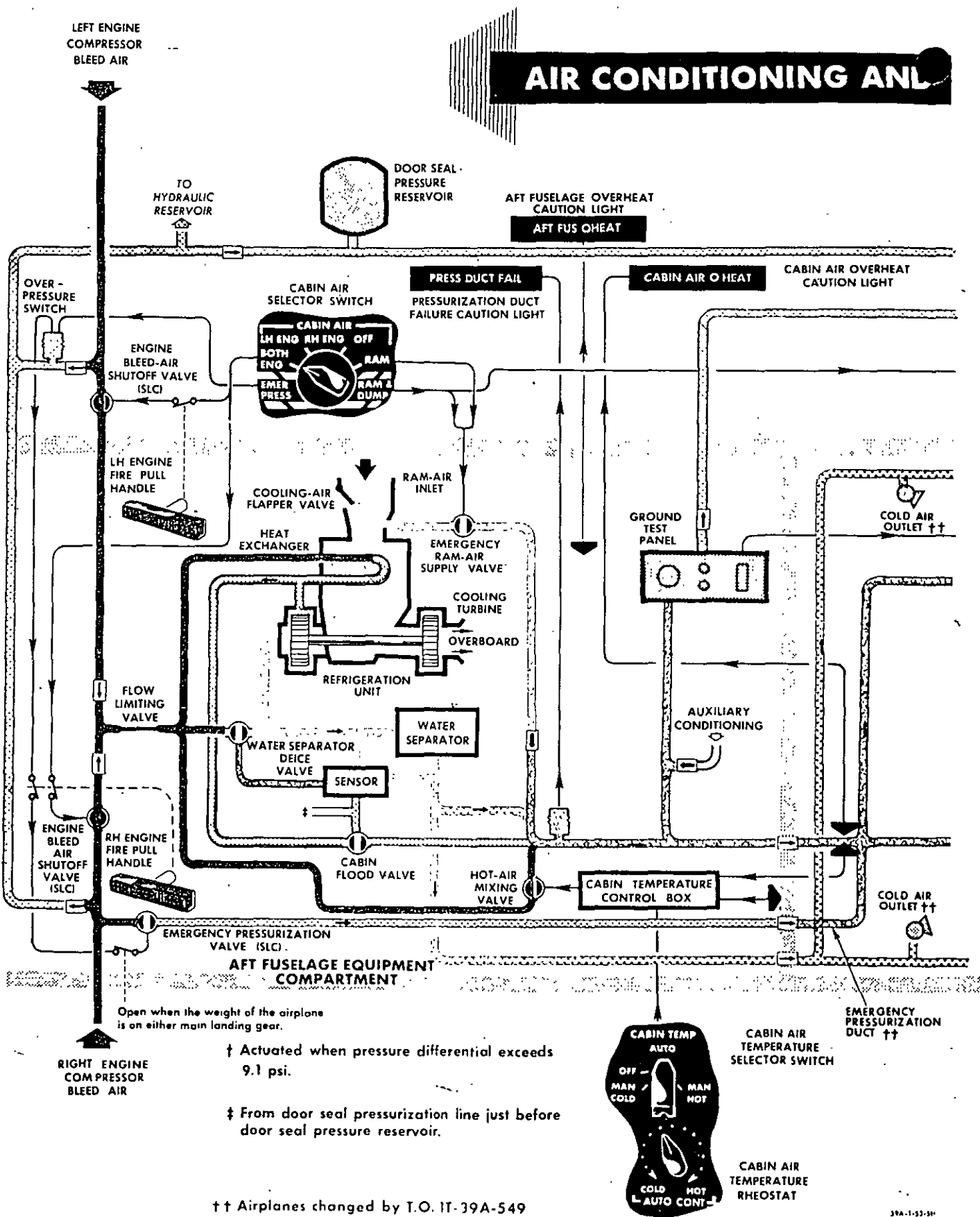


Figure 1-37 (Sheet 1 of 2)

PRESSURIZATION SYSTEM

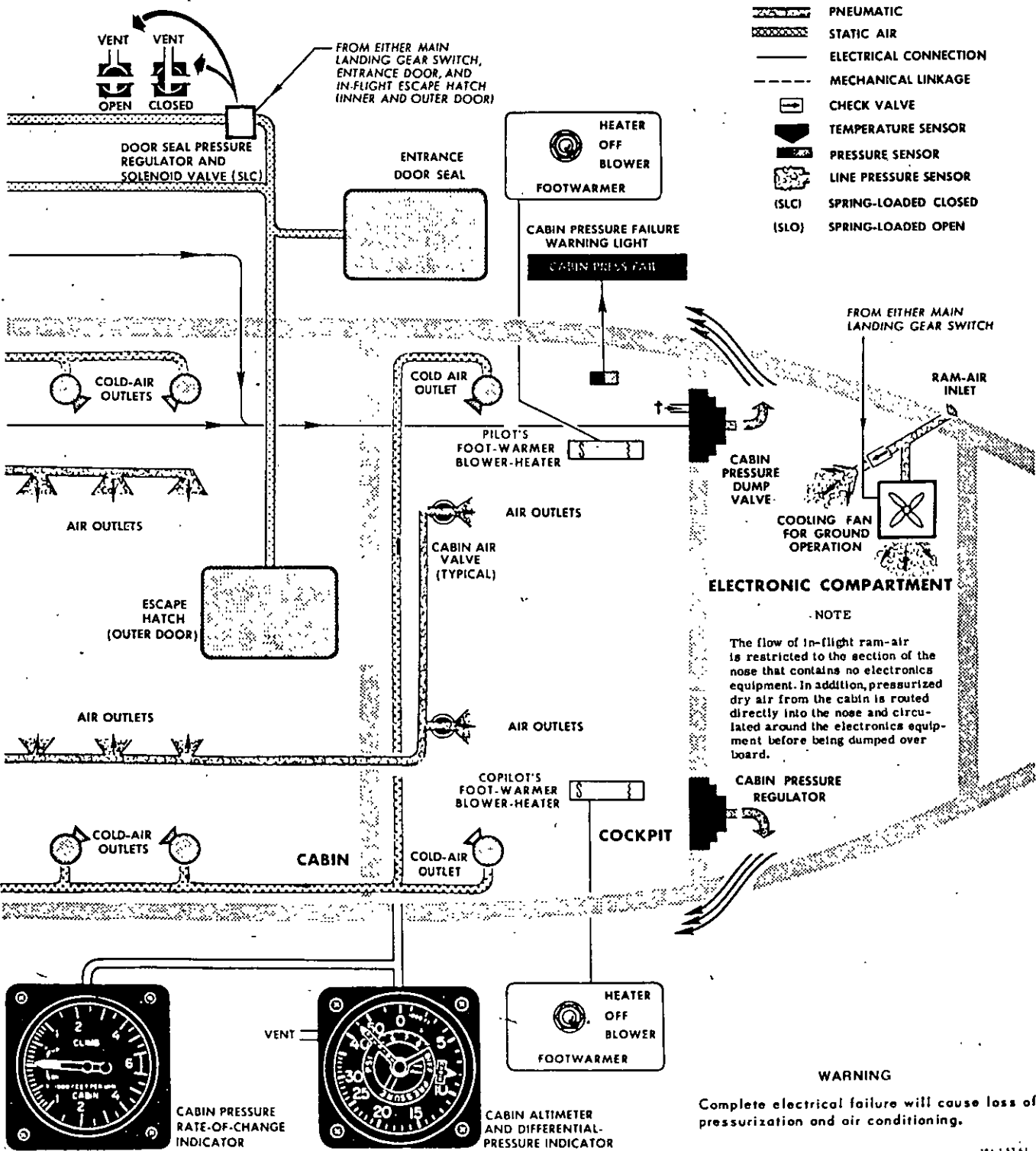


Figure 1-37 (Sheet 2 of 2)

107

air from the interior. In case of emergencies, pressurization can be dumped by a cabin pressure dump valve. The cabin pressure regulator operates completely pneumatically; no outside source of energy is required for its operation. An 8000-foot altitude is maintained from 8000 up to 45,000 feet. Above 45,000 feet, an 8.8 psi differential is maintained.

NOTE

Below 8000 feet, cabin pressure is slightly higher than ambient pressure.

If cabin pressurization is lost and the cabin altitude exceeds 10,000 feet (provided the passengers' oxygen toggle valve is on), the oxygen system will be activated. At the same time, the oxygen warning horn sounds, the NO SMOKING and WEAR OXYGEN MASK compartment signs illuminate, the cabin lights come on, the cabin oxygen mask compartment doors open, and the oxygen system is put into operation.

In case of pressurization duct failure, indicated by illumination of the pressurization duct failure caution light in the cockpit, cabin pressurization can be maintained by use of an emergency pressurization duct that is opened by the cabin air selector switch. The emergency pressurization air is supplied only by the right-hand engine. Provisions are made for ground testing the entire pressurization system. The air-conditioning and pressurization system is shown schematically in figure 1-37. Ground cooling of the electronic equipment is accomplished by an electrical blower when the airplane weight is on the gear and both dc generators are on the line.

NOTE

In case of a complete electrical failure, the source of pressurization will be lost.

ON T-39B AIRPLANES, the airplane air conditioning and pressurization system is exactly like the one in the T-39A airplane with the exception of the addition of the intermediate electronics equipment compartment ground cooling blower. This cooling blower is powered by the AC secondary bus.

FOOTWARMERS

The cockpit and cabin are equipped with footwarming devices. In the cockpit, the pilot and

copilot have an electrically powered combination heater-blower unit mounted under each seat. These units circulate air locally around the pilot's and copilot's feet, and may be operated independently of each other as a heater-blower combination, or as a blower only. In the cabin, added foot comfort is provided by electrical heating pads installed under the carpeting between the front- and rear-facing passenger seats, one on each side of the cabin. In addition, some airplanes have electric heating pads installed under the carpeting in front of the two-passenger/baggage seat. Operation of the heating pads is automatically controlled by a thermostat (no pilot control). The heating elements in the pads cycle on when the airplane structure temperature drops to 45°F and cycle off when the temperature rises to 60°F. Both the cockpit heater-blowers and cabin heating pads are powered by the No. 1 dc secondary bus.

CAUTION

Do not stow personal objects or equipment under pilot's or copilot's seat. Objects placed close to footwarmers may sustain heat damage and/or constitute a fire hazard.

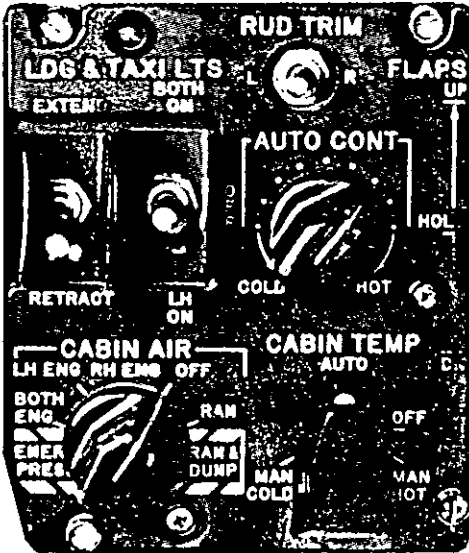
FOOTWARMER SWITCHES

The three-position FOOTWARMER switch (figure 1-37) controls operation of the respective heater-blower. Placing the switch at HEATER energizes the heating element and operates the blower. Air from the floor area is drawn in and passed over the heating element, raising the temperature of the air 50°F. This warm air is discharged into the floor area of the respective pilot's feet. Placing the switch at BLOWER operates the blower only, to recirculate the air without heating. Placing the switch at OFF shuts off the respective heater-blower.

CABIN EMERGENCY PRESSURIZATION

An emergency pressurization duct from the bleed air-system of the right-hand engine can be manually selected to supply cabin emergency pressurization air in case of a failure of the normal pressurization duct. (Duct failure in the normal pressurization system is indicated by illumination of the pressurization duct failure caution light in the cockpit.) The emergency pressurization system is

AIR CONDITIONING, PRESSURIZATION, AND ANTI-ICING SYSTEM CONTROLS



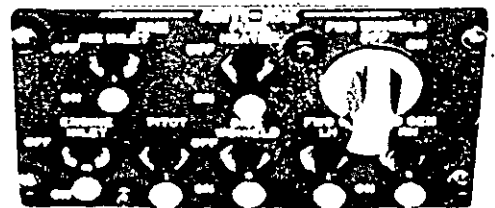
T-39B



T-39B



T-39A



T-39A

T-39A/B

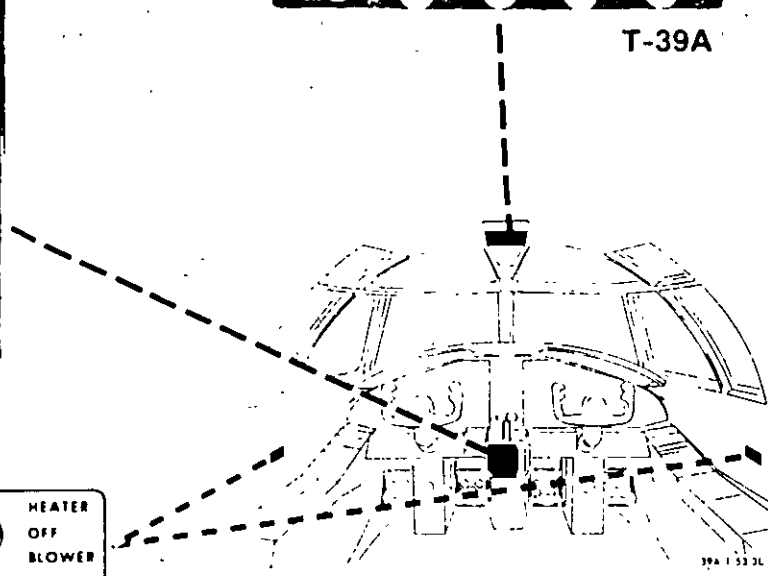


Figure 1-38

capable of maintaining a 15,000-foot cabin altitude. The emergency pressurization air to the cabin is picked up between the bleed-air shutoff valve and the engine, and is routed through an electrically controlled shutoff valve directly into the cabin through a check valve. On some airplanes, additional pressurization ducting is added to direct emergency cabin pressurization air into the distribution ducts to the cabin and cockpit air outlets. The emergency pressurization valve is opened by selecting EMER PRESS on the cabin air selector switch. The bleed-air pressure is sensed by an overpressure switch which closes the emergency pressurization valve whenever the pressure exceeds about 60 psi. The valve is also closed, regardless of the position of the cabin air selector, if the weight of the airplane is on either main landing gear or if the fire pull T-handle for the right-hand engine is pulled.

NOTE

When operating on emergency pressurization, cabin temperature control is not available. Reducing thrust on the righthand engine will minimize the temperature rise in the cabin.

CABIN AIR SELECTOR

The seven-position cabin air selector (figure 1-38) is on the center pedestal, is powered by the dc essential busses, and has EMER PRESS, BOTH ENG, LH ENG, RH ENG, OFF, RAM, and RAM & DUMP positions. The selector controls the engine bleed-air shutoff valve from each engine, in each engine compressor hot-air line. Turning the selector to BOTH ENG opens both engine bleed-air shutoff valves simultaneously, to allow full-flow compressor air in the air-conditioning and pressurization system. Turning the selector to either LH ENG or RH ENG shuts off the engine bleed-air shutoff valve from the non-selected engine.

NOTE

- The engine bleed-air shutoff valves are also pneumatically operated and will close any time the compressor discharge pressure drops below 6 psi.
- Single-engine compressor air is sufficient to maintain normal air conditioning and pressurization.

Turning the selector to OFF closes the engine bleed-air shutoff valves. Turning the selector to RAM closes the engine bleed-air shutoff valve for each engine and opens the emergency ram-air supply valve.

Turning the selector to RAM & DUMP opens the cabin pressure dump valve and emergency ram-air supply valve in addition to closing the engine bleed-air shutoff valves. Turning the switch to EMER PRESS closes the engine bleed-air shutoff valve for each engine and opens the emergency pressurization valve for bleed air from the right-hand engine.

CABIN TEMPERATURE SELECTOR

The four-position cabin temperature selector (figure 1-38) is on the center pedestal. The selector is powered by the ac essential bus and provides normal control of cabin and cockpit air temperature. The selector is operable only when the cabin air pressurization is on. When the switch is at the guarded AUTO position, a hot-air mixing valve is modulated to maintain the setting selected by a cabin air temperature rheostat through a temperature control box. With the selector at OFF, the automatic control system is inoperative and the valve remains in the position prevailing at the time the selector was turned to OFF. If the automatic temperature control system fails, or if manual control is desired, moving the temperature control switch to the spring-loaded MAN HOT or MAN COLD position opens or closes the hot-air mixing valve to produce a corresponding change in temperature. When manual control is used, the switch should be toggled momentarily and released to OFF. Sufficient time should be allowed between applications to minimize temperature overshoot.

NOTE

With ac power failure, both the automatic and the manual controls are inoperative.

CABIN AND COCKPIT AIR TEMPERATURE RHEOSTAT KNOB

The cabin and cockpit air temperature rheostat knob (figure 1-38), on the center pedestal, is powered by the ac essential bus and sweeps from COLD to HOT. The knob may be positioned

any place within this range and will automatically maintain a constant temperature when the cabin air temperature selector is at AUTO. The cabin and cockpit air temperature rheostat is inoperative when the cabin air selector is at OFF, RAM, RAM & DUMP, or EMER PRESS, or when the cabin temperature selector is at any position other than AUTO.

COCKPIT AND CABIN COOLING AIR OUTLETS

A cold-air outlet (figure 1-3 and figure 1-4) is on each side of the cockpit, above the consoles. In the cabin, a cold-air outlet (figure 1-37) is within the reach of each passenger except at the center-facing passenger position. These "eyeball" outlets are adjustable spherical units that can be positioned to direct cold air from the air-conditioning system in any direction desired. A knurled ring around the opening can be rotated to regulate the volume of air. The ring is turned clockwise to close, or counterclockwise to open.

COCKPIT AND CABIN PRESSURIZATION AIR OUTLETS

Air outlets for cockpit heating and pressurization (figure 1-37) are behind the pilot's and copilot's seats. In the cabin, conditioned air enters through flush outlets in the ceiling.

CABIN PRESSURE FAILURE WARNING LIGHT

The CABIN PRESS FAIL, red light (figure 1-34) is on the caution-warning light panel. If the cabin altitude exceeds 10,000 feet, the warning light will come on. If the cabin pressure is restored and the cabin altitude drops below 10,000 feet, the warning light will go out. Cabin altitude should be verified with the cabin altimeter and differential pressure indicator.

CABIN AIR OVERHEAT CAUTION LIGHT

The CABIN AIR OHEAT amber caution light (figure 1-34) on the caution-warning light panel comes on if the temperature of the air in the

distribution ducting upstream of the cabin and cockpit air outlets becomes excessive. With the cabin air selector in BOTH; closing the hot air mixing valve further by either automatic or manual means will reduce the temperature. If the cabin air selector is in EMER PRESS, reduction of power on the right engine will reduce the temperature causing the light to go out.



Continued operation with the cabin air overheat caution light on will cause damage to the airplane.

PRESSURIZATION DUCT FAILURE CAUTION LIGHT

The PRESS DUCT FAIL amber caution light (figure 1-34) on the caution-warning light panel comes on if the bleed-air pressure in the normal cabin pressurization duct falls below a preset pressure.

CABIN ALTIMETER AND DIFFERENTIAL-PRESSURE INDICATOR

The cabin altimeter and differential-pressure indicator (figure 1-2) is on the copilot's outboard instrument panel. The indicator is vented both to outside air pressure and to pressure within the cabin. It has two pointers, each traveling over a separate arc of calibrations. The OUTSIDE pointer, fixed to a rotating plate, shows flight pressure altitude. The CABIN pointer, fixed to a rotating band, shows both cabin altitude and differential pressure (between cabin and outside air) in pounds per square inch. The differential scale is visible through a cutout in the flight pressure altitude plate. After takeoff, the OUTSIDE and CABIN pointers begin to move until, at 8000 feet (where the CABIN pointer will stop), a differential will start to exist. The OUTSIDE pointer will continue to rotate as the airplane altitude increases. As this pointer rotates with increasing altitude, more of the differential scale is exposed (read highest exposed figure) until, at 45,000 (CABIN pointer at 8000 feet), the scale will read 8.8 psi; then the CABIN pointer will begin to rise as the 8.8 psi pressure differential is maintained.

CABIN PRESSURE RATE-OF-CHANGE INDICATOR

The rate of change in pressure altitude of the cockpit and cabin is indicated by the cabin pressure rate-of-change indicator (figure 1-2), on the copilot's outboard instrument panel. This indicator functions similarly to the flight vertical velocity indicator, but is vented only to pressure within the pressurized areas.

DOOR SEALS

Pressurization for the seals of the entrance door and escape hatch (outer door) is provided by air from the engine compressors (figure 1-37) and is automatically controlled by a pressure regulator. Check valves in the system are designed to prevent reverse flow if an engine should fail, and to maintain pressure even if both engines should fail. A reservoir stores higher engine pressure for use if the engine pressure should drop below the required 25 psi. The pressure regulator incorporates a solenoid shutoff valve that is energized open with the weight of the airplane off the landing gear, to permit pressurization of the seals. When the weight of the airplane is on the landing gear, the solenoid shutoff valve is deenergized to the spring-loaded closed position, shutting off pressurization air and dumping the seals. The seals for the ground escape hatch (over wing) and the pilot's side window are not included in the door seal system. The entrance door secondary seal, pilot's sliding window, and the ground escape hatch seal are of a dynamic type, subject only to pressure from within the cabin.

ANTI-ICING SYSTEMS

Anti-icing is accomplished either electrically or with final stage engine compressor air. (See figure 1-39.) Engine Compressor air (about 500°F) is used for anti-icing the engine air inlet duct lip, engine guide vanes, flow-straightener vanes, engine nose fairing, and heat and vent water separator downstream of the cooling turbine. Electrical heaters are used to prevent ice formation on the pitot heads and the ram air intake in the dorsal fin. Both systems are designed as anti-ice systems, not as deice systems, and must be turned on before areas of known icing conditions (visible moisture) are entered. The forward windshield and side and

overhead windows are also electrically heated for defogging, birdproofing, and anti-icing. Switches to control these systems are on a panel in the cockpit.

INLET DUCT AND GUIDE VANE ANTI-ICING SYSTEM

The inlet duct lip, engine guide vanes, flow-straightener vanes, and engine nose fairing are protected from ice by hot engine compressor air. The compressor air passes through the inlet guide vane anti-ice valve and inlet anti-icing shutoff valve on each engine, which are controlled by the engine inlet anti-icing switch.

CAUTION

For ground operations, do not operate the engine inlet anti-ice system for extended periods at high power settings as the hot compressor bleed air may cause structural damage to the inlet duct.





ENGINE INLET ANTI-ICING SWITCH

The two-position engine inlet anti-icing switch (figure 1-38), on the anti-ice control panel, is powered by the dc essential bus. The switch positions are ON and OFF. Moving the engine inlet anti-icing switch to ON opens the inlet anti-icing shutoff valves (one on each engine) and inlet guide vane shutoff valve (one on each engine). Compressor air now flows to the leading edge of the engine inlet duct, flow-straightener vanes, bullet nose, and guide vanes of both engines. Moving the engine inlet anti-icing switch to OFF closes the inlet anti-icing shutoff valves and the inlet guide vane shutoff valves. With the switch in the OFF position, the engines receive no engine compressor bleed-air for anti-icing.

ENGINE ANTI-ICING FAILURE LIGHTS

The LH ENG DE-ICE FAIL and RH ENG DE-ICE FAIL amber caution lights (figure 1-34), are on the caution-warning light panel. The lights come on whenever either of the respective engine anti-ice valves do not correspond to the position selected by the engine inlet anti-ice switch. If a light comes on with the engine inlet anti-ice switch at ON, this indicates that the respective engine and anti-ice valves are not full open or closed. Further analysis can be made by observing a change in Pt5. There is

ANTI-ICE SYSTEM

-  ENGINE COMPRESSOR BLEED AIR
-  BLEED AIR HEATED
-  ELECTRICALLY HEATED
-  ELECTRICAL CONNECTION

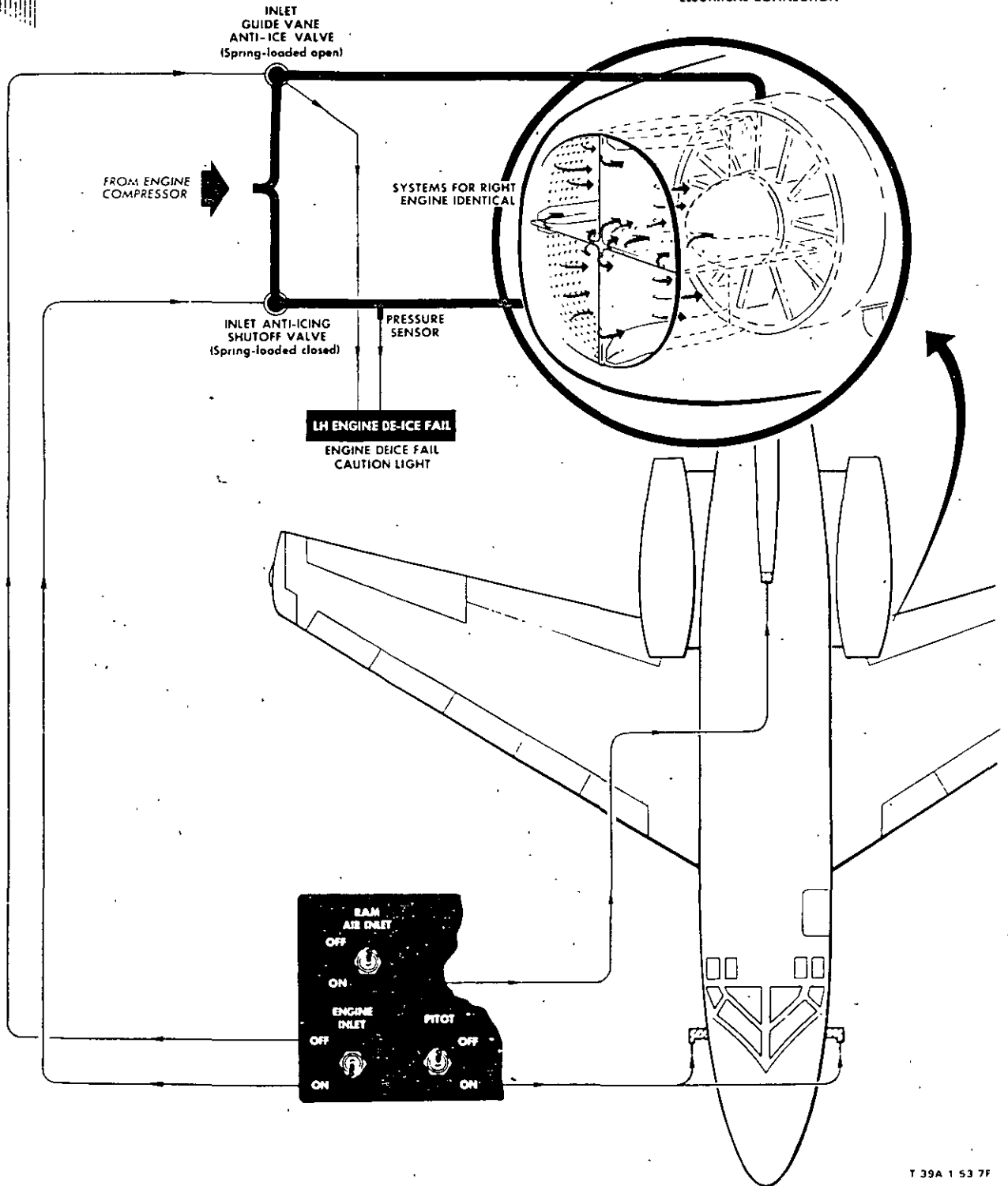


Figure 1-39

no corrective action for this condition; however, the airplane altitude and/or course should be changed to avoid further icing.

NOTE

Insufficient bleed air at low power settings may also cause the light to come on.

If a light comes on with the switch at OFF, this indicates that either or both of the respective engine anti-ice valves are open. However, normal engine anti-icing is still available. On some airplanes, the respective light will come on only when the left or right inlet anti-icing shutoff valve fails to open when the engine inlet anti-icing switch is placed at ON.

CAUTION

If it is determined that an Engine Inlet Anti-ice Valve is stuck open, shut the engine down after clearing the runway to preclude damage to the inlet duct from overheating.

RAM-AIR INLET ANTI-ICE SYSTEM

The ram-air inlet, in the dorsal fin, is protected from icing by an electrical heater which is controlled by a switch in the cockpit. The system is designed as an anti-ice system, not as a deice system and must be turned on before areas of known icing conditions (visible moisture) are entered. The ram-air inlet anti-ice should be used only when visible moisture is present and only when the indicated outside air temperature (IOAT) is between +5°C and -5°C. There is no ice detector provided.

RAM-AIR INLET ANTI-ICE SWITCH

A two-position, ON-OFF, ram-air inlet anti-ice switch (figure 1-38) on the anti-ice control panel controls the No. 1 dc secondary bus power to the ram air inlet heat. Moving the switch to ON electrically heats the ram-air inlet on the dorsal fin.

NOTE

- A** If either engine-driven dc generator fails, or is turned off, the ram-air inlet anti-ice system is inoperative.

The ram-air inlet heater will operate at a reduced rate on the ground if the switch is at ON. When airborne, full heat will be available for the ram air inlet heater.

SIDE AND OVERHEAD WINDSHIELD ANTI-ICE SYSTEM

A two-position side windshield anti-ice switch (figure 1-40) on the anti-ice control panel, controls 28 volt dc power from the No. 1 secondary bus. Moving the switch to ON, heats the pilot's sliding side window, copilot's side window and both overhead windows. The windshield overheat caution light will also come on if these glass areas (except pilot's sliding side window) are overheated.

NOTE

- A** If either engine-driven dc generator fails or is turned OFF, all anti-ice heating to these windows is lost.

WINDSHIELD ANTI-ICING SYSTEM (T-39A)

ON T-39A AIRPLANES, the two forward windshields are electrically heated by power provided from the two engine-driven, variable frequency windshield ac generators and controlled by the dc essential bus through the windshield temperature control unit. Automatic heating of both windshields can be obtained by a rotary two-position switch mounted on the anti-ice control panel. Caution lights warn the pilot in case of generator failure or generator and windshield overheat conditions. A forward windshield generator switch is provided for each generator and can be used to take the affected generator off the line in case of a generator malfunction. Both switches are directly below the rotary windshield anti-ice switch.

NOTE

ON T-39A AIRPLANES, if either engine-driven dc generator fails, or is turned off, the respective windshield ac generator will be inoperative.

ON T-39A AIRPLANES, for normal operation of the system, the dual-channel control unit regulates individual heating of each windshield by its respective generator. When a generator is first turned on, the control unit restricts windshield heating for the first 30 seconds to a slow rate. This protection is provided to prevent thermal shock if the windshield glass is extremely cold at the start of the heating cycle. After the slow-rate period ends, fast heating is provided until windshield temperature reaches the approximately midpoint of the controlled band. Meanwhile, when the temperature reaches the low end of the controlled band, the out-of-temperature range trigger circuit is armed. The function of this circuit is to take the generator off the line whenever windshield temperature goes outside the controlled band. If the temperature of one windshield does go outside the controlled band, the out-of-temperature range trigger circuit takes the associated generator off the line and the control unit places both windshield heaters in parallel. The remaining operative

generator then heats both windshields. However, precise temperature control will be maintained only for the windshield normally heated by the generator in use, since only one channel of the control unit will be operating.

ON T-39A AIRPLANES, it is important to note that the out-of-temperature range trigger circuits are not armed until windshield temperature enters the low end of the controlled band.

CAUTION

ON T-39A AIRPLANES, should the system be turned off for any reason, sufficient time should elapse before it is turned on again, to allow the windshields to cool to a temperature below the controlled band (cool to the touch). Turning a control unit back on with windshield temperatures within or above the controlled band will bypass the protective circuits and could result in overheat damage to the windshields.

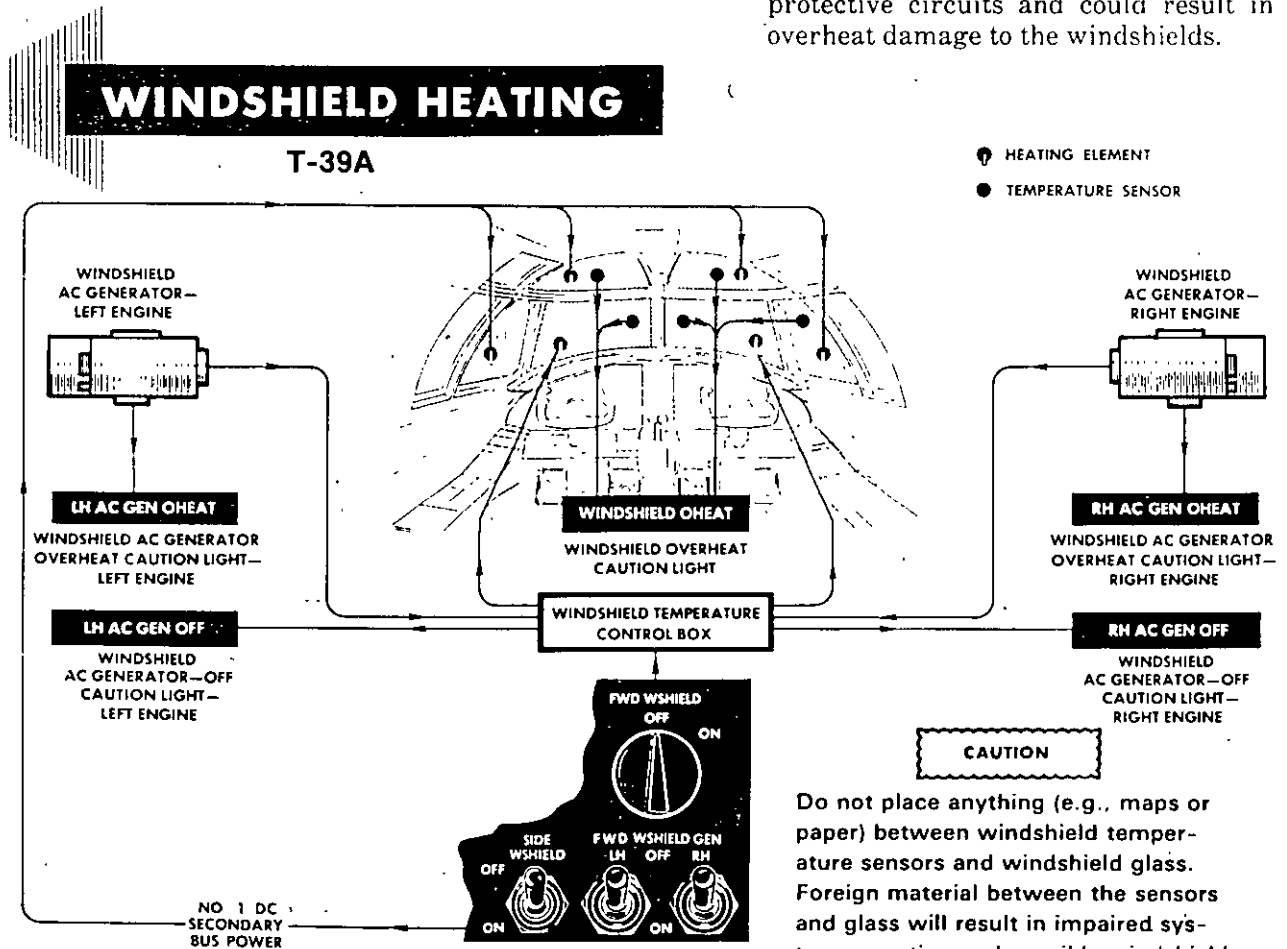


Figure 1-40

T-39A-1-53-4G

FORWARD WINDSHIELD ANTI-ICE SWITCH (T-39A)

ON T-39A AIRPLANES, the forward windshield anti-ice selector switch (figure 1-34) is a rotary-type ON-OFF switch mounted on the anti-ice control panel. Moving the switch to ON permits the windshield temperature control unit to sense and control the temperature of both windshields, and the switch should remain in this position during flight. During single-generator operation, with the switch at ON, electrical power will be distributed to both windshields. OFF shuts off all power to the forward windshield heaters.

FORWARD WINDSHIELD AC GENERATOR SWITCHES (T-39A)

ON T-39A AIRPLANES, two toggle-type ON-OFF forward windshield ac generator switches (figure 1-40) are mounted directly below the rotary windshield anti-ice switch. Moving the switches to ON permits ac power from both ac generators to energize the windshield heating system. Both switches should be turned on after engine start. Should a malfunction occur in either generator circuit, the affected generator should be disabled by moving the respective generator switch to OFF. Heating of the left and right windshields can be accomplished by one generator.

WINDSHIELD OVERHEAT CAUTION LIGHT (T-39A)

ON T-39A AIRPLANES, the WINDSHIELD OHEAT amber caution light (figure 1-34), on the caution-warning light panel, comes on whenever an overheat condition is sensed in either of the two forward windshields, the copilot's side window, or the overhead windows. There is no overheat indication for the pilot's sliding window. The amber WINDSHIELD OHEAT caution light will go out when the switch controlling the overheated system is turned off.

NOTE

- ON T-39A AIRPLANES, if the WINDSHIELD OHEAT caution light comes on, the affected system shall be turned off. The system may be turned back on only after the windshields have cooled (cool to the touch). Continue operation only if the light remains out.

- ON T-39A AIRPLANES, the windshields are birdproofed at altitudes below 10,000 feet at less than 250 knots true airspeed, without heater elements.

AC GENERATOR-OFF CAUTION LIGHTS (T-39A)

ON T-39A AIRPLANES, the RH AC GEN OFF and LH AC GEN OFF amber caution lights (figure 1-34) are on the caution-warning light panel. After the out-of-temperature range trigger circuit has been armed, these lights come on whenever the temperature of the respective windshield has gone outside the temperature control band. The lights will also come on if the respective ac generator switch is at OFF, if the respective ac generator has failed, or when the respective ac generator is off the line. Flight operations conducted under heavy precipitation at low ambient temperatures impose the greatest thermal demand on the windshield anti-ice system. Under these conditions, ac generator output may not be able to maintain windshield temperatures within the control band. As the temperature in any one windshield goes below the low-temperature trigger circuit, the ac generator for that windshield is automatically taken off the line, the respective ac generator-off caution light comes on, and the power requirements are transferred to the other ac generator. The remaining ac generator, now supplying power for both windshields, cannot maintain its windshield temperature within the control band. Temperatures below the low-temperature trigger circuit are sensed, and the remaining ac generator is taken off the line, with its ac generator-off caution light coming on almost simultaneously with the first. When this condition occurs, the windshield anti-ice system should be reactivated by placing the rotary forward windshield anti-ice switch at OFF, momentarily, and then at ON. Windshield heat will be below the control band until ambient conditions allow temperature rise, at which time the out-of-temperature trigger circuit will become armed.

AC GENERATOR OVERHEAT CAUTION LIGHTS (T-39A)

ON T-39A AIRPLANES, the RH AC GEN OHEAT and LH AC GEN OHEAT amber caution lights (figure 1-34) on the caution warning light panel come on when the respective windshield ac generator is overheated. If either overheat caution light comes on during flight, the affected generator should be turned off.

WINDSHIELD ANTI-ICING SYSTEM FAILURES

T-39A

CONDITION	CAUSE	CORRECTIVE ACTION
GROUND Left or right ac generator-off caution light remains on after rotary forward windshield anti-ice switch is turned ON.	AC generator or system failure.	Turn rotary forward windshield anti-ice switch OFF and investigate.
Windshield overheat caution light on immediately when rotary forward windshield anti-ice switch or side windshield anti-ice switch is placed at ON.	Solar heating.	Place affected system switch at OFF Turn switch ON only after the windshield has cooled to temperature below the control band (cool to the touch). Leave on only when light remains out.
Left or right ac generator-off caution light on during taxi.	<ul style="list-style-type: none"> • Respective dc generator off the line. OR • Respective windshield temperature outside the temperature control band (either low or high), or respective ac generator failed. 	<ul style="list-style-type: none"> • Reset dc generator. • If in heavy precipitation and low ambient temperatures, cycle rotary FWD, windshield switch off momentarily, then ON. If not in heavy precipitation and low ambient temperatures, turn rotary switch OFF. Turn switch ON only after the windshield has cooled to temperature below the control band (cool to the touch). Leave on only when light remains out.
AIR Left or right ac generator-off caution light comes on in cruising flight.	Respective windshield temperature outside the temperature control band (either low or high), or respective ac generator failed	If in heavy precipitation and low ambient temperatures, cycle rotary FWD, windshield switch off momentarily, then ON. If not in heavy precipitation and low ambient temperatures, turn rotary switch OFF. Turn switch ON only after the windshield has cooled to temperature below the control band (cool to the touch). Leave on only when light remains out.
Windshield overheat caution light comes on in flight.	Windshield, copilot's side window, or overhead windows overheating.	Alternately turn OFF the heat to the side, and then forward windshields. The affected system should be left off until the malfunction is corrected.
Left or right ac generator-off caution light comes on in low rpm descent.	AC generators limited in output below 58 percent engine rpm	Increase engine rpm above 58 percent. Reset generator by turning rotary forward windshield anti-ice switch OFF, then back to ON.
GROUND OR AIR Left or right ac generator overheat caution light comes on.	AC generator is overheating.	Turn affected ac generator off.
Distortion or bubbling of either windshield	Windshield heat control has failed	Turn rotary forward windshield anti-ice switch OFF and leave OFF.

Figure 1-41

WINDSHIELD ANTI-ICING SYSTEM FAILURES. (T-39A)

ON T-39A AIRPLANES, figure 1-41 lists various failure indications for the side and overhead windshield anti-ice and windshield anti-icing systems, probable causes of the failures, and corrective action to be taken.

WINDSHIELD ANTI-ICING SYSTEM (T-39B)

ON T-39B AIRPLANES, the windshield is heated by A, B, and C phases of the ac busses. The automatic temperature control unit maintains the glass at the proper temperature for defogging and bird-proofing and to prevent formation of ice. A

switch in the cockpit is used only to shut off the heater in case of an overheat condition. A caution light warns of an overheat condition.

Windshield Anti-Ice Switch (T-39B)

ON T-39B AIRPLANES, the two-position windshield anti-ice switch (figure 1-38), on the anti-ice control panel, is powered by the dc essential bus. The switch has two positions, AUTO and EMER OFF. Moving the switch to AUTO permits the windshield temperature control unit to sense and control the temperature of the windshield glass, and the switch should remain in this position at all times, except in the case of an overheat condition. This ensures birdproofing of the windshield. Moving the switch to EMER OFF shuts off all power to the windshield heaters. This should be done only if an overheat condition develops.

NOTE

- ON T-39B AIRPLANES, if the forward windshields have been exposed to solar heating, the windshield overheat caution light may come on when the dc essential bus is energized, regardless of the position of the windshield anti-ice switch. If the copilot's side window or the overhead windows have been exposed to solar heating, the windshield overheat caution light may come on immediately after placing the side windshield anti-ice switch at ON. If the light comes on immediately when the dc essential bus is energized, the windshield anti-ice system should be left off until the windshield has cooled sufficiently to put the light out. If the light comes on immediately when the side windshield anti-ice switch is placed at ON, the switch should be placed at OFF. Periodically during flight, the side windshield anti-ice switch should be placed at ON, and left at ON, only when the light remains out.
- ON T-39B AIRPLANES, when the windshield overheat caution light comes on in flight, the malfunctioning system should be turned off until the fault is corrected. The malfunctioning system may be isolated by alternately placing the windshield anti-ice switch and the side windshield anti-ice switch OFF. The

caution light will go out, after a short waiting period, when the faulty system is turned off.

- ON T-39B AIRPLANES, when the windshield anti-ice system is turned on, there will normally be a slight ac loadmeter fluctuation, a slight normal hydraulic system fluctuation, and a slight hum in the headset.

Windshield Overheating (T-39B)

ON T-39B AIRPLANES, if the windshield overheat caution light comes on, proceed as follows:

1. Side windshield anti-ice switch - OFF.
2. Windshield overheat caution light - Check out. If caution light remains on, proceed to step 3.
3. Windshield anti-ice switch - EMER OFF.
4. Windshield overheat caution light - Check out.

Light should go out after a short waiting period.

CAUTION

ON T-39B AIRPLANES, the malfunctioning system should be turned off until the fault is corrected.

PITOT HEAT

Each pitot head is electrically heated by a different electrical bus. The right pitot head is heated by the No. 2 dc secondary bus, and the left pitot head is heated by the dc essential bus.

The pitot heat switch (figure 1-38) is on the anti-ice control panel.

CAUTION

Pitot heat must not be operated continuously while the airplane is on the ground.

DEICING SYSTEM

CAUTION

FUEL HEATER SYSTEM

Ice is removed from the fuel filter on each engine by heating the fuel with hot engine compressor air from its respective engine before it gets to the fuel filter. The heater air supply is controlled by a motor-actuated valve, on each engine, that is powered by the dc essential bus. A switch in the cockpit operates the valve on each engine simultaneously and illuminates a fuel heater caution light for each valve when open. A drop in pressure across the fuel filter will cause the fuel filter blocked caution light to come on. When this occurs, the fuel heater should be turned on.

FUEL HEATER SWITCH

The two-position fuel heater switch (figure 1-38), on the anti-ice control panel, is powered by the dc essential bus and has ON and OFF positions. When the switch is moved to ON, the fuel heat valve in the engine compressor bleed-air duct of each engine opens and directs hot air through the fuel heaters. Moving the switch to OFF closes these valves. There is no way to select these valves individually.

FUEL HEATER CAUTION LIGHT

The RH FUEL HEAT ON and LH FUEL HEAT ON amber caution lights (figure 1-34), on the caution-warning light panel, come on when their respective fuel heat valve is open, and will remain on until that valve is closed.

NOTE

If a fuel heater valve fails in the open position, flight may be continued; however, this condition will be corrected before the next flight.

OPERATION OF FUEL HEATER

During flight in subfreezing temperature, or after "cold soak" of the fuel and airplane at altitude, icing conditions may exist in the fuel system. The fuel heat should be operated 1 minute each 30 minutes during flight, and just before takeoff and landing. This procedure may be omitted if it is known that the fuel on board contains suitable anti-icing additive.

Do not take off with fuel heater on. If fuel heater use is necessary before takeoff, its operation shall be completed before takeoff.

When the FUEL FILTER BLOCK caution light comes on or fuel flow fluctuations are noted, proceed as follows:

1. Fuel heater switch - ON.
Move fuel heater switch to ON, and check that both fuel heater caution lights come on.
2. Fuel heater switch - OFF.
After heat has been used for 1 minute, move fuel heater switch to OFF, and check that both fuel heater caution lights go out.
3. Fuel filter blocked caution light - Check Out.
If the fuel filter blocked caution light remains on after 1 minute of heater operation, the filters may be blocked by foreign material other than ice.

CAUTION

- Do not operate heater for more than 1 minute during each 30 minutes for remainder of flight. After fuel heater switch has been turned on, allow heater to operate for 1 minute.
- Prolonged and unnecessary use of the fuel heater speeds up fuel nozzle coking.
- Excessive use of the fuel heater or continued flight with a fuel heater valve failed in the open position may cause engine oil overheat.

OXYGEN SYSTEM

The pilots' and passengers' gaseous oxygen system is supplied by a single lightweight oxygen cylinder in the oxygen compartment. (See figure 1-42.) Fully serviced, this cylinder contains about 1800 psi. The cylinder is serviced through a valve behind a hinged door on the lower left side of the oxygen

compartment. (See figure 1-62) for servicing location.) An electrical gauge in the cockpit indicates the cylinder pressure. The cylinder is reduced to approximately 350 psi by a pressure reducer in the oxygen compartment before entering the cockpit, to keep high pressure oxygen out of the cockpit. The pilot and copilot have individual oxygen regulators at their respective consoles. Cabin oxygen is supplied through demand-type regulators to an oxygen compartment, with a dropout oxygen mask, above each passenger position. The pilot and copilot may use their own masks or the Sierra MBU -10/P sweep on oxygen mask. The cabin oxygen system is put into operation automatically if the cabin altitude exceeds 10,000 feet (provided the passengers' oxygen toggle valve is on.) At this time, the WEAR OXYGEN MASK and NO SMOKING signs come on, the oxygen warning horn sounds, the cabin lights come on, the cabin airbreathing valves close, and the cabin oxygen mask compartment doors (figure 1-43) open to expose the cabin occupants' oxygen masks. When a cabin occupant's oxygen mask and hose is removed from the compartment, an "in-use" valve in the mask hose for the oxygen mask opens and supplies oxygen to the mask. An ejector and a lanyard attached to the mask force the in-use valve out of the clip to ensure operation.

The passengers' regulators supply a proper mixture of oxygen and air at all cabin altitudes up to 28,000 feet on diluter demand. At 28,000 to 30,000 feet, 100-percent oxygen is supplied upon demand. At 30,000 feet and above, 100-percent oxygen is supplied under pressure to the user. A ground-test pushbutton or lever for checking oxygen flow through the oxygen regulator is on each regulator and is intended for ground-test use only. In an emergency, it will be used if a passenger regulator is inoperative. Oxygen use in the cabin is shown by an indicator light in the cockpit. If no cabin occupants are carried, the oxygen can be shut off to the cabin by a toggle valve in the cockpit. (See figure 1-44 for oxygen duration.) A walkaround bottle is in the coat compartment or, on some airplanes, on the forward partition of the baggage compartment under the shelf. The recharger hose is stowed in the copilot's mask storage box or, on some airplanes, near the center facing seat.

OXYGEN SYSTEM CONTROL PANEL

The oxygen system control panel (figure 1-43), on the left console, controls the cabin oxygen. The control panel has a lever and a reset button which are used during ground checking of the oxygen system or for manual operation of the cabin oxygen system.

PASSENGERS' OXYGEN TOGGLE VALVE

A manual two-position passengers' oxygen toggle valve (figure 1-43), on the oxygen control panel, has ON and OFF positions and is guarded to ON. If the toggle is at OFF (guard up), move toggle to ON by pulling toggle out and up over a slight hump. This opens the passengers' oxygen valve, and releasing the toggle and lowering the guard safeties the toggle at ON. Lifting the guard and pulling the toggle out and down to OFF shuts off the oxygen to the cabin. (The guard remains raised to act as a warning flag.) The toggle must be at ON when passengers are carried.

AUTOMATIC MANUAL OVERRIDE LEVER AND RESET BUTTON

The manual override lever (figure 1-43) controls the oxygen valve for the cabin automatic oxygen system. The lever is on the oxygen control panel, with a reset button directly below it. The lever moves to OPEN automatically when the cabin altitude exceeds 10,000 feet. For ground checking of cabin oxygen system, and for making oxygen available to passengers at pilot's discretion, move lever to OPEN. After the system is checked, move the lever firmly to closed until it clicks, and push reset button. (To move the lever to CLOSED, a distinct spring resistance must be overcome.) As a safety feature, when the cabin oxygen system has been automatically put into operation at altitude, the lever will not stay at CLOSED if put there inadvertently.

OXYGEN CYLINDER PRESSURE GAUGE

The oxygen cylinder pressure gauge (figure 1-2), on the pilot's outboard instrument panel, is powered by the No. 2 26-volt ac bus. This gauge indicates the

oxygen cylinder pressure in psi before it is reduced to using pressure.

PASSENGERS' OXYGEN FLOW INDICATOR LIGHT

The passenger's oxygen flow green indicator light on the pilot's outboard instrument panel (figure 1-2) comes on when the passenger's oxygen is flowing, and may blink during the breathing cycle.

OXYGEN WARNING HORN

The oxygen warning horn is mounted on the rear bulkhead of the cabin and is powered by the dc essential bus when oxygen pressure in the lines operates a pressure switch. The warning horn will sound if the cabin altitude exceeds 10,000 feet (provided the passengers' oxygen toggle valve is on) and, at the same time, the WEAR OXYGEN MASK and NO SMOKING signs come on, cabin lights come on, and the mask compartment doors open. An oxygen warning horn cutout button is used to silence the horn.

OXYGEN WARNING HORN CUTOUT BUTTON

The oxygen warning horn cutout button (figure 1-2), on the pilot's outboard instrument panel, is powered by the dc essential bus. Pressing this button momentarily when the oxygen warning horn sounds will stop the electrical power to the horn.

WEAR OXYGEN MASK SIGN

Two WEAR OXYGEN MASK signs are in the cabin. When these signs come, one is readable by the forward-facing occupants; the other, by the aft-facing occupants. Each sign is part of a three-part unit. The signs are automatically illuminated by dc essential bus power when the cabin altitude exceeds 10,000 feet (provided the passengers' oxygen toggle valve is ON.) There is no switch to control this sign. The NO SMOKING sign comes on simultaneously with the WEAR OXYGEN MASK sign.

OXYGEN REGULATORS-PILOTS'

The pilot and copilot each have an oxygen regulator (figure 1-43) on their respective consoles. The regulator is a pressure-demand type that mixes cabin air with oxygen in varying amounts according

to altitude, and makes available a quantity of the mixture each time the user inhales. At high altitudes, the regulator supplies oxygen at continuous positive pressure. The delivery pressure automatically changes with cabin altitude. Each oxygen regulator control panel includes an oxygen pressure gauge, a flow indicator, and control levers.

NOTE

Above 30,000-foot cabin altitude, a vibration or wheezing sound may sometimes be noticed in the mask. This noise is a normal characteristic of regulator operation and should be overlooked.

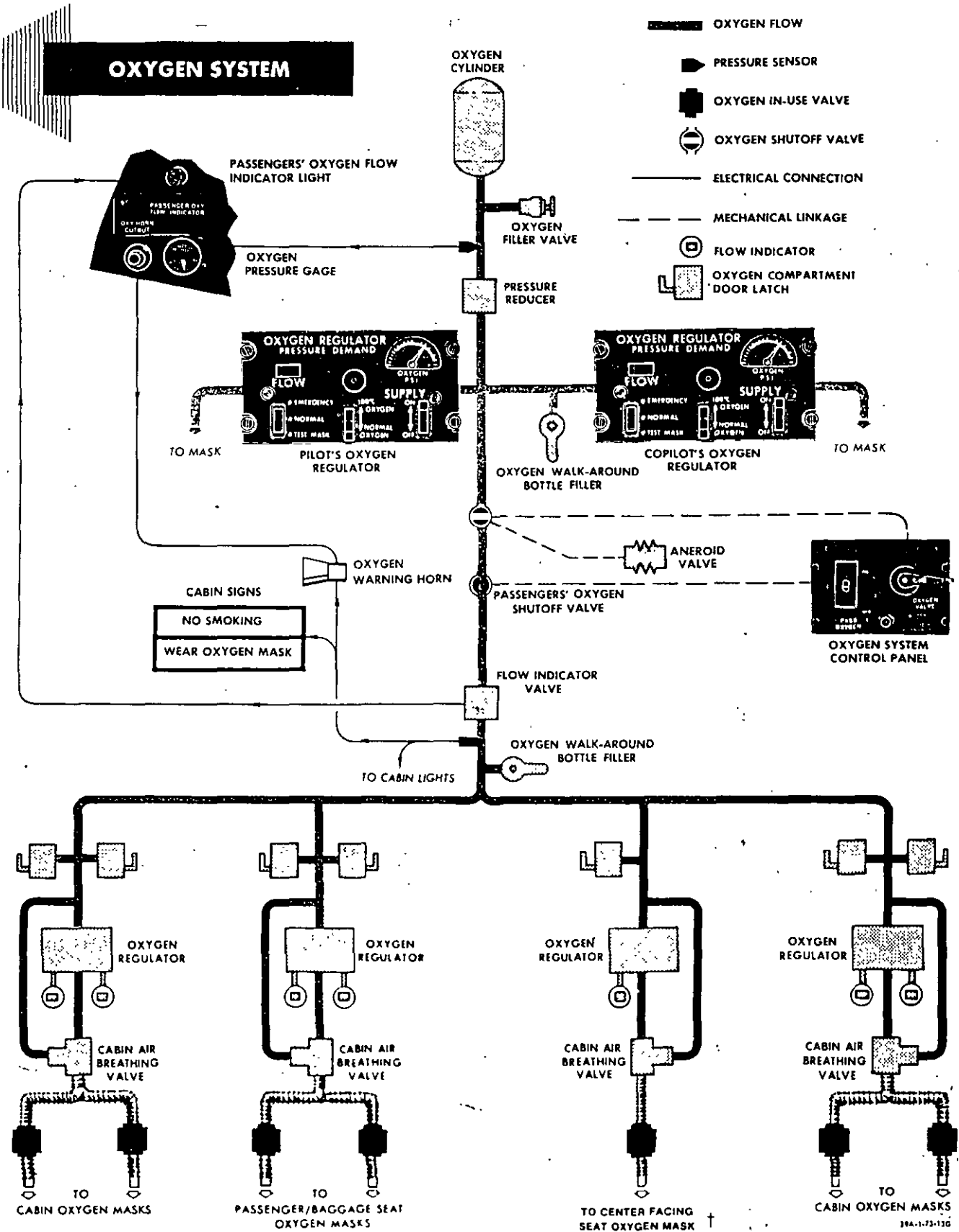


CAUTION

When positive pressures are required, it is mandatory that the oxygen mask be well fitted to the face. Unless special precautions are taken to ensure that there is no leakage, continued use of positive pressure under these conditions will result in the rapid depletion of the oxygen supply.

EMERGENCY LEVER

The red emergency lever (figure 1-43) should be at NORMAL (center position) at all times, unless unscheduled oxygen pressure increase is desired. Moving the lever to EMERGENCY provides continuous positive pressure to the mask. When the lever is held at TEST MASK, oxygen at positive pressure is provided to test the pilot's masks for leaks.



† SOME AIRPLANES.

Figure 1-42

CAUTION

When positive pressures are required, it is mandatory that the oxygen mask be well fitted to the face. Unless special precautions are taken to ensure that there is no leakage, continued use of positive pressure under these conditions will result in the rapid depletion of the oxygen supply.

DILUTER LEVER

The white diluter lever (figure 1-43) should be at 100% oxygen for normal or emergency use.

SUPPLY LEVER

The green supply lever (figure 1-43) is safety-wired at ON.

PRESSURE GAUGE AND FLOW INDICATOR

The pressure gauge (figure 1-43) shows oxygen system pressure available at the regulators. The flow indicator (blinker) consists of an oblong opening which shows black and white alternately during breathing cycle.

OXYGEN REGULATORS - CABIN

Pressure-demand oxygen regulators supply oxygen to the cabin occupants. One regulator is on each side of the cabin inside the dual oxygen mask compartment. Each regulator supplies two oxygen masks. On some airplanes, an oxygen regulator over the two-passenger/baggage seat supplies two oxygen masks, and an oxygen regulator on the forward partition of the center facing passenger seat supplies one oxygen mask.

GROUND TEST BUTTON OR LEVER

A ground test lever for the two-passenger, baggage seat oxygen regulator and a ground test button for each of the other regulators (figure 1-43) permit ground testing of the oxygen regulator and cabin occupants' oxygen masks when passenger oxygen is on.

WARNING

The ground-test button/lever is not intended for in-flight use except when an individual regulator will not function.

CABIN OXYGEN MASKS

A pressure-demand oxygen mask above each seat is provided for each occupant. Each passenger oxygen mask is enclosed in a compartment (figure 1-43); covered by a door, which houses the masks until they are needed. When oxygen is required, these doors open automatically and the masks are exposed. Removing the mask and in-use valve from the compartments starts oxygen flow to the mask. Replacing the mask and returning the in-use valve to its clip stops oxygen flow to the mask.

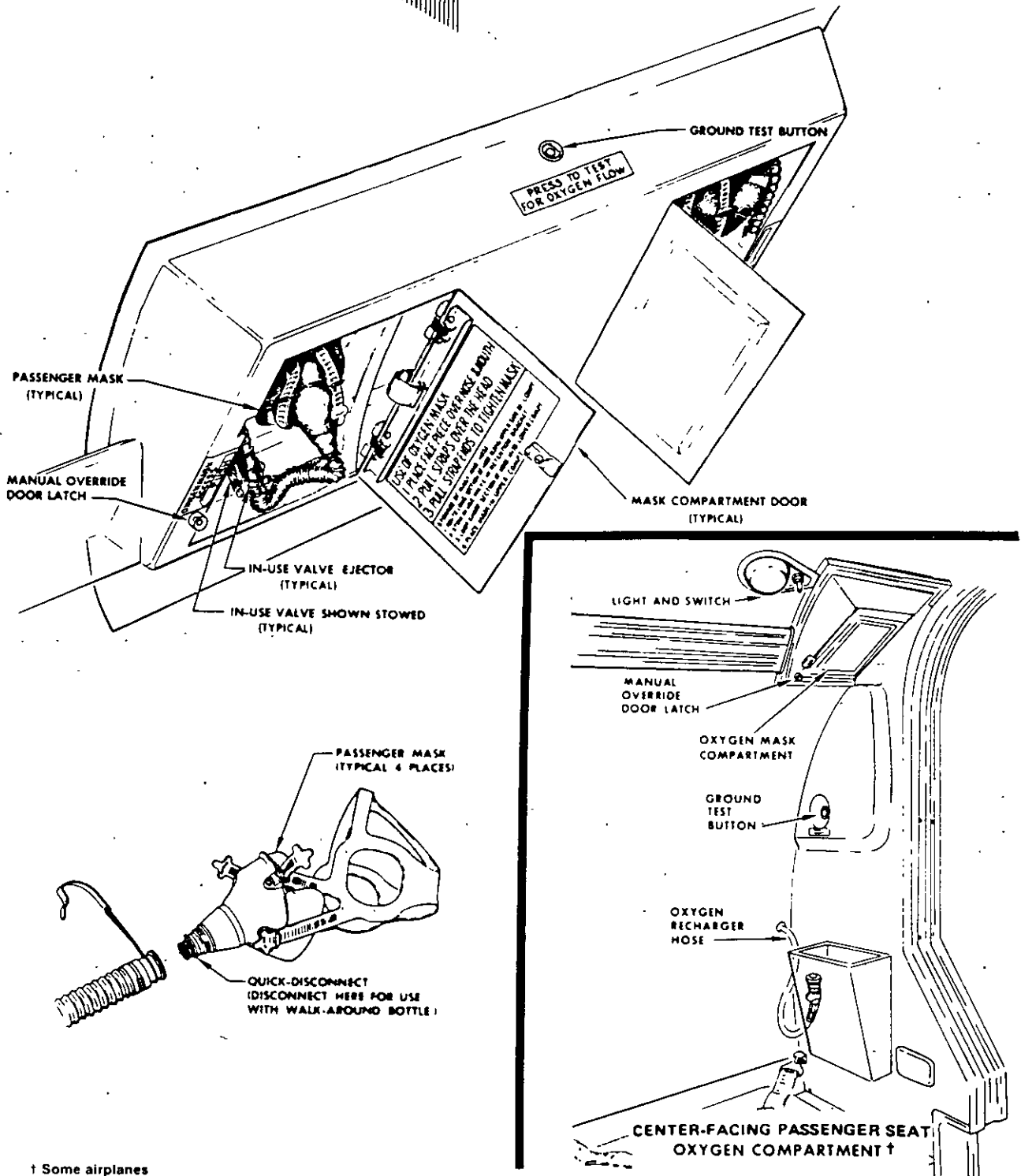
NOTE

- Before the mask compartment doors can be closed, oxygen pressure shall be bled from the system. This can be accomplished by resetting the automatic manual override lever on the pilot's console, removing the mask in-use valve, and pushing the ground test button or pulling the ground test lever at the two passenger/baggage seat position.
- Provided one of the in-use valves is open, the door should not be closed unless the in-use valve is in its clip properly and the mask is properly stowed.

OXYGEN WALK-AROUND BOTTLE

An oxygen walk-around bottle is mounted in the coat compartment or baggage compartment. The bottle is complete with a pressure-demand regulator, a gauge, a hose, and a carrying strap attached to a covering around the bottle. The regulator knob positions are normal (labeled NORM), 30,000 feet (labeled 30M), 42,000 feet (labeled 42M), and emergency (labeled EMERG). The knob should be left at NORM unless the cabin altitude increases to 30,000 feet or above. For 100-percent oxygen, use any position other than NORM.

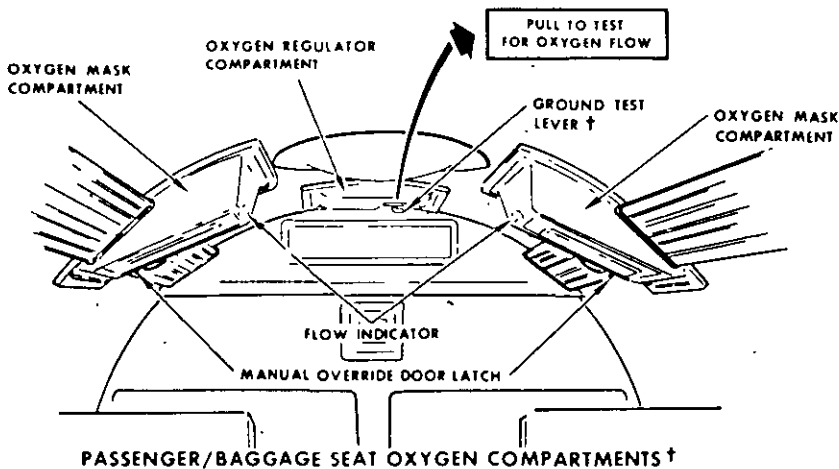
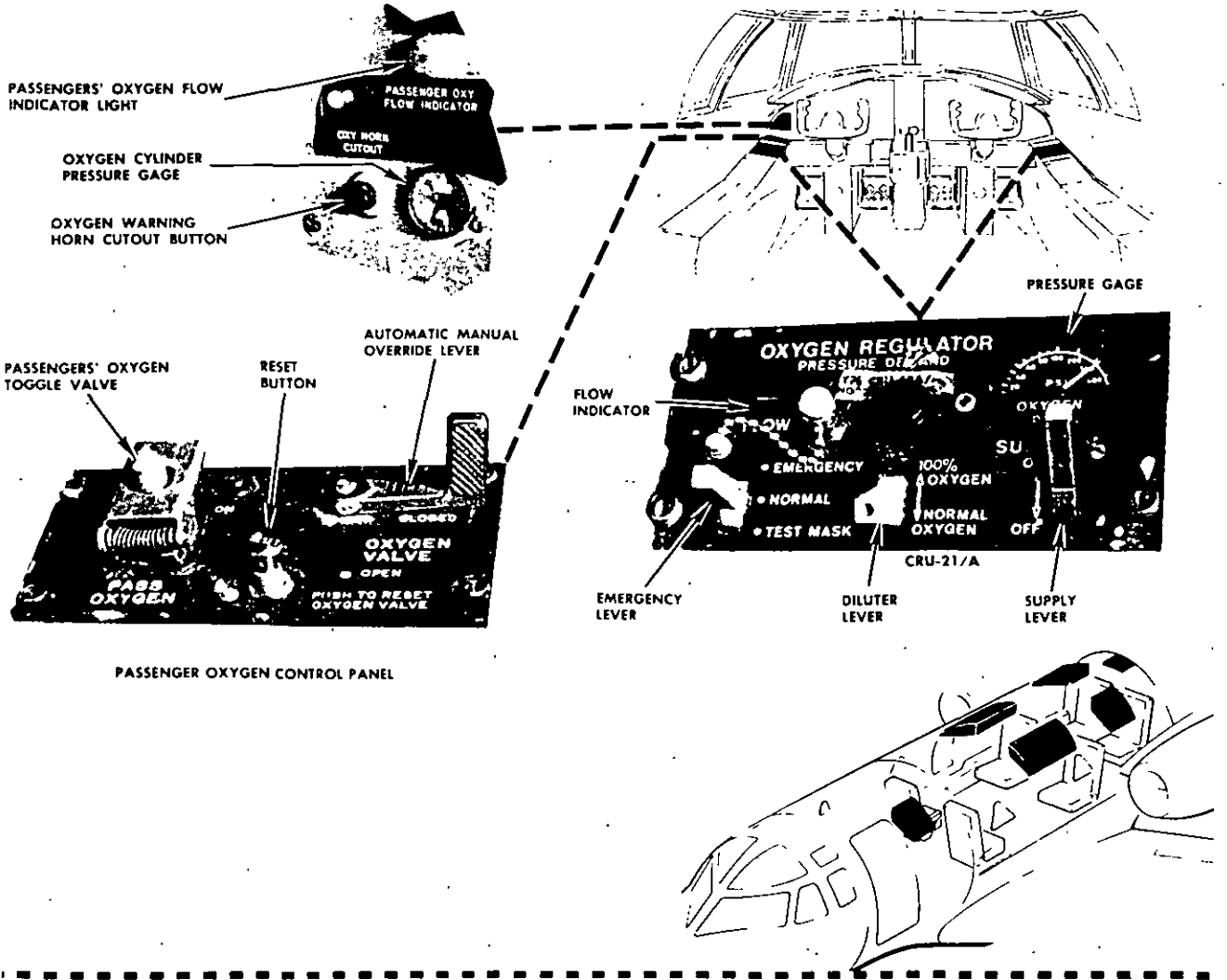
OXYGEN SYSTEM CONTROLS



† Some airplanes

Figure 1-13 (Sheet 1 of 2)

AND INDICATORS

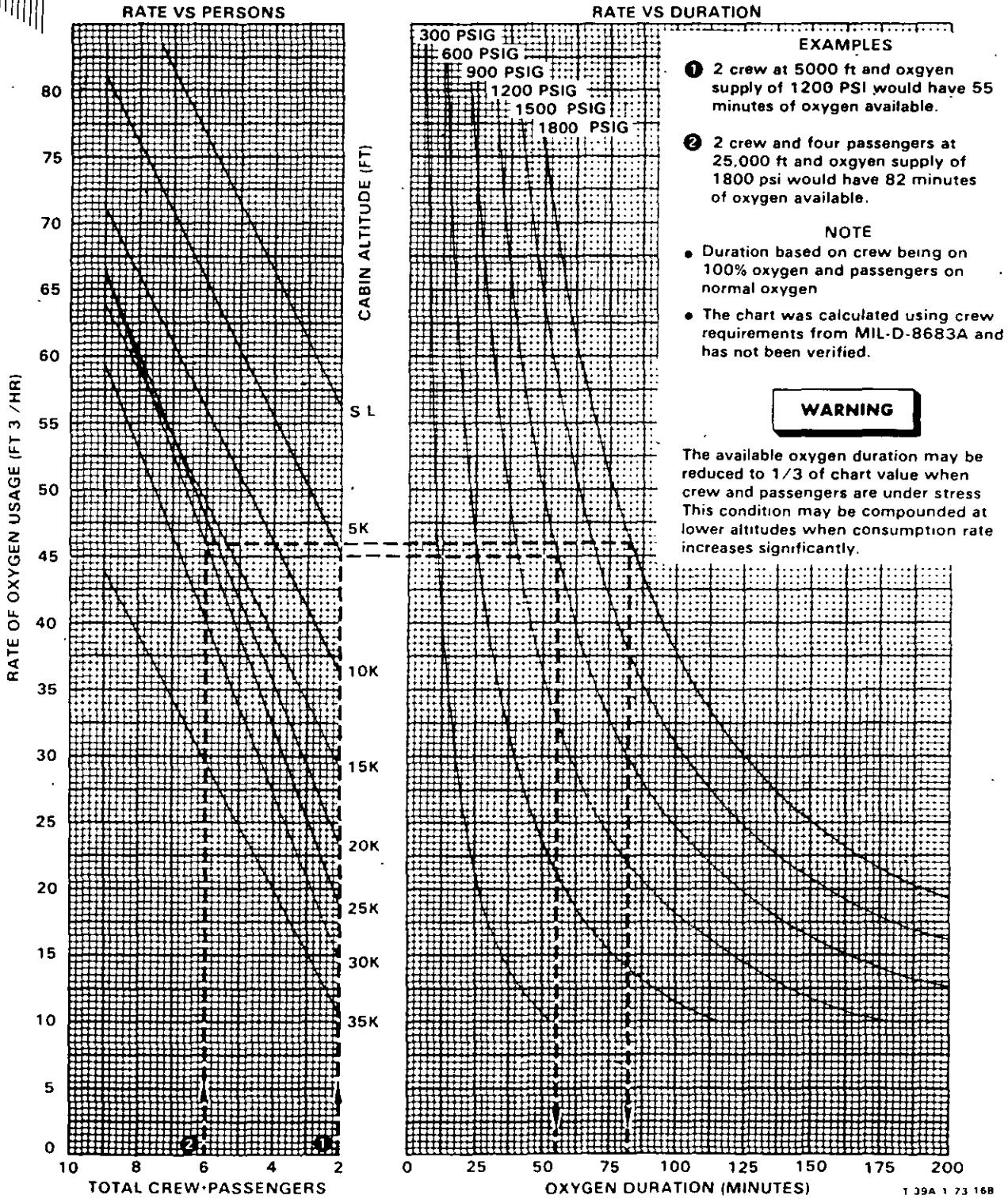


† Some airplanes.

38A-1 73-17

Figure 1-43 (Sheet 2 of 2)

OXYGEN DURATION



CAUTION

If the knob is left at any position other than NORM when the bottle is not in use, the oxygen will escape.

The fully charged bottle (350 ± 50 psi) has a duration, dependent upon cabin altitude and physical activity, ranging from four minutes at sea level to 23 minutes at 42,000 feet. (Because of lower atmospheric pressure at altitude, less oxygen is inhaled to fill the same lung volume, resulting in longer duration.) The crew's or passengers' oxygen masks can be used with the bottle.

When the pressure in the bottle has been depleted to approximately 50 psi, it should be recharged. This may be accomplished by using the oxygen recharge hose which is connected to the airplane oxygen system. On some airplanes, the recharge hose is stowed beside the oxygen walk-around bottle in the coat compartment. On all other airplanes, the recharge hose is stowed in the copilot's mask storage box. The walk-around bottle can be recharged to a pressure equivalent to the crew's oxygen regulator pressure. To refill the walk-around bottle, proceed as follows:

NOTE

- Steps 1, 7, and 8 need be accomplished only on airplanes that have the recharge hose stowed near the center-facing seat.
- Steps 7 and 8 are not to be accomplished if oxygen is required by the cabin occupants:

1. Oxygen valve lever - OPEN.

When the automatic manual override lever valve is placed at OPEN (provided the passengers' oxygen valve is on), the passengers' oxygen flow indicator light, cabin signs, and cabin lights come on. In addition, the oxygen warning horn sounds and the passengers' oxygen compartment doors open.

2. Remove recharge hose from its stowed position.
3. Remove rubber cap from end of hose by rotating handle clockwise.
4. Place hose end-fitting onto nipple of walk-around bottle regulator, and snap into place.

5. The walk-around bottle is recharged when its pressure is equalized with that of either the pilot's or the copilot's oxygen regulator pressure.
6. Uncouple hose from walk-around bottle, snap rubber cap in place, and stow.
7. Oxygen valve lever - CLOSED, and depress oxygen reset button.
8. Actuate ground-test buttons or lever, return in-use valves to their clips, and close passengers' oxygen compartment doors.

COMMUNICATIONS AND ASSOCIATED ELECTRONIC EQUIPMENT

INSTRUMENT MASTER SWITCH

This positive-position switch (figure 1-7), on the overhead electrical master and emergency switch panel, is labeled INSTRUMENT MASTER. The switch, which has two positions, is powered by the dc essential bus and controls electrical power to certain equipment which cannot be turned off individually. Its function is to turn off this equipment during extended ground maintenance and thereby prevent unnecessary wear on the equipment.

With electrical power on the airplane, placing the switch at OFF energizes five power control relays, cutting off power to the following equipment:

- Copilot's turn-and-slip indicator
- Electronic shelf and equipment blowers
- Pilot's turn-and-slip indicator
- Main and standby inverters
- Marker beacon receiver

With electrical power on the airplane and the switch at ON, the five power control relays are deenergized, permitting power to be applied to the listed equipment.

INTERCOMMUNICATION SET - AN/AIC-10A

This set is connected electrically to the command radio, TACAN receiver, VOR/localizer receiver, and marker beacon receiver. On some airplanes, the

intercommunication set is also connected electrically to the VHF command radio and ADF receiver. The set is powered by the dc essential bus and amplifies radio signals sent and received. In addition, it provides interphone service between the various stations. It also provides interphone service between ground personnel and the airplane stations. The set includes an audio-frequency amplifier and control panel for each station, and three loudspeakers.

AUDIO-FREQUENCY AMPLIFIERS AND SPEAKERS

The station amplifiers are not accessible in flight. The cockpit speakers are connected only to the pilot's amplifier output. The pilot's speaker is on the cockpit aft bulkhead, just to the left of the passageway. The copilot's speaker is behind and to the right of the copilot's seat. Both are remotely located from the pilot's station amplifier. The cabin amplifier and loudspeaker are within an integral housing, at the top center of the cabin aft bulkhead.

COCKPIT SPEAKER SWITCH

This two-position switch, on the interior lights and speaker control panel (figure 1-7), is labeled SPKR. With the switch at ON, the cockpit loudspeakers are connected to the pilot's amplifier, and reception of all incoming signals, including signals from the cabin and ground stations, may be heard through the two cockpit speakers. Whenever the pilot or copilot keys a microphone, the cockpit speakers are disconnected to prevent feedback. With the switch at OFF, the cockpit speakers are disconnected during all intercommunication system functions except when the function selector switch at the cabin station or ground station is at CALL.

CABIN SPEAKER SWITCH

This two-position switch, labeled SPKR, is just to the left of the cabin intercommunication control panel. With the switch at ON, the cabin loudspeaker is connected to the cabin audio-frequency amplifier. With the switch at OFF, the cabin speaker is disconnected during all intercommunication functions except when the function selector switch at any station is at CALL.

INTERCOMMUNICATION CONTROL PANELS

There are three intercommunication control panels for interstation use. One panel (figure 1-3), for the

pilot, is on the left console. Another panel (figure 1-4), for the copilot, is on the right console. The third panel is on the left wall of the cabin between the seats. The controls on each of these panels and their operation are identical, except that command radio transmission cannot be accomplished from the cabin station. On some airplanes, there are two additional intercommunication control panels. One panel (figure 1-3), for the pilot, is on the left console. Another panel (figure 1-4), for the copilot, is on the right console. Both panels are identical.

Mixer Switches

Five switches control the mixed-signal facility of the intercommunication set. A mixer switch is on when moved forward in relation to the control panel. When any switch or combination of switches is moved to ON, the selected signals at that station can be monitored. When a switch is moved to OFF (aft), the corresponding signal is cut out. Exceptions to this are when the function selector switch is at COMM, wherein command radio signals will still be received, regardless of the position of the COMM mixer switch; and when the function selector switch is at INPH, wherein interphone signals will be heard, regardless of the position of the INPH mixer switch. The switch marked COMM permits reception of command radio signals when the function selector switch is at INPH. The MARKER switch permits reception of marker beacon signals. The VHF NAV switch permits reception of VOR/localizer signals. The TACAN switch permits selection of Tacan signals. On some airplanes, the COMM, MARKER, and VHF NAV switches have been replaced by switches labeled UHF-COMM, COMM-VHF, and MKR-NAV. The UHF-COMM switch permits reception of UHF command radio signals. The COMM-VHF switch permits reception of VHF command radio signals. The MKR-NAV switch permits reception of marker beacon and VOR/localizer signals. On other airplanes, there are three additional mixer switches on separate control panels at the pilot's and copilot's positions only. The switch marked VOICE provides audio monitoring of ADF receiver signals. The switch marked RANGE provides audio monitoring of filtered ADF receiver signals. The filter allows monitoring of BFO and station identification tones (1020 ± 200 Hz) and attenuates the remaining audio signals. The switch marked COMM VHF provides monitoring facilities for VHF command radio audio signals. To differentiate between the two command radios, the

existing COMM switch is re-marked COMM UHF.

On some airplanes, the navigator's station intercommunication control panel is the same as that for the pilot and copilot. On other airplanes, the navigator's station intercommunication control panel is revised to place ADF receiver audio (voice and range) on the NO. 2 switch position labeled ADF. VHF command radio audio is monitored by the COMM VHF position on the function selector switch. By proper manipulation of the mixer switches and the function selector switch, the navigator can monitor all receivers and the interphone line.

Function Selector Switch

This switch has three positions. The spring-loaded CALL position is used to call other occupants, regardless of the switch positions on their control panels. At CALL, the volume control is ineffective, and it is not necessary to press the microphone switch at the originating station. With the switch at INPH, another station may be called only if the function selector switch of that station is at INPH or the interphone mixer switch is at ON. The interphone-microphone switch must be at INTERPHONE (cabin microphone button shall be depressed) when speaking while using this function. With the switch at COMMAND (labeled COMM), command radio transmission at the pilot's and copilot's stations and reception at the cabin station can be accomplished, and any additional function selected by the mixer switches also will be received.

NOTE

When the COMM position is selected at a particular station, command radio signals are heard, regardless of the position of the COMM mixer switch.

On airplanes with the VHF command radio, an additional switch position has been added at all three positions. This position, marked COMM VHF, permits reception of VHF command radio signals, regardless of the position of the COMM VHF mixer switch. To differentiate between the two command radios, the existing COMM position is remarked COMM UHF.

NORMAL - AUX LISTEN SWITCH

This two-position switch should be safety wired at NORMAL. It provides emergency listening in case

of intercommunication amplifier failure. If the amplifier fails, indicated by the loss of interphone communications, break safety wire and move switch to AUX LISTEN. When the switch is in this position, the only signal heard is that of the farthest left mixer switch that is in ON. The mixer switches to the left of the selected mixer switch must be in OFF. If all mixer switches are at OFF, the function selector switch becomes the primary control.

NOTE

The volume control knob is not effective when this switch is at AUX LISTEN.

Volume Control Knob

Turning the volume control knob counterclockwise reduces the volume of the selected incoming radio signal. Turning it clockwise increases that signal. The knob should be set to a position to give the desired interphone communication volume before adjusting the volume of all receivers.

NOTE

The CALL function overrides any setting of the volume control. Thus, CALL signals will always be heard in the headsets.

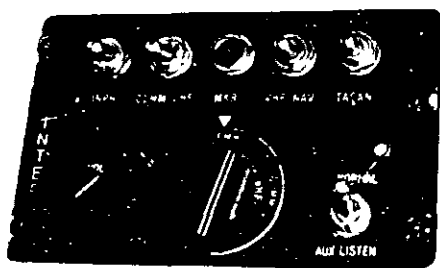
GROUND INTERCOMMUNICATION CONTROL PANEL

This control panel, for use by ground personnel, is behind an access door on the underside of the aft fuselage. The panel has a volume control knob, a NORMAL - AUX LISTEN switch, a call button, and a headset-microphone cable jack. The controls on this panel are functionally similar to those on the cockpit panels. The call button has a threaded cap-type cover which shall be removed to gain access to the call button. Only interphone calls can be made from this station, and they will be received only if the airplane station being called is monitoring interphone calls.

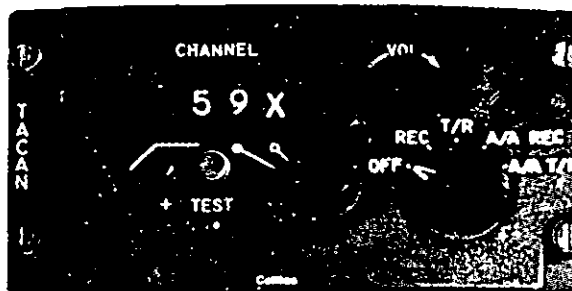
INTERPHONE-MICROPHONE SWITCH AND MICROPHONE BUTTON

The pilot's and copilot's interphone-microphone switches are two-position, rocker-type switches and serve dual functions. The switches are on the forward side of the outboard handle of each control wheel. (See figure 1-28.) Depressing the switch to the MIC position, with the associated function

COMMUNICATION AND ASSOCIATED



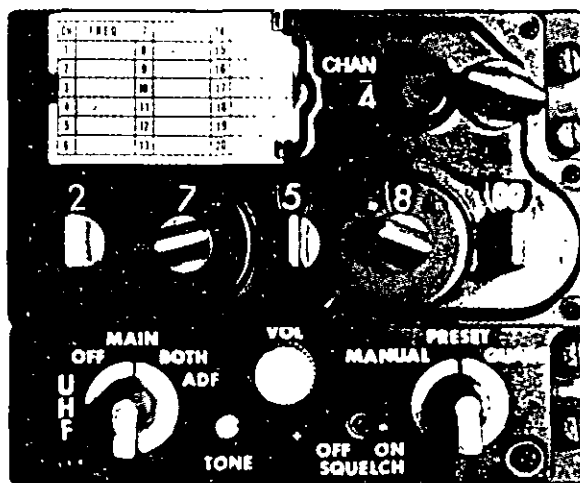
AN/AIC-10A
(TYPICAL - AIRPLANES
NOT CHANGED BY
TO 1T-39A-534,
-544, OR -547)



AN/ARN-118



51X-2B
VOR NAVIGATION/INSTRUMENT
LANDING SYSTEM



AN/ARC-164

TYPE	DESIGNATION	FUNCTION	RANGE	LOCATION
INTERCOMMUNICATION SET	AN/AIC-10A	INTERSTATION COMMUNICATION AND RADIO SIGNAL AMPLIFICATION	NOT APPLICABLE	RIGHT AND LEFT CONSOLES IN COCKPIT, PASSENGER COMPARTMENT LEFT SIDE PANEL (GROUND CREW PANEL IN LEFT AFT FUSELAGE)
UHF COMMAND RADIO	AN/ARC-164	TWO-WAY VOICE COMMUNICATION	LINE OF SIGHT	INSTRUMENT PANEL CENTER SECTION
TACAN	AN/ARN-118	DISPLAYS AZIMUTH AND DISTANCE	LINE OF SIGHT UP TO 300 NAUTICAL MILES	INSTRUMENT PANEL CENTER SECTION OR GLARESHIELD
VOR †	51X-2B	RECEPTION OF OMNI AND LOCALIZER SIGNALS	LINE OF SIGHT	INSTRUMENT PANEL CENTER SECTION OR GLARESHIELD
GLIDE SLOPE RECEIVER †	51V-3 OR DGS-20	RECEPTION OF GLIDE SLOPE SIGNALS	30 MILES	INSTRUMENT PANEL CENTER SECTION OR GLARESHIELD
MARKER BEACON RECEIVER	51Z-2 OR 51Z-3	RECEIVES MARKER SIGNALS	NOT APPLICABLE	INSTRUMENT PANEL

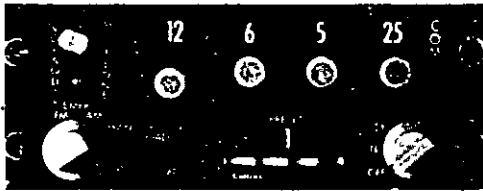
† These units comprise the VOR navigation/instrument landing system.

Figure 1-45 (Sheet 1 of 2)

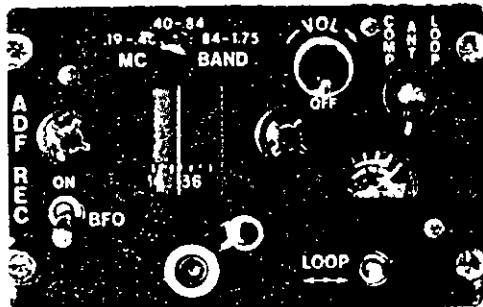
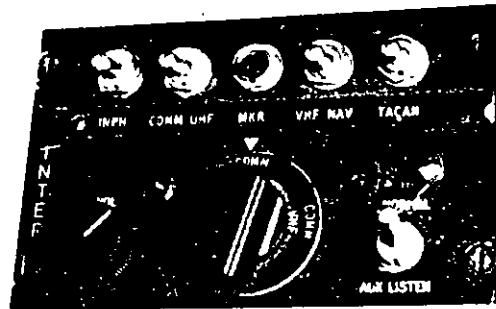
ELECTRONIC EQUIPMENT

TYPICAL

AIRPLANES CHANGED BY
TO 1T-39A-534 OR -544
AND -583



VHF COMM

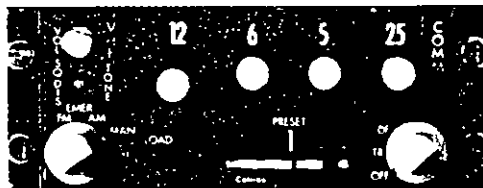


AN/ARN-59

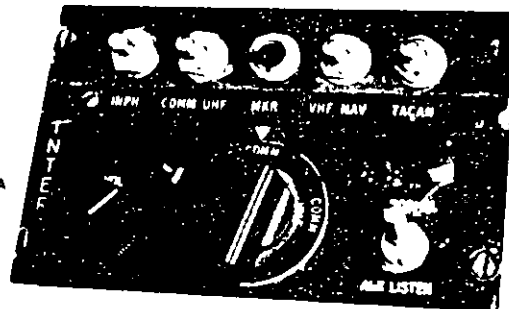
AN/AIC-10A



AIRPLANES CHANGED BY
TO 1T-39A-547
AND -583



VHF COMM



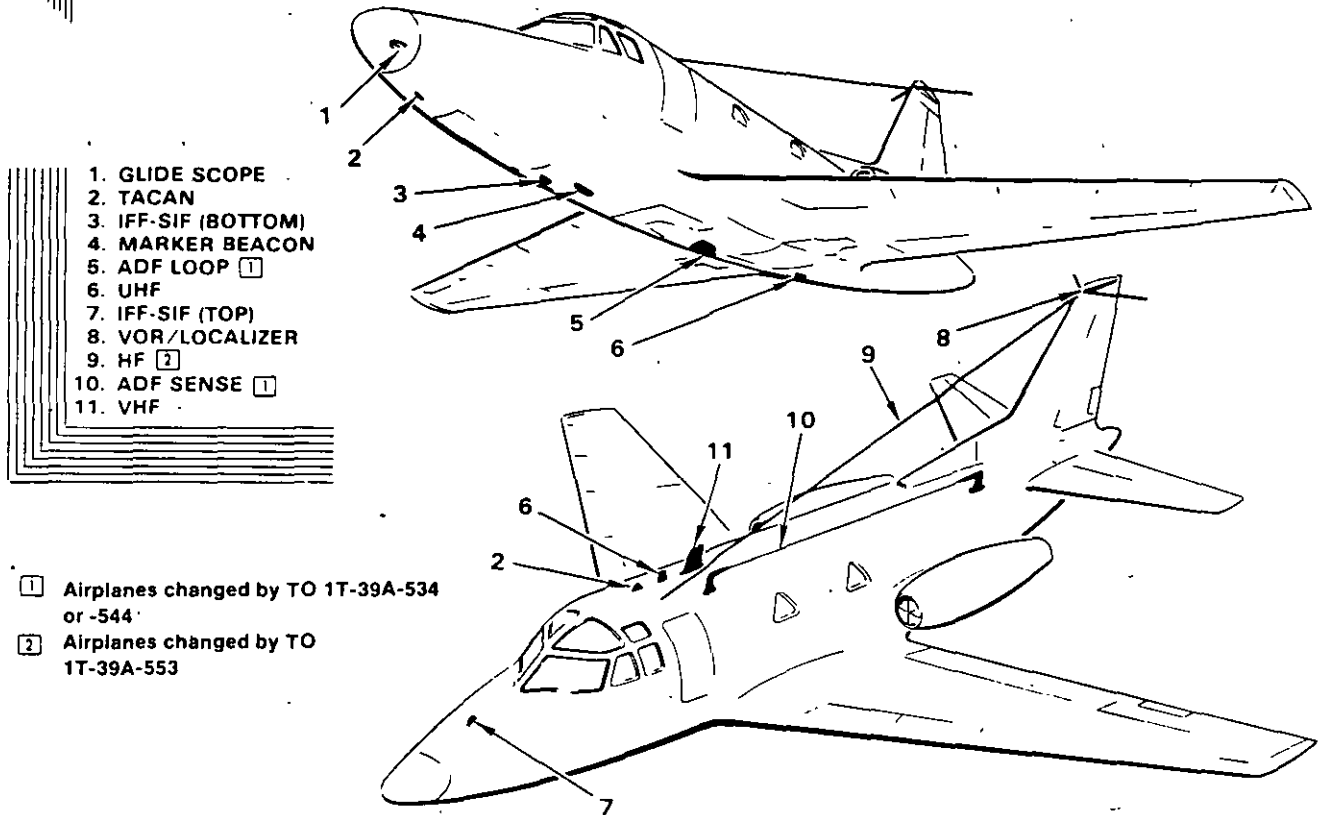
AN/AIC-10A

TYPE	DESIGNATION	FUNCTION	RANGE	LOCATION
INTERCOMMUNICATION SET	AN/AIC-10A	INTERSTATION COMMUNICATION AND RADIO SIGNAL AMPLIFICATION	NOT APPLICABLE	RIGHT AND LEFT CONSOLES, NAVIGATOR'S POSITION
VHF COMMAND RADIO	COLLINS VHF-101 COLLINS VHF-186 WILCOX 807 A	TWO-WAY VOICE COMMUNICATION	LINE OF SIGHT	RIGHT CONSOLE OR GLARESHIELD
AUTOMATIC DIRECTION FINDER	AN/ARN-59	RECEPTION OF VOICE AND CODE COMMUNICATION, POSITION FINDING, HOMING	TO 200 MILES	RIGHT CONSOLE

Figure 1-45 (Sheet 2 of 2)

ANTENNA LOCATIONS

TYPICAL T-39A



T 39A-1-71-2L

Figure 1-46 (Sheet 1 of 2)

selector switch at COMM, initiates command radio transmission. Depressing the switch to the INTER position initiates normal interphone operation only; however, the INPH mixer switch must be on at all related stations in order to obtain interphone reception. Depressing the microphone button on the cabin station microphone permits interphone operation only from the cabin station to the other stations.

OPERATION OF INTERCOMMUNICATION SET - AN/AIC-10A

For selective interphone operation only:

1. Function selector switch - INPH.
2. INPH mixer switch - ON (all other mixer switches OFF).
3. Interphone-microphone switch - INTER (press cabin microphone button), and talk.

NOTE

The switch (or button) must be released to allow the called station to reply.

For interphone call operation:

1. Function selector switch - Hold at CALL and talk.

NOTE

- All other stations will receive the message, regardless of the position of their function selector or mixer switches.
- Whenever the CALL position is used at the pilot or copilot station, it overrides the interphone-microphone switch. This prevents transmission of interphone conversation over the command radio.
- No signal mixing is possible during call operation.

ANTENNA LOCATIONS

TYPICAL T-39B

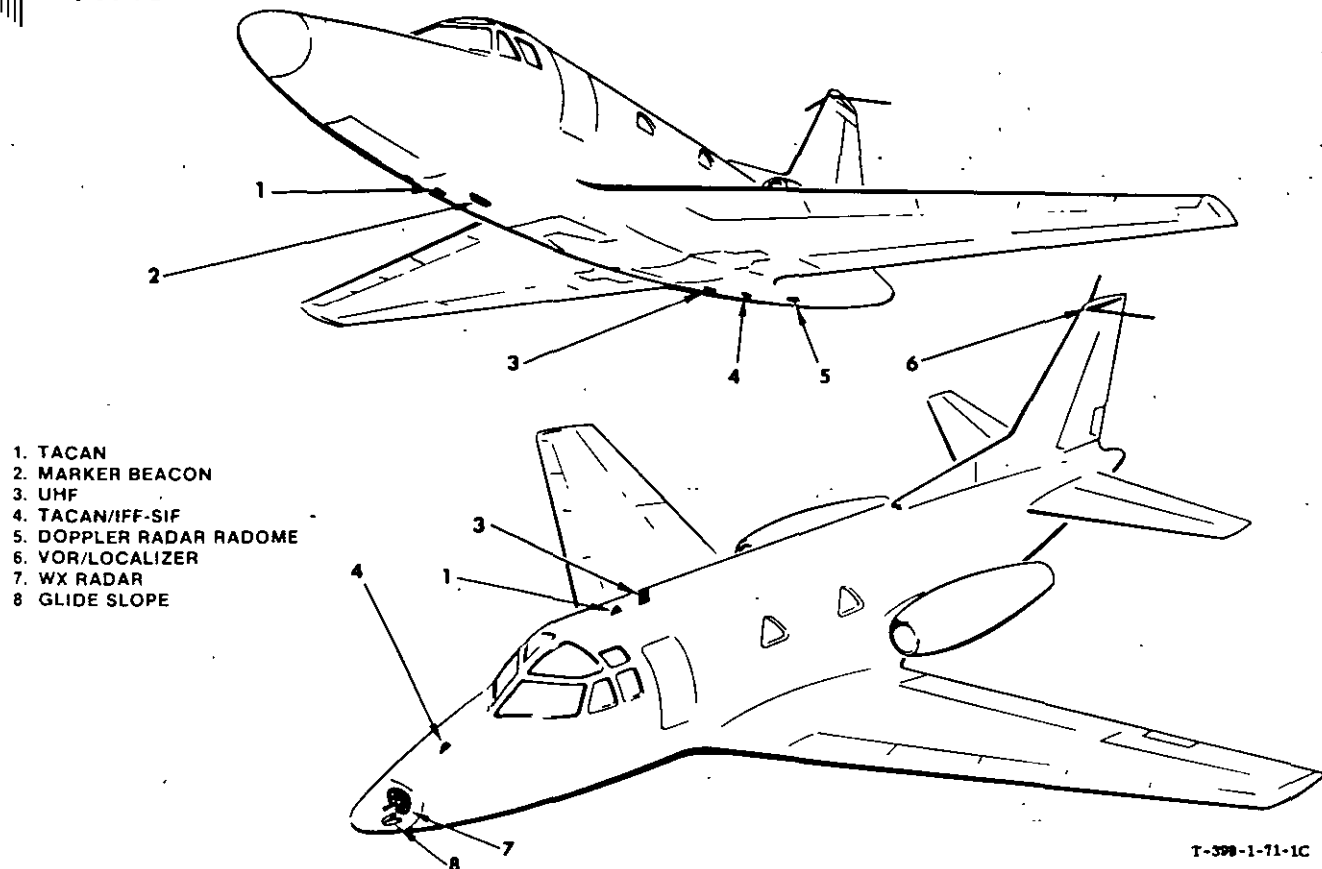


Figure 1-46 (Sheet 2 of 2)

To monitor other radio signals, at stations so equipped:

1. Loudspeaker switch - ON, if desired.
2. Function selector switch - INPH or COMM
3. Desired mixer switches - ON.

NOTE

This permits monitoring several different signals simultaneously.

4. Volume control knob - As desired.

For command radio transmission (pilot's or copilot's station):

Loudspeaker switch - ON, if desired.

Function selector switch - COMM UHF or COMM VHF.

Interphone-microphone switch - MICR, and talk.

Interphone-microphone switch - Release when transmission is completed, to permit receiving reply.

Emergency Operation of Intercommunications Set - AN/AIC-10A

For reception of incoming radio transmission following interphone amplifier failure:

1. NORMAL - AUX LISTEN switch - AUX LISTEN.
2. Mixer switch for desired signal-ON (all other mixer switches OFF).

UHF COMMAND RADIO - AN/ARC- 164

The AN/ARC-164 UHF communication system is an ultra-high-frequency command radio system that provides a line-of-sight range of approximately 300 miles at 50,000 feet.

All reception and transmission is routed through the airplane communication system and takes place on 7000 frequencies. Twenty preset frequencies are available. Any of the 7000 frequencies not preset may be selected manually. A guard receiver is preset at a nominal frequency of 243.00 MHz. Operating frequencies can be selected in steps of 0.025 MHz in the range 225.00 to 399.975 MHz. The system is powered by the dc essential bus.

The radio is designed to operate on from 18 to 33 volts. A protective device is incorporated to turn the radio off if an overvoltage or undervoltage condition occurs. When this happens, cycle function selector switch in and out of OFF once, to resume normal operation.

NOTE

During battery start, the resulting voltage drop may trip the voltage protective device and cause the radio to be inoperative. Recycle function selector switch to OFF and then back to ON, to resume normal operation.

OPERATING CONTROLS

Function Selector Switch (8)

OFF - Shuts down radio.

MAIN - Enables main receiver and transmitter.

BOTH - Enables main receiver and transmitter and guard receiver.

ADF - Enables main receiver and transmitter, disables guard receiver, and enables ADF system, if installed.

Manual-Preset-Guard (MPG) Switch (4)

MANUAL - Frequency is manually selected by the five frequency selector switches.

PRESET - Frequency is selected using the preset channel selector switch. The selected channel is displayed in the indicator.

GUARD - The main receiver and transmitter are automatically tuned to guard frequency, and the guard receiver is disabled.

Volume Control (VOL) (6)

Adjusts audio output levels of both receivers.

Manual Frequency Selectors (3)

The five frequency selectors are used to select the manual frequency. The manual frequency is displayed in the indicators above the selectors.

Squelch On-Off Switch (5)

ON - Enables squelch of the main receiver.

OFF - Disables squelch of the main receiver.

Tone Pushbutton (7)

Transmits a 1020 Hz tone on the selected frequency when depressed.

Preset Channel Selector Switch (2)

With the MPG switch in PRESET, the preset channel selector knob (upper right corner) is used to select one of 20 preset channels. The preset channel readout is just to the left of the selector knob.

NOTE

The following controls are under the frequency chart on the upper left corner of the control panel.

WB-NB Switch (9, Detail A)

The WB-NB switch permits main receiver bandwidth selection of 75,000 Hz bandwidth (WB) or 22,000 Hz bandwidth (NB).

NOTE

This switch must always be in WB until such time as the NB operation is authorized by USAF directive.

Squelch Controls (10-11, Detail A)

The SQUELCH controls set the squelch on the guard and main receivers.

NOTE

The squelch controls on the C9680/ARC164(V) control box are inactive.

Preset Switch (12-Detail A)

The PRESET switch sets selected channel frequencies into the memory.

Frequency Chart (13-Detail A)

The frequency chart is a record of frequencies preset to memory. Record preset frequency (FREQ) on chart beside appropriate channel (CH) number using a soft-lead pencil.

UHF COMMAND RADIO OPERATION

The procedure for presetting frequency channels is as follows:

1. Set MPG switch to PRESET.
2. Select frequency to be put into memory using the five frequency select knobs.
3. Turn preset channel knob to desired channel number.
4. Press PRESET button. This places the selected frequency into the preset memory channel shown on the preset channel dial.
5. Repeat steps (2) through (5) for other desired frequencies and channels.

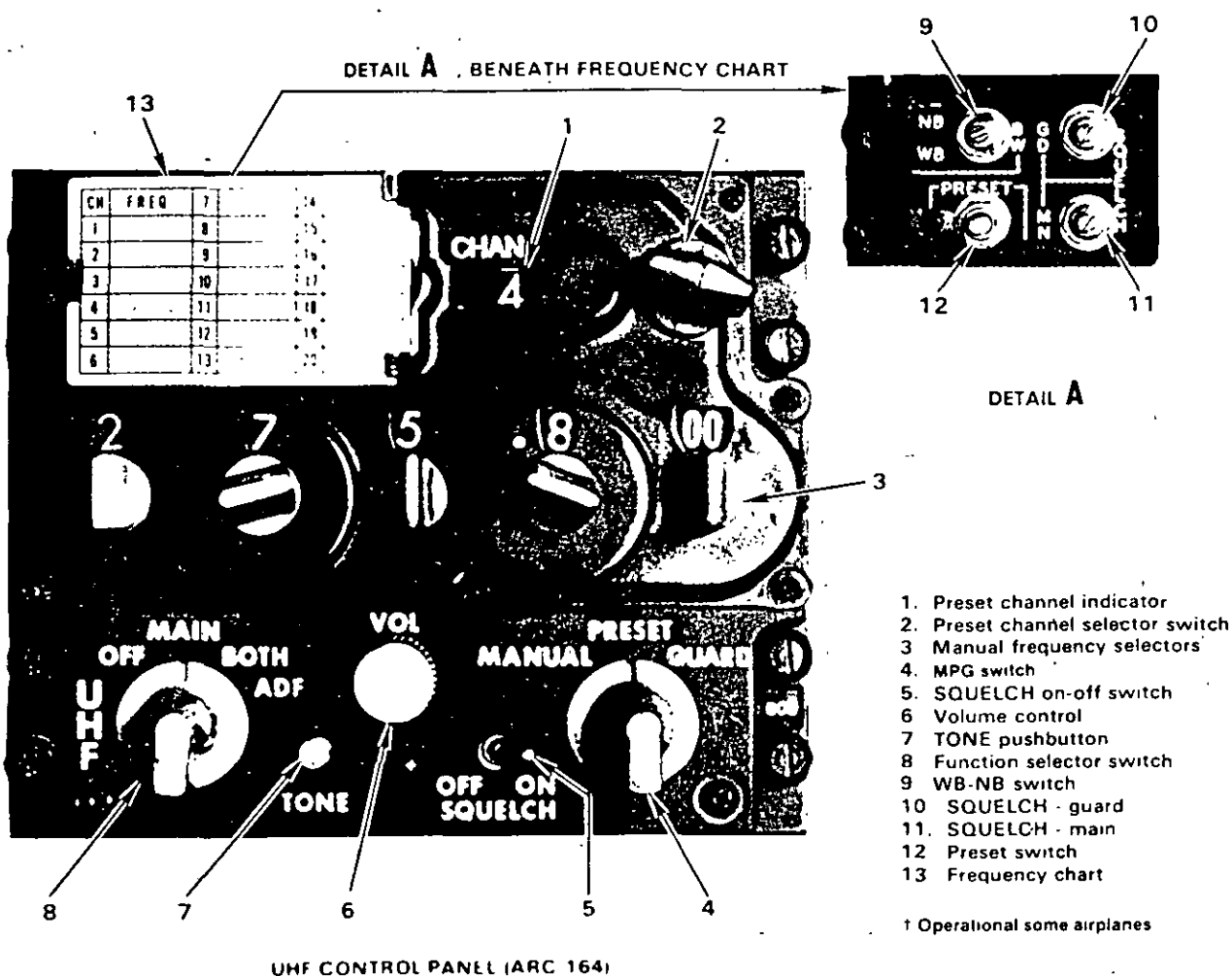


Figure 1-47

UHF COMMAND RADIO (AN/ARC-164) (After TCTO 1T-39-951)

HAVE QUICK II SYSTEM OPERATION

There are four separate COMMAND CODE functions associated with the activation of a HAVE QUICK II radio. These command codes are used to access memory locations and process instructions without unnecessarily consuming preset storage or necessitate switch modifications. The operator enters a six digit command code into PRESET channel 20 to begin the unique initialization procedure. Thereafter all other switch actions are performed with the radio in the MANUAL mode, but using switch actions normally associated with loading preset channels. The command codes are indicated in Figure 1-47A.

COMMAND CODE	FUNCTION
220.000	VERIFY/OPERATE
220.025	MWOD LOAD
220.050	MWOD ERASE
220.075	FMT-NET FREQUENCY LOAD

HAVE QUICK II COMMAND CODES

Figure 1-47A

FREQUENCY MANAGED A-NETS (FMA-Nets)

The geographical area of operation will determine which net number is to be selected from the available frequency tables or hopsets. These active nets are identified as FMA-Nets. One large hopset has been coordinated for use in NATO-Europe and another large hopset for employment in non-NATO countries. The frequency table to be employed is determined by the last two digits of the net numbers A00.0XX to A99.9XX. Active nets are selected in accordance with ABB.BCC where:

1. A = A (Active)
2. BB.B = Desired Net
3. CC = 00 for Basic HAVE QUICK
25 for NATO-Europe
50 for Non-NATO
75 Non-operational

HAVE QUICK II Frequency Managed Training (FMT) Nets.

To expand the number of training nets available to HAVE QUICK users, HAVE QUICK II provides 16 FMT-nets including the 5 T-nets already in the HAVE QUICK system. To use the FMT-nets, 16 training frequencies must be loaded into the radio. Ideally, a 4 MHz frequency separation is maintained to reduce interference between collocated radios. Unlike basic HAVE QUICK, these frequencies are not part of the training Word-of-Day. The

procedure for loading FMT-net frequencies need only be repeated if the authorized training frequencies change. Sixteen frequencies that maintain 4 MHz minimum separation have been approved for CONUS training and are provided later in this supplement.

To use FMT-Nets, a basic training Word-of-Day must first be entered. The frequencies loaded into presets 13 through 15 during training Word-of-Day entry will have no effect on the FMT-nets but will determine the frequencies used when a basic HAVE QUICK T-net is selected. The 6 digit training WOD loaded into preset 20, as with basic HAVE QUICK, cause the radio, when active, to operate in the training mode. The hop rate (same as basic HAVE QUICK) is determined by the last two digits loaded into preset 20.

The 16 FMT-nets are selected the same as other active nets. They are numbered A00.025 through A01.525 and they do not repeat. All six characters in the net designator must be selected and the last two digits must be 25. Selection of an FMT-net greater than A01.525 or ending in 50 or 75 will result in an audio alarm (interrupted tone).

BASIC T-NETS

Basic T-nets are selected the same as in basic HAVE QUICK except that all six digits are now read and the last two must have 00. The T-nets are numbered A00.000 through A00.400 and they do not repeat. All six characters in the net designator must be selected. Selection of a T-net greater than A00.400 or ending in 50 or 75 will result in an audio alarm (interrupted tone). Selection of a Basic T-net ending in 25 will result in HAVE QUICK II FMT-net operation. The conversion of the Basic T-Net to a HAVE QUICK II net is indicated in Figure 1-47B.

BASIC T-NET	HAVE QUICK II T-NET
A00.0 (same net as A00-5)	A00-000
A00.1	A00.100
A00.2	A00-200
A00.3	A00-300
A00.4	A00-400
A00.5	A00.000

T-NET CONVERSION

Figure 1-47B

The following are step-by-step instructions on enabling HAVE QUICK II features.

VERIFY/OPERATE

To conserve radio presets, the MWOD Load, MWOD Erase and FMT-Net frequency load switch actions are performed, using switch actions very similar to those used to load channel presets, but with the radio in the MANUAL mode. The VERIFY/OPERATE command alerts the radio that the

above MWOD/FMT-Net functions have been completed and restores the radio to the normal operating condition where channels are related to PRESET switch actions. This mode is also used to verify that current MWODS are loaded. The radio will not transmit (not even normal UHF) until radio is returned to the VERIFY/OPERATE mode.

VERIFY/OPERATE command is entered as follows:

1. Set channel selector switch to 20.
2. Set function selector switch to PRESET.
3. Set frequency selector switches to 220.000 (VERIFY/OPERATE).
4. Press and release PRESET load button. (Listen for single beep.)

NOTE

- High pitched continuous tone indicates WOD or TOD not loaded. An Interrupted tone indicates invalid net selected.
- A HAVE QUICK II radio must be in the VERIFY/OPERATE mode to transmit. Enter the VERIFY/OPERATE command (220.000) after all MWOD Loads/Erases and FMT-Net Frequency Loads. The radio will power up in the same mode it was in when powered down. If the radio does not function as expected at power up, enter the VERIFY/OPERATE command.

MULTIPLE WORD-OF-DAY LOADING.

1. Set Channel selector switch to 20.
2. Set function selector to PRESET.
3. Set frequency selector switches to 220.025 (MWOD Load).
4. Press and release PRESET load button (Listen for single beep).
5. Set function selector switch to MANUAL.
6. Set frequency selector switches to element 20 of the WOD.
7. Press and release TONE button (Listen for single beep).

8. Set channel selector switch to 19.
9. Set frequency selector switches to element 19 of the WOD.
10. Press and release TONE button (Listen for single beep).
11. Repeat steps 8 through 10, decreasing the channel and WOD element numbers by one for each WOD element through 15.
12. Set channel selector switch to 14.
13. Set frequency selector switches to element 14 (Day-of-Month Tag) of the WOD.

NOTE

Multiple WODs must be linked with an associated day-of-month. This "date tag" element has been added to every operational and training segment in basic HAVE QUICK and need only be loaded when MWOD is used.

14. Press and release TONE button (Listen for double beep).
15. To load additional MWODS, set channel selector switches to 20 and repeat steps 6 through 14 above. The six most recently entered MWODS will be stored in the radio.
16. Set channel selector switch to 01.
17. Set frequency selector switches to current day-of-month. The format is 3AB.000, where A is the 10's digit and B is the 1's digit of the current day-of-month. For example, if today were 26 June, then select 326.000.
18. Press and release TONE button (Listen for single beep).
19. Set function switch to PRESET.
20. Set channel selector switch to 20.
21. Set frequency selector switches to 220.000 (VERIFY/OPERATE).
22. Press and release PRESET load button (Listen for single beep). The radio is now ready to receive Time-of-Day and then operate in the active mode.

NOTE

- HAVE QUICK II radios are designed to transmit and receive date information in the Time-of-Day signal (MICKEY). A future modification to the Reference Signal Generator (RSG) will result in date information being transmitted in all MICKEYS. This will alleviate the need to perform steps 16 through 18 above. In the meantime, HAVE QUICK II radios can append date information to their MICKEY if they are manually, loaded with Day-of-Month (steps 16 through 18 above), are self-started, and then receive a basic MICKEY. This expanded MICKEY may then be passed to other HAVE QUICK II radios using MWODs. The appended date information is transparent (not usable) to basic HAVE QUICK radios.
- When using MWOD procedures (radio in VERIFY,/OPERATE mode), the operator must load the current date into the radio prior to receiving TOD or receive a TOD with a date appended. Without date information, the radio cannot select the current Word-of-Day from memory. This results in an alarm (steady tone) when the active mode is selected.

VERIFYING AN MWOD IS LOADED.

With the radio in the VERIFY/OPERATE mode (220.000 entered into preset channel 20) the operator may verify the storage of a particular days WOD as follows:

1. Set function switch to MANUAL.
2. Set channel selector switch to 20.
3. Set frequency selector switches to Day-of-Month to be verified. The format is 3AB.000, where A is the 10's digit and B is the 1's digit of the Day-of-Month (5 May would be 305.000).
4. Set channel selector momentarily to 19 and return to 20. A single beep indicates WOD for that day is loaded. No beep indicates WOD for that day is not loaded. Repeat for each day to be verified.

MWOD OPERATION

Once the operator has been assured or has verified the loading of current MWOD (steps 1 through 4 above) the radio must be provided the current Day-of-Month so that radio can transfer the correct MWOD segment from memory into the radio's processor. There are two ways to enter Day-of-

Month information into a HAVE QUICK II radio, by receiving a MICKEY from a HAVE QUICK II radio loaded with current Day-of-Month or by entering it manually.

Receiving a HAVE QUICK II MICKEY is the preferred method of initializing a radio loaded with MWODs. A HAVE QUICK II MICKEY consists of date information (day-of-month and year) appended to Time-of-Day and will originate from an AN/TRC-187 HAVE QUICK II Time Signal Set which will append manually supplied date information to Time-of-Day supplied by the TRANSIT satellite system. Date information will be supplied to the Time Signal Set once and need only be reinitialized following a power interruption. Upon receipt of a HAVE QUICK II MICKEY, a HAVE QUICK II radio will set its clock to the correct Time-of-Day and Day-of-Month (derived from the date information) and transfer the correct MWOD segment into its processor. With these actions completed, the radio is ready for active net selection. If a mission should run into the next zulu day, the radio's clock will update to the next day and, if it has been loaded, the correct WOD will be transferred into the radio's processor. If the next day's WOD has not been loaded, the current day's WOD will be repeated.

NOTE

Because HAVE QUICK II radios do not experience midnight madness, they cannot communicate with a basic HAVE QUICK radio that has passed through 2400Z until thy basic HAVE QUICK radio is reinitialized.

If a HAVE QUICK II MICKEY (date information appended to Time-of-Day) is not available, the operator will have to manually enter the current Day-of-Month. With a manually loaded Day-of-Month, the radio is ready for active net selection as if date information were received from a HAVE QUICK II MICKEY. A HAVE QUICK II radio can append date information to its MICKEY, but this requires the operator to manually enter Day-of-Month and then self-start the radio's clock. When this procedure is completed, the radio appends the Day-of-Month into the Day-of-Year slot of the MICKEY and sets the year of the MICKEY to 80. Since the clock has been self-started (arbitrary time), the radio should further receive a true MICKEY (zulu time) in order to correctly align its Time-of-Day. Because manual entry of Day-of-Month requires many switch actions, consider using this procedure to load a master TOD source (a HAVE QUICK II equipped RSG) and then using the procedure described previously to initialize all other radios.

Once loaded, the master radio need only be reinitialized following a power interruption or at the beginning of the next month. The steps for manual entry of Day-of-Month are as follows:

1. Set function selector switch to PRESET.
2. Set channel selector switch to 20.
3. Set frequency selector switches to 220.025 (MWOD LOAD).
4. Press and release PRESET load button (Listen for single beep).
5. Set function selector switch to MANUAL.
6. Set channel selector switch to 01.
7. Set frequency selector switches to current Day-of-Month. The format is 3AB.000, where A is the 10's digit and B is the 1's digit of the current Day-of-Month. For example, 23 July would be 323.000.

8. Press and release TONE button (Listen for single beep).

9. Set function selector switch to PRESET.
10. Set channel selector switch to 20.
11. Set frequency selector switches to 220.000 (VERIFY/OPERATE).

12. Press and release PRESET load button (Listen for single beep).

13. Set channel selector to MANUAL.

14. Self-start the radio's clock.

15. At this point the radio is ready to receive a normal MICKEY (request MICKEY, momentarily select T, tune to MICKEY frequency and wait for TOD signal). When the radio receives the MICKEY, it will load the MWOD segment matching the Day-of-Month entered into the radio. The radio is also now capable of passing HAVE QUICK II MICKEYS to other radios.

MWOD ERASE. The MWOD memory can be erased as follows:

1. Set function switch to PRESET.
2. Set channel selector switch to 20.
3. Set frequency selector switches to 220.050 (MWOD Erase).
4. Press and release PRESET load button (Listen for single beep).
5. Set function selector to MANUAL.

6. Press and release TONE button (Listen for single beep).

7. At this point all MWODs have been erased and transmit is disabled. To enable transmit or, in non-emergency situations, to return the radio to its normal configuration continue as follows:

- a. Set function switch to PRESET (Channel 20 is still selected).
- b. Set frequency selector switches to 220.0100 (VERIFY/OPERATE).
- c. Press and release PRESET load button (Listen for single beep). The radio will now transmit in normal UHF.

FMT-NET FREQUENCY LOADING.

The following are general Instructions for Loading FMT-Net frequencies:

1. Set function switch to PRESET.
2. Set channel selector switch to 20.
3. Set frequency selector switches to 220.075 (FMT-Net Freq. Load).
4. Press and release PRESET load button (Listen for single beep).
5. Set function selector switch to MANUAL.
6. Set frequency selector switches to training frequency #1.
7. Press and release TONE button (Listen for single beep).
8. Set channel selector switch to 19.
9. Set frequency selector switches to training frequency #2.
10. Press and release TONE button (Listen for single beep).
11. Repeat steps 8 through 10, decreasing the channel number by one for each training frequency until all 16 frequencies are loaded.
12. Set function selector switch to PRESET.
13. Set frequency selector switches to 220.000 (VERIFY/OPERATE).
14. Press and release PRESET load button (Listen for single beep). The FMT-net frequencies are now loaded and need not be reloaded until the approved training frequencies change.

NOTE

When selecting FMT-Net frequencies, a 4 MHz minimum frequency separation should be maintained. Additionally, the radio will accept the frequencies in any order, but they must be loaded in the same order in all radios to maintain interoperability.

With an understanding of the previous section, the following can be used as a checklist for loading CONUS FMT-net training frequencies. The frequencies are in the order suggested for use throughout the CONUS.

1. Select PRESET and CHANNEL 20.
2. Select 220.075.
3. Press and release PRESET load button.
4. Select MANUAL
5. Load (using the TONE button) 235.050 into channel 20.
6. Load 225.150 into channel 19.
7. Load 252.925 into channel 18.
8. Load 239.950 into channel 17.
9. Load 271.950 into channel 16.
10. Load 267.850 into channel 15.
11. Load 262.450 into channel 14.
12. Load 257.250 into channel 13.
13. Load 314.450 into channel 12.
14. Load 308.750 into channel 11.
15. Load 303.275 into channel 10.
16. Load 298.650 into channel 09.
17. Load 293.550 into channel 08.
18. Load 289.050 into channel 07.
19. Load 284.150 into channel 06.
20. Load 279.750 into channel 05.
21. Select PRESET and CHANNEL 20.
22. Select 220.000 (VERIFY/OPERATE).
23. Press and release PRESET load button.

To verify that a radio is EMB modified, the following operational checks may be performed. The first procedure is preferred because the second procedure removes any WOD element stored in preset channel 20.

1. If the radio is already successfully operating in the active mode, select any active net ending in

75 (i.e., A52.275). If a fault tone (interrupted tone) is heard, the radio is EMB modified. Nets ending in 75 have been reserved for a future faster hopping modification (HAVE QUICK IIA) and are not used with HAVE QUICK II.

2. If the radio is powered but has not been initialized for active operation the following procedure may be used to verify that a radio is EMB modified:
 - a. Set function selector switch to PRESET.
 - b. Set channel selector switch to 20.
 - c. Set frequency selector switches to 220.000 (VERIFY/OPERATE):
 - d. Press and release the PRESET load button. A single beep may be heard (indicating the EMB radio was not in the VERIFY/OPERATE mode or the non-EMB radio has accepted 220.000 as a WOD element) or there may be no beep (indicating the radio is EMB modified and was already in the VERIFY/ OPERATE mode).
 - e. If a beep was heard at step d, set the channel selector switch to 19. If there is no beep the radio is EMB modified. A basic HAVE QUICK radio will beep once (if the first digit of the number stored in preset 19 is a 2) or twice (if the first digit of the number stored in preset 19 is a 3).

OPERATING HAVE QUICK II RADIOS IN THE BASIC HAVE QUICK MODE

When a basic HAVE QUICK net (except T-Net) is selected on a HAVE QUICK II radio, the Word-of-Day will determine which algorithm is used. Because basic HAVE QUICK radios are not programmed with the improved algorithm, operational and training Word-of-Day material is designed to select the original algorithm in HAVE QUICK II radios to maintain interoperability with basic HAVE QUICK radios.

NOTE

When using a HAVE QUICK II radio to communicate on basic HAVE QUICK nets, the hundredths/thousandths frequency selector switch must be set to double zero. The conferencing option previously controlled by this switch is determined by the Word-of-Day element loaded into preset 19.

With the Information provided the following checklist should be sufficient to guide an operator through the necessary switch actions to operate a HAVE QUICK II radio.

ABBREVIATED HAVE QUICK II CHECKLIST

RECEIVE TOD (Same switch actions as basic **HAVE QUICK**).

1. Select TOD frequency - Request TOD.
2. A-3-2-T Switch - Momentarily to T and return to TOD frequency.
3. Listen for one or two step tone within 60 seconds.

SEND TOD (Same switch actions as basic **HAVE QUICK**)

1. Radio contact - ESTABLISH
2. Tone button - PRESS

VERIFICATION OF MWOD LOADING (COMBAT MODE)

1. **VERIFY/OPERATE** (Radio in **COMBAT MODE**)
 - a. Mode Selector - PRESET
 - b. Channel select - 20
 - c. Frequency select - 220.000
 - d. PRESET button - PRESS
2. **CHECK DAY**
 - a. Mode Selector - MANUAL
 - b. Frequency Select - 3XX.0001 (Where XX Day to verify)
 - c. Channel Selector - Momentarily to 19 then return to 20 (A beep upon returning to channel 20 indicates an MWOD is loaded for date checked).

TRAINING MODE OPERATIONS

Radio Set-up: FMT-Net or training WOD frequencies not previously entered.

1. Activate FMT-Net frequency load or change.
 - a. Mode Selector - PRESET
 - b. Channel Selector - 20.
 - c. Frequency Select - 220.075
 - d. PRESET button- Press (Hear beep)
2. **LOAD FMT-Net Frequencies** (channels 20 - 5)
 - a. Mode Select. MANUAL
 - b. Channel Selector - PRESET to be loaded (20,19.....)
 - c. Frequency Select set frequency for selected PRESET.

- d. TONE button - Press (Hear beep).
- e. Repeat b through d as necessary.

3. Load basic **HAVE QUICK** training WOD (Channels 20 - 15)

- a. Mode Select - PRESET
- b. Channel Selector - PRESET to be loaded (20,19.....)
- c. Frequency Select - Set WOD segment for PRESET selected.
- d. PRESET button - PRESS
- e. Repeat b through d as necessary to complete frequencies and enter training WOD in memory.

4. **WOD - LOAD**

- a. Mode Select - PRESET
- b. Channel Selector - PRESET to be loaded (20-15) (Hear singly beep after each channel 20 through 16 and double beep at 15).

5. **RECEIVE TOD** (Dated TOD not required with single WOD)

- a. Mode Select - MANUAL
- b. Select Net - ABB.BCC where:
 - (1) A = A (Active)
 - (2) BB.B = Desired Net (000-004 for Basic **HAVE QUICK**, 000-015 for **HAVE QUICK II**, Other numbers invalid - Hear interrupted tone)
 - (3) CC = 00 for Basic **HAVE QUICK 25** for **HAVE QUICK II 50** and 75 invalid (Hear interrupted tone)

COMBAT OPERATIONS MODE (MWODs NOT USED)

1. **WOD/TOD** - Same switch actions as Basic **HAVE QUICK**

- a. Select Net - ABB.BCC where:
 - (1) A = A (Active)
 - (2) BB.B = Desired Net
 - (3) CC = 00 for Basic **HAVE QUICK 25** for **HAVE QUICK II 50** for **HAVE QUICK II Non-NATO** 75 invalid (Hear interrupted tone)

COMBAT OPERATIONS MODE (MWODs not in memory)

1. MWOD function. ACTIVATE
 - a. Mode Selector - PRESET
 - b. Channel Select - 20
 - c. Frequency Select - 220.025
 - d. PRESET button - PRESS (Hear beep)
2. MWODs - ENTER
 - a. Mode Select - MANUAL
 - b. Frequency Select- Enter elements starting with channel 20.
 - c. TONE button - PRESS (Hear beep)
 - d. Repeat b and c for WOD elements 19-15
 - e. Channel Select - 14
 - f. Frequency Select - Set date tag for WOD
 - g. TONE button - Press (Hear double beep)
 - h. Repeat b through g for each additional WOD (up to six total)

3. VERIFY/OPERATE

- a. Mode Selector - PRESET
- b. Channel Select - 20
- c. Frequency Select - 220.000
- d. PRESET button - PRESS (Hear beep)

4. MWOD Loading - completed

WOD/TOD Update (WOD in memory and date is part of TOD)

1. Request MICKEY - Same switch actions as Basic HAVE QUICK.

2. Current WOD and TOD are now loaded if radio was in VERIFY/OPERATE mode (220.000 in PRESET 20). An alarm (steady tone) upon going active could indicate the TOD did not have date tag as required or WOD is not current.

WOD/TOD Update (TOD not part of TOD)

1. ACTIVATE MWOD - Load mode
 - a. Mode Select - PRESET
 - b. Channel Select - 20
 - c. Frequency Select - 220.025
 - d. PRESET button - PRESS (Hear beep)

2. CURRENT DATE - SET

- a. Mode Select - MANUAL
- b. Channel Select - 01
- c. Frequency Select - 3XX.000
- d. PRESET button - PRESS (Hear beep)

3. VERIFY/ OPERATE

- a. Mode Select - PRESET
- b. Channel Select - 20
- c. Frequency Select - 220.000
- d. PRESET button - PRESS (Hear beep)

4. SELF-START RADIO'S CLOCK

- a. Mode Select - MANUAL
- b. A-3-2-T Switch - Hold in T
- c. TONE button - PRESS
- d. A-3-2-T Switch - RELEASE

5. REQUEST MICKEY - Same switch actions as Basic HAVE QUICK

COMBAT OPERATIONS NET SELECTION

1. Mode Select - MANUAL
2. Select Net - ABB.BCC where:
 - a. A = A (Active)
 - b. BB.B = Desired Net
 - c. CC = 00 for Basic HAVE QUICK
25 for HAVE QUICK II NATO
50 for HAVE QUICK II Non-NATO
75 Invalid (Hear interrupted tone)

AUTOMATIC DIRECTION FINDER OPERATION : (UHF/ADF)

1. Set UHF function selector switch to ADF.
2. Set MPG switch to PRESET, GUARD, or MANUAL.
3. Select desired frequency with preset channel selector knob or with manual frequency selector knobs. Selection of GUARD will provide ADF information for 243.0 megahertz.
4. Observe bearing information displayed by the No. 2 pointer on bearing distance heading indicator (BDHI).

NOTE

- During ADF operation, audio level will be significantly reduced or nonexistent and considerable background noise will be evident. If required, the UHF squelch switch can be replaced to OFF to improve audio during ADF operation.
- ADF will not home on guard transmissions unless 243.0 megahertz is a preset channel, dialed in manually, or the mode selector switch is positioned to GUARD.
- If the microphone button is depressed while operating in the ADF mode, the ADF function may be disabled until the button is released.

IFF SYSTEM (AN/APX-72)

The air-to-ground IFF system provides the airplane with an automatic means of selective identification to ground recognition installations operating in the L-band frequency range. The system replies to proper interrogation from Kark XIFF systems and selective identification feature (SIF) stations. Also, the system replies to proper interrogation from Mark XII secure IFF systems when the Mode 4 computer is installed in the airplane. Operation is possible in any one of five modes, with the capabilities of identification of position (I/P) and emergency identification. The modes of operation have the following significance: Mode 1 - Security Identity, Mode 2 - Personal Identify, Mode 3A - Traffic Identity, Mode 4 - Classified and Mode C - Altitude Reporting. The equipment consists of an IFF control set, a receiver-transmitter, an altitude computer, an in-flight test, a Mode 4 (Mark XII) computer, an IFF antenna SELECT switch, and two radiating-type antennas. The equipment does not perform interrogation but only transmits coded replies to correctly coded interrogations. Two blade-type antennas, an upper and lower, are provided. The lobing switch rapidly transfers contact of the transmitter-receiver from one antenna to the other. This constant alternation eliminates blank spots in the antenna pattern caused by airplane structure. The antenna switch can also be set to operate only the TOP or BOTTOM antenna. The receiver is sensitive to all signals within its frequency range; however, only those signals meeting the complete predetermined requirements of the code being used will be recognized and answered.

Mode 2 code settings are set into the receiver-transmitter on the ground and thus are fixed for any one flight. The Mode 4 code is set into the Mode 4 computer on the ground. Modes 1 and 3A are set up at the control panel. All modes can be turned on or off at the control panel. Replies to Modes 1, 2, 3A, 4, and C interrogations, as well as to I/P and emergency replies, are shown on the ground station equipment. In the case of the more complicated SIF codes, ground stations will use a plan position indicator (PPI) and letter symbol indicator to decode and indicate supplementary information, such as specific identification and location, and flight or airplane conditions. An optional low-sensitivity setting provision restricts sensitivity so that replies are made on to local interrogations. The IFF receiver-transmitter is powered by the essential ac and dc busses.

AIMS means:

A - Air Traffic Control Radar Beacon System

I - Identification Friend or Foe

M - Mark XII Crypto-Computer Secure Identification

S - Systems

OPERATION

The system can be operated in any one of the following categories, each of which can be selected on the control panel on the center pedestal:

- Low operation
- Normal operation
- Identification of position (IDENT-MIC)
- Emergency

Five independent coding modes are available to the pilot. The first three modes may be used independently or in combination. Mode 1 provides 32 possible code combinations, any one of which may be selected in flight. Mode 2 provides 4096 possible code combinations but only one is available since the selection dials for this mode are on the receiver-transmitter and not accessible in flight. Mode 2 code combinations must be preset before takeoff. Mode 3A provides 4096 additional codes, any one of which may be selected in flight. Mode C, with AIMS incorporated, furnishes the pressure altitude of the airplane when properly interrogated. Mode 4, which is connected to a Mark XII computer, can be selected to display any one of many classified operational codes for security identification.

With the AIMS system incorporated and Mode C of the IFF transponder selected by the pilot, a capability is provided for automatic altitude reporting in 100-foot increments when properly interrogated by ground processing equipment. The AIMS altitude reporting system uses corrected pressure altitude information (referenced to 29.92 inches Hg) supplied by the altitude computer. Should an altitude computer failure occur, the AIMS altitude reporting operation is not possible, and the STBY flag will appear on the AAU-19/A altimeter. IFF controls are shown in figure 1-48.

The IFF receiver-transmitter is powered by the essential ac and dc busses, control panel power is supplied by the dc essential bus, and the transponder tester is powered by the dc essential bus.

To place the IFF system in operation, perform the following:

1. MASTER switch - STBY for 1 minute under standard temperature conditions (5 minutes under extreme ranges of operating temperatures), and then to NORM.
2. Code selectors - Set.
3. Mode switches - Position determined by mission.
4. IDENT-OUT-MIC switch - OUT.

System Self-Test

The system is provided with the following two means of checking the transponder:

1. Monitor (RAD TEST-MON switch) - The switch in MON enables the monitor circuits of the internal test set. The test light will illuminate whenever replies are transmitted in response to interrogations in any IFF mode.
2. Test - Mode 1, 2, 3A, or C may be tested by moving the spring-loaded mode switch to TEST and observing the test position light. If the system is functioning properly, the light illuminates each time a mode switch is moved to TEST. The RAD TEST-MON switch should be placed in OUT during test.

Identicalton Of Position Operation

The system transmits position identifying signals to all interrogating stations on Modes 1, 2, and 3A

when the IDENT-MIC switch, on the control panel, is energized. Transmission of the identification of position signal does not occur in these modes if the mode enable switches are in OUT. The two types of identification of position are as follows:

1. Momentarily hold IDENT-MIC switch in ident (spring-loaded return), and then release. This action causes the receiver-transmitter unit to transmit the identification signal for a period of 15 to 30 seconds to all interrogating stations on Modes 1, 2, and 3A. Repeat as required.
2. Place IDENT-MIC switch to the MIC. Identification of position signals is transmitted by pressing the switch button on the pilot's microphone. When need for further identification signals has ended, return IDENT-MIC switch to OUT.

Emergency Operation

During an airplane emergency or distress condition, the system is used to transmit specially coded emergency signals on Modes 1, 2, and 3A to all interrogating stations. These emergency signals are transmitted as long as the MASTER control rotary knob remains in EMER. For emergency operation, the control panel is set as follows:

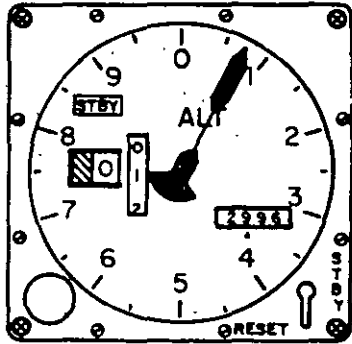
1. The MASTER control knob is pulled outward and rotated to EMER.
2. The MASTER control knob is left in EMER for the duration of the emergency.
3. When the emergency has ended, the MASTER control knob is returned to NORM or LOW.

Mode 4 Monitoring Operation

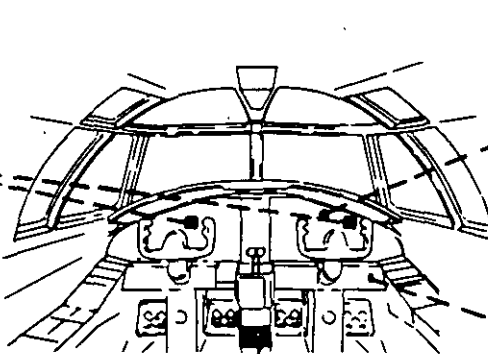
Valid mode 4 interrogations and replies can be monitored either aurally and visually, or visually, by placement of the MODE 4 AUDIO-LIGHT switch on the control panel as follows:

1. Place AUDIO-LIGHT switch in AUDIO. Mode 4 interrogating pulses will be audible in the pilot's headset, and reply pulse will be visible on the REPLY light.
2. Place AUDIO-LIGHT switch in LIGHT. Indication of Mode 4 reply pulses will be seen on the REPLY light.

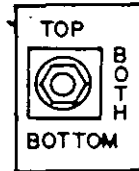
IFF CONTROLS



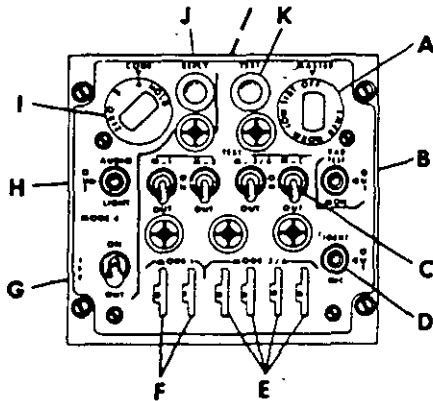
1. AAU-19/A ALTIMETER



2. IFF CAUTION LIGHT



3. IFF ANTENNA SELECT SWITCH



4. IFF CONTROL SET

Nomenclature	Function
1. AAU-19/A	Displays to pilot the altitude information (AAU-19/A in RESET position) transmitted to interrogating station when mode C is activated. Altitude information is furnished to altimeter and IFF transponder by Air Data Computer.
2. IFF CAUTION light	The amber caution light illuminates whenever an interrogation is processed through the mode 4 computer and the AIM System does not respond with a proper reply. The light also comes on whenever mode 4 codes are zeroized. If a mission is flown without the mode 4 computer installed, the IFF caution light will not function.
3. IFF ANTENNA SELECT switch	BOTH - The antenna lobing switch rapidly cycles contact of the receiver-transmitter between the upper and lower antenna to provide thorough antenna pattern coverage. TOP or BOTTOM - That antenna selected will be used to receive and reply to interrogation signals.

Figure 1-48 (Sheet 1 of 2)

4. IFF CONTROL SET		
A. MASTER control switch	OFF — disconnects power to system.	
	STBY — places receiver-transmitter in warmup (standby condition). Switch should remain in STBY a minimum of 1 minute for standard temperature conditions and 5 minutes under extreme ranges of temperature.	
	LOW — applies power to receiver-transmitter, but at reduced receiver sensitivity.	
	NORM — applies power to receiver-transmitter at normal receiver sensitivity.	
	EMER — transmits emergency reply signals to mode 1, 2 or 3/A (Code 770Q) interrogations regardless of mode control setting.	
B RAD TEST-MON switch	RAD TEST — enables an appropriately equipped transponder to reply to TEST mode interrogations from test equipment. Other functions of this switch position are classified. In RAD TEST position, switch is spring loaded to return to the OUT position.	
	MON — enables the monitor circuits of an internal test set. The test light will illuminate whenever replies are transmitted in response to interrogations in mode 1, 2, 3/A or C.	
	OUT — deenergizes RAD TEST and MON.	
C Mode switches	ON — enables the receiver-transmitter to reply to mode 1, 2 3/A or C interrogations.	
	OUT — disables the reply capability to mode interrogations.	
	TEST — enables a built-in test function in the receiver-transmitter to locally interrogate mode 1, 2, 3/A or C	
D IDENT-MIC switch	IDENT — when momentarily actuated, (switch spring loaded to return), initiates identification of position reply for approximately 20 seconds.	
	OUT — prevents triggering of identification of position reply.	
	MIC — enables identification of position replies to be transmitted by pressing microphone switch	
E Mode 3/A code select switches	Selects and displays the mode 3/A four-digit reply code number.	
F Mode 1 code select switches	Selects and displays the mode 1 two-digit reply code number.	
G Mode 4 ON-OUT switch *	ON — enables the receiver-transmitter to reply to mode 4 interrogations	
	OUT — disables the reply capability to mode 4 interrogations.	
H AUDIO-LIGHT switch *	AUDIO — enables aural and REPLY light monitoring of valid mode 4 interrogations and replies	
	LIGHT — enables REPLY light only monitoring of valid mode 4 interrogations and replies	
	OUT — disables aural and REPLY light monitoring of mode 4.	
I Code control *	ZERO — erases mode 4 from MK XII computer.	
	B — selects a MK XII computer code.	
	A — selects a MK XII computer code.	
	HOLD — retains code in MK XII computer when landing gear is down.	
J REPLY indicator *	Illuminates when valid mode 4 replies are present.	
K TEST indicator	Illuminates when the receiver-transmitter responds properly to mode 1, 2, 3/A, and C test	

* Mode 4 is operational only when MK XII computer is installed

NOTE

Mode 4 is operative only when the Mark XII computer is installed.

Airborne IFF Check If Required

1. IFF antenna selector switch - BOTH.
2. Master control knob - NORM.
3. Set RAD TEST-MON switch to MON.
4. Hold desired mode switch to TEST until TEST light (K) illuminates, indicating proper operation of that mode. Release, and the switch will return to ON.
5. Make contact with nearest GCI site, and check IFF. Comply with instructions from GCI site.
6. Check Modes 1, 2, 3A, C, and 4 (if available) on NORM and LOW power.
7. Check I/P and MIC.
8. Check emergency IFF.
9. At end of IFF checks, set controls as required

VHF COMMAND RADIO - VHF-807A [AIRPLANES CHANGED BY T.O. 1T-39A-547]

The Wilcox 807A VHF command radio is used for short-range, line-of-sight, two-way radio voice communication. The transceiver, in the forward baggage area, transmits and receives in the frequency range of 116.000 to 149.975 MHz. The transceiver control panel is on either the copilot's console or the glareshield.

The blade-type antenna is installed on the upper fuselage. (See figure 1-46.) The audio signal of the transceiver is directed through the intercommunication system. The intercom control panel is provided with a COMM VHF position on the function selector switch dial, and a change is made to the mixer strip at all stations to permit selection of system signals. System power is received from the dc essential bus. A circuit breaker, labeled VHF COMM, is on the aft end of the left console circuit-breaker panel.

COMMAND RADIO CONTROLS**Power Switch**

The rotary-type on-off power switch is a knurled ring encircling the left frequency selector knob. It has labeled positions OFF and PWR. To turn the set on, the switch is moved to PWR. A warmup period of about 2 minutes is required.

Volume Control

The rotary-type volume control is a knurled ring encircling the right-hand frequency selector knob. It is labeled VOL. Clockwise rotation of the control increases volume.

Frequency Selector Knobs

There are two frequency selector knobs. The desired frequency in MHz (increments of 25 kHz) is obtained by tuning the right knob. The selected frequency appears in the six-counter indicator just above the frequency knobs. The left three counters indicate the frequency in MHz, and the right three counters indicate the frequency in kHz.

Communication Test Button

The communication test button, just to the right of the frequency indicator, provides a means of checking receiver operation. In case of weak or no signal, pressing the button disables the receiver squelch action, resulting in higher background noise.

OPERATION OF VHF COMMAND RADIO

1. Place intercommunication set function selector switch at COMM VHF.
2. Rotate power switch to PWR.
Allow about 2 minutes for warmup after the power switch has been turned on.
3. Turn frequency selector knobs to desired frequency.
4. Adjust volume control as desired.
5. Press microphone switch on either control wheel to transmit.
6. To test receiver operation, press communication test button momentarily.
7. To monitor, set COMM-VHF mixer switch to desired position.

VHF COMMAND RADIO - VHF-101 [AIRPLANES CHANGED BY TO 1T-39A-534 OR -544]

The Collins VHF-101 communication system is used for short-range, line-of-sight, two-way radio communication. The system includes a 17L-17A VHF communication transmitter and a 51X-2B VHF communication receiver. The units are controlled by a 614U-6 VHF communication control panel. The transmitter transmits in the frequency range of 116.00 to 149.95 MHz in increments of 50 kHz. There are 680 crystal-controlled channels available for selection by the control unit. The receiver operates in the frequency range of 116.00 to 151.95 MHz with 880 crystal-controlled channels available. The audio signal is directed through the intercommunication system. System power is received from the dc essential bus.

COMMAND RADIO CONTROLS

Power Switch

This two-position switch controls power to the system.

Frequency Selector Knobs

The two frequency selector knobs are used to select the desired frequency. The selected frequencies appear as a direct-reading number (in MHz) in the frequency indicator window. The right knob sets the two right counter drums in the frequency window. The left knob sets the three left counter drums.

NOTE

Setting frequencies to the nearest 0.05 MHz will provide satisfactory reception.

Volume Control Knobs

The volume control knob (VOL) adjusts the receiver volume level in the interphone system. Volume is increased when the knob is turned clockwise.

Squelch Control Knob

The squelch knob (SQ) adjusts the squelch threshold of the receiver output. To pick up a weak signal, the squelch control knob should be turned clockwise. When excessive background noise is encountered, the control should be turned counterclockwise until the background noise is at a minimum.

SCS-DCS/DCD Switch

Either position of this two-position switch places the system in single-channel-simplex (SCS). Single-channel-simplex means the receiver and transmitter are tuned to the same frequency with a common control and utilize a common antenna. The receiver is disabled during operation of the transmitter. Operation is thereby restricted to either transmission or reception on the assigned channel.

VHF COMMAND RADIO AN/ARC-186(V) (AIRPLANES CHANGED BY TO 1T-39A-583)

The Collins VHF Command Radio (VHF-186) is a short range, line of sight, two-way voice communications system with emergency AM/FM capabilities. This system includes a receiver-transmitter, radio set control, and a mounting base for the receiver-transmitter. The receiver-transmitter, located in the forward, baggage compartment, transmits and receives in the AM frequency band of 108.000 to 151.975 MHz. Reception only is available in the 108.000 to 115.975 MHz range. Refer to Figure 1-4 and 1-6 for location of the VHF radio set control. The FM capabilities of this radio are not presently used in the T-39A.

A blade-type antenna is installed on the upper fuselage. (Refer to Figure 1-46.) The audio signal of the receiver-transmitter is directed through the intercommunication control panel. This control panel is provided with a COMM-VHF position on the function selector switch dial. System power is received from the dc essential bus. A circuit breaker, labeled VHF-COMM, is on the aft end of the left console circuit breaker panel.

VHF COMMAND RADIO CONTROLS

Mode Select

The rotary type Mode Select switch has three positions. OFF deactivates the receiver and transmitter. TR activates the receiver and transmitter. DF is not used on T-39A installations.

Manual Frequency Selectors

Four rotary type Frequency Selector knobs are used to manually select the desired frequency in increments. Clockwise rotation increases frequency. Frequency increments are shown by indicator display above each knob. The panel display shows the frequency selected in MHz.

Volume Control

The rotary type volume control is labeled VOL. Clockwise rotation of the control increases volume.

Squelch Disable/Tone Select

The SQ DIS/TONE toggle switch has three positions. The center position activates the squelch feature. Positioning the switch to SQ DIS deactivates the squelch feature. The TONE position is momentary and transmits a tone of approximately 100 Hz.

Frequency Control/Emergency Select

This rotary type switch has four positions. PRE enables preset channel selection. MAN enables manual frequency selection. EMER AM automatically selects the guard frequency of 121.5 MHz. EMER FM is not used.

Load

The LOAD switch is a recessed pushbutton switch. This momentary switch must be depressed with a pencil eraser or similar object to activate. When depressed, the frequency that is set on the manual frequency display will become the selected preset frequency.

Preset

This thumbwheel rotary switch selects the desired preset channel frequency from 1 to 20. The preset channel is displayed above the thumbwheel. Thumbwheel rotation left to right increases channel number selection.

VHF COMMAND RADIO OPERATION

Loading Preset Channels

1. OFF-TR-DF Switch - Set to TR.
2. PRE-MAN-FM/AM EMER Switch - Set to MAN.
3. Frequency selector knobs - Rotate to desired frequency.

NOTE

The receiver will automatically tune to the set frequency.

4. PRESET Channel Selector - Rotate to desired channel.
5. LOAD Switch - Depress momentarily.

Preset Channel Selection

1. OFF-TR-DF Switch - Set to TR.
2. PRE-MAN-FM/AM-EMER Switch - Set to PRE.

3. PRESET Channel Selector - Rotate to desired channel.

LIGHTING EQUIPMENT

EXTERIOR LIGHTING

Exterior lighting consists of a position light on each wing tip, two position lights faired into the tail cone, a red anti-collision light on the vertical stabilizer and one on the bottom of the fuselage just forward of the speed brake, and an ice-check light on each side of the fuselage, aimed at the wing leading edge.

The position, anti-collision and landing-taxi lights are powered by the dc essential bus. The ice-check lights are powered by the No. 1 dc secondary bus. The lighting circuits are protected by circuit breakers (figure 1-20) on the overhead circuit breaker panels.

POSITION LIGHT SWITCH

The position light switch (figure 1-50) is on the exterior lighting control panel on the pilot's instrument subpanel. This two-position switch is powered by the dc essential bus and controls the red and green lights on the wing tips and the two white taillights. There is no flasher position.

ANTICOLLISION/STROBE LIGHT SWITCHES

The ANTICOLLISION/STROBE LIGHT switches (figure 1-48A) are on the Strobe System Light panel on the copilot's right forward console. These (two) three position switches are powered by the DC essential bus. Moving the RED-OFF-WHITE switch to the RED or WHITE position supplies power to the TOP-BOTH-BOTTOM strobe lights, depending on selection.

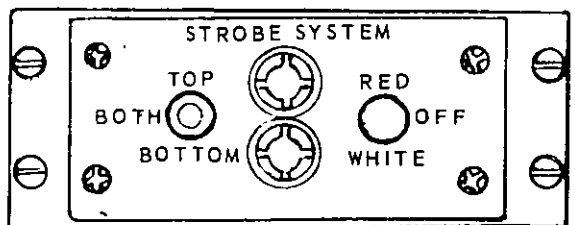


Figure 1-48A. Strobe System Panel

LANDING-TAXI LIGHT SWITCH (T-39A AIRPLANES NOT CHANGED BY TO 1T-39A-562)

ON T-39A AIRPLANES NOT CHANGED BY TO 1T-39A-562, a three-position landing-taxi light switch (figure 1-50) is on the aft face of the center pedestal. The switch is powered by the dc essential bus and has the following positions: BOTH, OFF, and LH ONLY. Moving the switch to BOTH turns on both landing-taxi lights. After the nosegear touches down, a rotary solenoid repositions the lights to a taxi position. (The lightbeam is directed farther ahead of the airplane.) Moving the landing-taxi light switch to LH ONLY turns on the left landing-taxi light.

CAUTION

To prevent damage to plastic light cover, do not leave lights on longer than 2 minutes during static ground testing. During taxiing, use LH ONLY position.

LANDING-TAXI LIGHT SWITCH (T-39A AIRPLANES CHANGED BY TO 1T-39A-562 AND ALL T-39B AIRPLANES)

ON T-39A AIRPLANES CHANGED BY TO 1T-39A-562 AND ALL T-39B AIRPLANES, landing taxi light position and illumination (figure 1-49) are controlled by two adjacent switches (figure 1-50) which are powered by the dc essential bus. The switches are on the aft face of the center pedestal. When the left switch is moved to EXTEND, both landing-taxi lights extend to the landing position. Upon landing, when the weight of the airplane is on the nose gear, both lights automatically extend further to the taxi position, providing properly directed beams for taxiing. If a touch-and-go landing is made and the switch is left at EXTEND, both lights return to the landing position, as the weight of the airplane is removed from the nose gear. Moving the left switch to RETRACT causes both lights to retract. The lights may be stopped at any point between the retracted and extended positions by moving the switch to the center OFF position. This shuts off electrical power to the light motors. The switch should be turned off after the desired light position is attained. Moving the right switch to BOTH ON, turns on both landing-taxi lights.

Moving the switch to LH ON, turns on the left landing-taxi light only. Both lights go out when the switch is moved to the center OFF position.

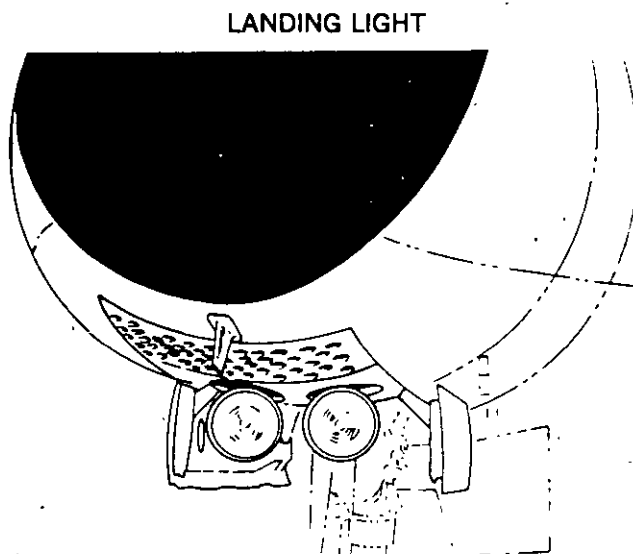


Figure 1-49

ICE-CHECK LIGHT SWITCH

The two position ice-check light switch (figure 1-50), on the exterior lighting control panel on the pilot's instrument subpanel, is powered by the No. 1 dc secondary bus. Moving the switch to ON lights the dual-bulb ice-check lights on each side of the fuselage. These lights shine on the wing leading edges to show if there is any wing icing. Moving the switch to OFF turns off these lights.

INTERIOR LIGHTING

In the cockpit, all the instruments and the standby compass are integrally lighted. The position markings and names of the controls and switches on the various control panels are illuminated indirectly by edge lighting. The navigator's instruments do not have integral lighting. A map and utility light and two sockets are provided above both the pilot's and copilot's consoles. Direct lighting of the consoles, instrument panel, and center pedestal is provided by 17 floodlights, Two thunderstorm lights and a

dome light are also provided in the pilot's compartment. In the cabin, illumination is provided by three dome lights, two main entrance overhead door lights, a floor step light, a baggage compartment light, and a coat compartment light or center facing passenger seat light. By each of the four passenger seats, and on some airplanes above each side of the two-passenger/baggage seat, is a reading light. (On some airplanes, a light is provided above the navigator's console for illumination of the navigator's console and chart board.) Two lights are provided for the interior of the aft fuselage (not accessible during flight). An emergency light system is provided in case of complete electrical failure.

CONSOLE LIGHT RHEOSTATS

Lighting of the pilot's or copilot's console is controlled by a dual rheostat (figure 1-50) on the interior light control panel on each console. Each rheostat, marked CONSOLE LIGHTS, controls the indirect lights and floodlights for its respective console from OFF to BRIGHT. The center oblong knob, marked INDIRECT, controls power from the 5-volt ac indirect light bus for edge lighting of the console and instrument subpanels. The outer ring, marked FLOOD, of the pilot's rheostat controls power from the No. 1 dc secondary bus for the floodlights of the pilot's console. The outer ring of the copilot's rheostat controls power from the No. 2 secondary bus for the floodlights of the copilot's console.

FLIGHT INSTRUMENT LIGHT RHEOSTAT

Lighting of the pilot's side and the copilot's side of the instrument panel is controlled by its respective dual rheostat (figure 1-50) on the interior light control panel on each console. Each rheostat, marked FLIGHT INSTRUMENT LIGHTS, controls the integral instrument lights and the instrument panel floodlights for its respective group of flight instruments from OFF to BRIGHT. The center oblong knob, marked INDIRECT, of each panel controls power from the 5-volt ac indirect light bus for the integral lighting of the flight instruments. The pilot's knob supplies power to the red light over the escape hatch and dims the caution and warning lights. The outer ring, marked FLOOD, of the copilot's rheostat controls power from the No. 2 dc secondary bus for the floodlights for the copilot's side of the instrument panel. The

outer ring of the pilot's rheostat controls power from the dc essential bus for the floodlights of the pilot's group of flight instruments.

RADIO AND ENGINE INSTRUMENT LIGHT RHEOSTAT

Lighting of the radio control panels, engine instruments, and miscellaneous instruments is controlled by a dual rheostat (figure 1-50) on the interior light control panel on the aft face of the center pedestal. This rheostat, marked RAD & ENG INST, controls the integral instrument lights, edge-lighted radio control panels, and floodlights from OFF to BRT for the center of the instrument panel. The center oblong knob, marked INDIRECT, controls power from the 5-volt ac indirect light bus for integral and edge lighting. The outer ring, marked FLOOD, controls dc essential bus power for the center instrument panel floodlights.

PEDESTAL AND OVERHEAD LIGHT RHEOSTAT

Lighting of the panels on the center pedestal and overhead is controlled by a dual rheostat (figure 1-50) on the interior light control panel on the aft face of the center pedestal. This rheostat, marked PED & OVHD, controls the edge lighting and floodlighting of these panels from OFF to BRT. The center oblong knob, marked INDIRECT, controls power from the 5-volt ac indirect light bus for the edge lighting of the panels and integral lighting of the standby compass. The outer ring, marked FLOOD, controls dc essential bus power from the center pedestal floodlights.

THUNDERSTORM LIGHT SWITCH

The three-position thunderstorm light switch (figure 1-50), on the lighting overhead control panel, is powered by the No. 1 dc secondary bus. The switch has DIM, OFF, and BRIGHT positions and controls the two white thunderstorm lights in the cockpit. DIM or BRIGHT, selected with the switch, are used to obtain the desired brightness. OFF turns off the lights.

COCKPIT DOME LIGHT SWITCH

The three-position cockpit dome light switch (figure 1-50), on the lighting overhead control panel, is powered by the No. 1 dc secondary bus. The switch has WHITE, OFF, and RED positions. Moving the switch to WHITE or RED illuminates the

respective bulb in the dome light. The single OFF position turns off both bulbs.

FASTEN SEAT BELTS CABIN SIGN SWITCH

The two-position fasten seat belts cabin sign switch (figure 1-50) is overhead on the lights-speaker control panel. The switch has an ON and OFF position and is powered by the dc essential bus. Moving the switch to ON turns on the FASTEN SEAT BELTS signs in the cabin. The OFF position turns the signs off.

NO SMOKING CABIN SIGN SWITCH

The two-position no smoking cabin sign switch (figure 1-50) is overhead on the lights-speaker control panel. The switch has an ON and OFF position and is powered by the dc essential bus. Moving the switch to ON turns on the NO SMOKING signs in the cabin. The OFF position turns the signs off.

CABIN LIGHT COLOR-CONTROL SWITCH

The color, red or white, of the cabin dome lights is controlled by the two-position cabin light color-control switch (figure 1-50) on the interior lighting overhead control panel in the cockpit. The switch has NORMAL and RED positions and is powered by the dc essential bus. With the switch at NORMAL, the cabin light switch will light the white cabin dome lights. The three switches by the entrance door and the passengers' reading light switches are inoperative when the cabin light color-control switch is at RED.

ON T-39A AIRPLANES, moving the cabin light color control switch to RED turns on the red dome lights in the cabin and turns off the entrance lights and passengers' reading lights.

ON T-39B AIRPLANES, moving the switch to RED turns on the red dome lights in the cabin and turns off the entrance lights.

CABIN PASSENGER LIGHT SWITCH

The dome lights for the cabin are controlled by the two-position cabin light switch (figure 1-50), on the aft side of the cockpit bulkhead by the main entrance door. The switch has an on and off position and is powered by the dc essential bus. Moving the switch up (towards LIGHTS) when the cabin light

color-control switch is at NORMAL, turns on the white dome lights in the cabin. Moving the switch down (toward CABIN) turns off the lights.

NIGHT LIGHT SWITCH

The two-position cabin night light switch (figure 1-50), on the aft side of the cockpit bulkhead by the main entrance door, is powered by the dc essential bus. Moving the switch up (toward LIGHTS) turns on the cabin red lights, if the cabin light switch is down (toward CABIN) and the cabin light color control switch is at NORMAL. Moving the switch down (toward NIGHT) turns the night lights off. If the cabin light switch is up, the night light switch is inoperative.

ENTRANCE LIGHT SWITCH

The two-position entrance light switch (figure 1-50), on the aft side of the cockpit bulkhead by the main entrance door, is powered by the No. 1 dc secondary bus and controls the two overhead entrance door lights. Moving the switch up (toward LIGHTS) will turn on the main entrance lights, provided the cabin light color-control switch is at NORMAL. Moving the switch down (toward ENTRANCE) shuts off the entrance lights.

BAGGAGE COMPARTMENT LIGHT AND SWITCH

The baggage compartment light and switch unit is in the ceiling over the baggage compartment in the cabin area. The two-position switch is powered by the dc essential bus.

COAT COMPARTMENT LIGHT AND SWITCH

The coat compartment light and switch unit is in the ceiling over the coat compartment in the cabin area. The two-position switch is powered by the dc essential bus.

CENTER-FACING/PASSENGER LIGHT AND SWITCH

The center-facing/passenger light and switch unit is in the ceiling over the center-facing/passenger seat. The two-position switch is powered by the dc essential bus.

PASSENGER'S READING LIGHTS AND SWITCHES

An adjustable eyeball-type white reading light and push-button switch is above each passenger seat, except the center facing passenger seat, next to the cold air outlet. The switch is powered by the No. 2 dc secondary bus. Pushing the single button between the light and the cold air outlet turns the light on or off if the cabin light color-control switch is at NORMAL.

MAP AND UTILITY LIGHT CONTROLS

A portable map and utility light (figure 1-3 and figure 1-4) is provided for the pilot and copilot above each console. These lights may be adjusted in color from white to red, in light pattern from spot to flood, and in brilliancy from off to bright. On an adjustable collar at the forward end of the light barrel are a series of dots coded as follows:

Large white - white flood

Small white - white spot

Small red - red spot

Large red - red flood

Light pattern and color is obtained by rotating the collar to align the dot (corresponding to the light pattern and color desired) with a white index marker on the forward end of the light barrel. A red rheostat knob at the aft end of the light is marked OFF, DIM, and BRIGHT. When one of these labeled positions is aligned with a white index marker at the aft end of the barrel, corresponding brilliance is obtained. Depressing a pushbutton switch on the aft face of the rheostat knob provides momentary full brilliance, regardless of the rheostat setting. The pilot's utility light is powered by the dc essential bus, and the copilot's utility light is powered by the No. 2 dc secondary bus.

HEADING INDICATING SYSTEM

The heading indicating system is a gyro-stabilized magnetic compass system that supplies heading information to the pilot, copilot, and † navigator. The system includes a remote flux detector, a compass amplifier, a directional gyro, and a slaving control and indicator. It is powered from the dc and ac essential busses and is automatically turned on when ac power is applied.

† Some airplanes

The gyro is mechanically coupled to a synchro transmitter. The electrical output of this transmitter provides position information to the horizontal situation and bearing distance-heading indicators. The system functions in three modes. In automatic mode, the directional gyro is slaved automatically to the flux detector and airplane magnetic heading is presented on the azimuth cards of the indicators. In the directional gyro (D/G) mode, the system functions as an uncorrected directional gyro. In the manual slaving mode, the directional gyro is slaved manually to the flux detector. The system has two slaving rates. In slow-slave, the rate is 2 to 3 degrees per minute. In fast-slave, the rate is 2 to 6 degrees per second. Slaving rate is dependent on the mode of operation employed.

GYROCOMPASS MODE SWITCH

The guarded switch (figure 1-2) on the pilot's outboard instrument panel, is labeled GYRO COMPASS. It has four labeled positions. When the guard is down, the switch is in the maintained AUTO position and the automatic mode of operation is selected. The guard must be raised to actuate the switch to any of the other positions.

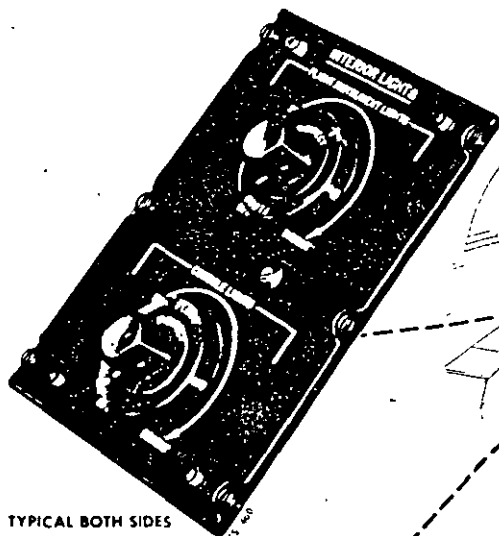
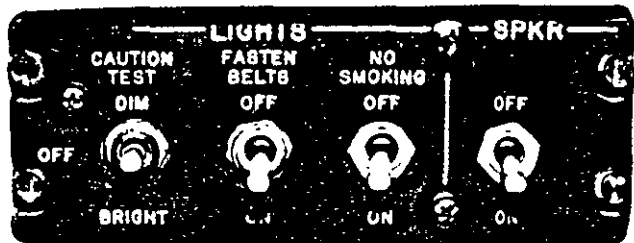
With the switch at the maintained UP FOR D/G position, the system operates in the directional gyro (D/G) mode. Moving the switch to the spring-loaded SLAVE LEFT or SLAVE RIGHT positions will manually slave the directional gyro to the flux detector. From either of these last positions, the switch will return to the UP FOR D/G position when released. Refer to Operation of Heading Indicating System in Directional Gyro (D/G) Mode, in this section, for information on the heading indicating system when used in the (D/G) mode.

On some airplanes, initial fast slaving occurs when power is supplied to the directional gyro with the gyrocompass switch at AUTO. On other airplanes, fast slaving will not take place until the gyrocompass switch is moved up to UP FOR D/G, and then placed at AUTO. In either airplane, fast slaving continues until the gyro is properly slaved to the flux detector, at which time the system then reverts to the slow slave rate. In the manual mode, the system fast slaves as long as the gyrocompass switch is held at either SLAVE LEFT or SLAVE RIGHT.

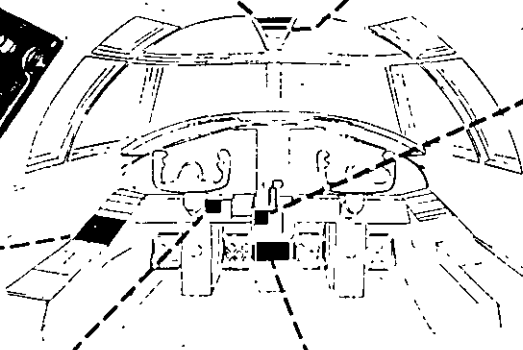
COMPASS SLAVING INDICATOR

A meter-type indicator (figure 1-2), on the pilot's outboard instrument panel, indicates whether the

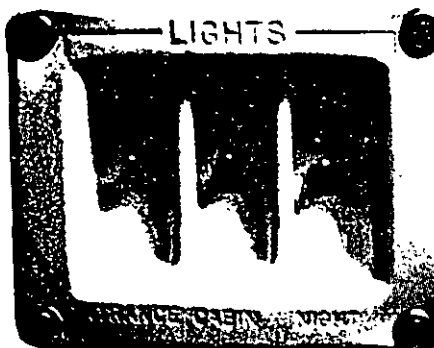
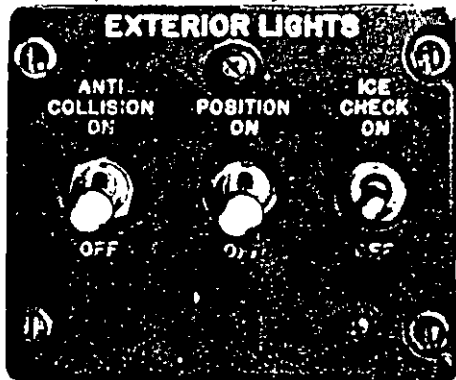
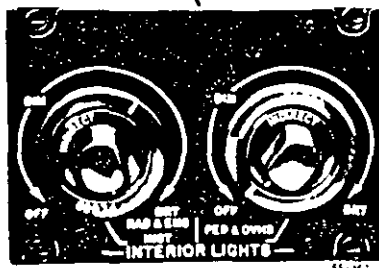
LIGHTING CONTROL PANELS



TYPICAL BOTH SIDES



Some airplanes



MAIN ENTRANCE LIGHT SWITCHES (TO LEFT OF DOOR)

T 39A-1-64-4D

Figure 1-50

directional gyro is slaved to the flux detector and, if not, in which direction the error exists. The indicator includes a pointer and scale. The scale has a center-scale mark, a dot to the left, and a plus sign to the right. Displacement of the pointer from center indicates an error between directional gyro and flux detector. Full scale displacement, right or left, indicates about a 10-degree error between gyro and flux detector.

When the pointer is to the right of center, the mode switch must be moved to SLAVE LEFT to synchronize the gyro and flux detector. With the pointer to the left, the mode switch must be moved to SLAVE RIGHT to synchronize the units.

NOTE

A slight mid-scale oscillation of the pointer indicates proper operation of the heading indicator system.

The slaving indicator will indicate any existing error between the directional gyro and the flux detector in automatic and (D/G) modes of operation.

OPERATION OF HEADING INDICATING SYSTEM IN DIRECTIONAL GYRO (D/G) MODE

The directional gyro (D/G) mode is designed for use at latitudes above 75 degrees for grid navigation, where magnetic compass indications are unreliable. Gyro precession rate, Coriolis force (earth's rotation effect), and meridian convergency will affect the accuracy of navigation in the polar latitudes. It is necessary to know grid navigation and the use of the sextant to obtain headings in polar latitudes.

Precession rate can be a maximum of ± 2 degrees per 15 minutes. The significance of precession can be shown by the following example: Assume a constant heading for one hour at a ground speed of 400 knots is to be flown. Also assume the precession rate in one hour is 5 degrees. At the end of the hour, an off course of about 34 nautical miles could be encountered, because of this drift error alone. For this reason, the gyro should be rated for at least 10-minute legs on the headings to be flown, and the average precession should be applied to reduce this error.

The error due to Coriolis force is equal to 15 degrees per hour times the sine of the latitude. Thus, at a latitude of 80 degrees, the error would be 15 degrees times 0.98481, or approximately 14 degrees 46

minutes per hour. This force moves the plane to the right of course in the northern hemisphere and to the left in the southern hemisphere.

The convergency of successive meridians crossed by the airplane results in an error which is a function of ground speed, ground track, and flight latitude.

The sum of the errors caused by Coriolis force, precession, and convergency can be significant during prolonged flight in the D/G mode. Consequently, it is important to frequently verify your position by such means as visual reference, radar fix, and/or celestial fix. The system can then be slaved to a corrected reading in the D/G mode.

In latitudes where the magnetic compass is reliable, the D/G mode may be used to maintain accurate airplane heading should the remote flux detector fail. This is accomplished by slaving to the heading obtained from the magnetic compass after applying compass card correction and the gyro's precession, if known.

EMERGENCY OPERATION OF HEADING INDICATING SYSTEM

Failure of the heading indicating system in the automatic mode will be indicated by erratic presentations of the HSI compass card or "freezing" of the compass card. If failure is indicated, it may be possible to use the system in the D/G mode. When the D/G mode is selected, a check should be made to see if the compass card responds to turns. In addition, the heading information on the compass card should be checked periodically against the slaving indicator, and the system manually slaved as necessary to correct gyro drift errors. (The compass card indications should also be checked against the magnetic compass, to determine whether the system gyro is properly slaved to the flux detector.)

MARKER BEACON RECEIVER 51Z-2 OR 51Z-3

The marker beacon receiver provides visual and aural indications of the passage of the airplane over a 75-MHz marker beacon transmitter. It is used as a navigation and landing aid. The system includes the receiver, a sensitivity control, and indicator lights. The system is powered from the dc essential bus and is automatically turned on when that bus is

NOTE

Fine tuning for maximum signal strength can be accomplished without the tuning meter by placing function switch to ANT, BFO switch to ON, and VOICE switch to OFF, and rotating tuning crank for minimum or zero modulated tone. Reset VOICE and BFO switches, as required, to identify station tuned.

ADF AUTOMATIC HOMING

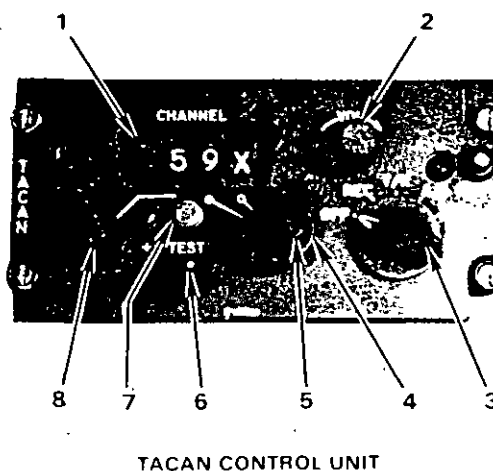
1. Tune and identify station.
2. Function switch - COMP.
3. ADF BRG - Selected on pilot's HSI BEARING switch/copilot's NO. 1 POINTER switch.
4. Observe HSI bearing pointer/BDHI NO. 1 bearing pointer to determine bearing to selected station.

NOTE

To verify a reliable signal, hold LOOP switch either left or right until bearing pointer swings 10 to 20 degrees, and then release. The pointer should return to the original bearing.

ADF MANUAL HOMING

1. Tune and identify station.
2. Function switch - LOOP.
3. ADF BRG - Selected on pilot's HSI BEARING switch/copilot's No. 1 POINTER switch.
4. BFO Switch - ON.
5. Interphone VOICE switch - OFF.
6. LOOP switch - Left or right to locate one of the two loop null tone points. Read bearing.
7. Turn airplane to place null (bearing pointer) on wingtip. Maintain heading until tone is heard again. Move LOOP switch left or right, and relocate null point. The station is in the same direction as the null point movement (i.e., if null point moves clockwise, the station is right; if null point moves counterclockwise, the station is left).

TACAN - AN/ARN-118(V)

1. Channel digital display
2. Volume control knob
3. Function selector knob
4. X-Y channel selector knob
5. Units channel selector knob
6. Press-to-test button
7. Test indicator light
8. Hundred-tens channel selector knob

Figure 1-52

The tactical air navigation system (TACAN) enables the airplane to receive continuous indications of its distance and bearing from any selected TACAN station within a line-of-sight distance of approximately 300 nautical miles. The equipment consists of the TACAN receiver-transmitter and its control panel (see figure 1-52). The TACAN equipment also has an air-to-air mode and can be used between two airplanes having TACAN with air-to-air capability for range information only. There are 252 channels available; 126 in X-mode channels, and 126 in Y-mode channels. The TACAN works in conjunction with the various cockpit indicators to display distance, bearing, and course. The station identifier is audible in the headsets. The set is powered by the dc essential bus and the 115-volt nonessential ac bus.

TACAN FUNCTION SELECTOR KNOB

The function selector knob (3) is marked OFF, REC, TR, A/A REC, and A/AT/R. In REC, the set will receive bearing and audio identity signals only. Range information will not be displayed because the TACAN transmitter is not on. In T/R, both the receiver and the transmitter are operative, the

system will receive and display both range and bearing to the station being interrogated, and radio identity signals are fed into the interphone system. When A/A REC is selected, the TACAN system receives and displays the bearing transmitted by a suitably equipped cooperating airplane. When A/AT/R is selected, the TACAN system interrogates a suitably equipped cooperating airplane (such as the AN/ARN-90, used by the KC-135Q airplane), and receives and displays the bearing to and receives and calculates the slant range from that airplane. If the interrogated airplane is not equipped with bearing-producing equipment, only slant range is calculated. Air-to-air bearing information is magnetic and will indicate within 15 degrees of relative bearing. The AN/ARN-118V transmits range only, not bearing.

NOTE

- As many as five airplanes can lock-on to a "parent" transmitter in the air-to-air mode. However, the radius of operation for all airplanes involved will be limited to a distance equal to four times the distance between the transmitter airplane and the nearest receiver.
- Interference between the IFF and TACAN channels 1 through 9, 63 through 72, and 126 can prevent air-to-air TACAN lock-on. Avoid using these channels in air-to-air models.
- The channels of the receiving airplanes shall be either 63 channels above or below the cooperating airplane channel, and shall be in the same (X or Y) mode.

TACAN CHANNEL SELECTOR

The channel selector on the TACAN control panel consists of three separate knobs (4, 5, and 8). The hundred-tens knob and the units knob are used to select the TACAN channel. The X-Y channel selector knob provides for the selection of the X or Y mode of operation. The channel digital display (1) shows the channel selected with the three channel selector knobs.

TACAN VOLUME CONTROL KNOB

A volume control knob (2) controls the volume of the audio identity code.

TACAN SELF TEST

The press-to-test button (6) is used to manually initiate TACAN self-test. The test indicator lamp (7) lights when a malfunction occurs during automatic or manual self-test. The manual self-test is initiated by depressing the press-to-test button; automatic self-test is initiated when the received signal becomes unreliable or is lost.

TACAN OPERATION

MANUAL SELF TEST

The AN/ARN-118 has built-in-test equipment (BITE) which functions automatically or on operator demand. If a manual test is desired, proceed as follows:

1. Function selector knob - T/R (allow 90-second warmup).
2. HSI course - Set to 180 degrees.
3. Press-to-test button - Depress and release. Observe HSI and test indicator for the following indications:
 - a. Observe test indicator flashes momentarily.
 - b. Observe course and range warning flags come into view, if not already in view.
 - c. Observe bearing pointer slews to 270 degrees for approximately 7 seconds.
 - d. Observe course and range warning flags out of view.
 - e. Observe distance indicates 0.0 (± 0.5) NM (since negative values are not presented, a value of -0.5 will be portrayed as 399.5), and bearing pointer slews to 180 (± 3) degrees. Course deviation indicator should be within one-half dot deflection from center, and-to-from indicator should indicate TO. All indications remain for approximately 15 seconds.
 - f. Observe course and range warning flags come into view until TACAN returns to normal operation.

NOTE

The self-test checks approximately 85 percent of the TACAN system components. It does not check the antenna interface. TACAN accuracy should be checked against a TACAN ground checkpoint.

IN-FLIGHT OPERATION OF BITE

In-flight operation of BITE and test procedures are as follows:

1. If test indicator illuminates during flight, perform a press-to-test as described under MANUAL SELF-TEST. If indicator light remains on, repeat test in REC mode. If the light goes out in the REC mode, the malfunction is probably in the transmitter, and bearing information can be used, provided an adequate cross-check is available. If the indicator light remains illuminated in both T/R and REC, all TACAN information should be considered unreliable.
2. Automatic Self-test. If the TACAN signal is lost, an automatic self-test is initiated. This is indicated by the bearing pointer turning to 270 degrees for approximately 3 seconds. The test indicator will normally not come on during self-test. If the indicator illuminates, a system malfunction has occurred, and a press-to-test should be accomplished. Changing channel mode or number will not by itself initiate a self-test.

AIR-TO-GROUND MODE

For air-to-ground operation, proceed as follows:

1. Function selector knob - As required (REC or T/R). Allow 90 seconds for initial warmup.
2. Channel Selector - As required.
3. Channel mode knob - Set.
Use X mode for TACAN Stations and for DME from four-digit (i.e., 113.2) VOR stations. Use Y mode for DME from five-digit (i.e., 113.85) VOR stations. Allow 1 second for DME lock-on time and 3 seconds for bearing lock-on time.
4. Volume control knob - Adjust for desired volume level.

5. Desired HSI course - Set.
6. Set HSI course deviation indicator to zero. Check that course readout and bearing pointers agree within 3 degrees.
7. Check that TO/FROM indicator on HSI indicates bearing selected is in relation to ground station.
8. Check audio signal for readability.

NOTE

A garbled station identifier indicates cochannel interference. DME and bearing information should be considered unreliable until a single clear identification tone is received.

9. If TACAN signal becomes unusable, check that OFF flags appear on course deviation and range indicators.
10. The range indicator shall have a distance accuracy of ± 0.5 NM or 3 percent of the distance from the station, whichever is greater.
11. Monitor attitude director indicator and horizontal situation indicator for proper indications.

AIR-TO-AIR MODE

For air-to-air operation, proceed as follows:

1. Function selector knob - As required (A/A REC, or A/AT/R).
 - a. A/A REC - Bearing receive only if cooperating airplane is transmitting bearing. Accuracy $\pm 15^\circ$. DME transmit inoperative.
 - b. A/AT/R - DME transmit operatives. Cooperative airplane shall also transmit DME. Accuracy 0.0-0.2 NM. Bearing receive only if cooperative airplane is transmitting bearing.
2. Channel selector - As required.
 - a. Set receiver airplane channels either 63 channels above or below cooperating airplane channel. Avoid using channels 1 through 9, 63 through 72, and 126.

3. Channel mode knob - Set.
 - a. Y mode is recommended for air-to-air operation if all participating airplanes have Y mode capability. This will reduce X-mode saturation of air-to-air frequency.
 - b. All participating airplanes must be in the same (X or Y) mode.
4. Monitor DME Indicator for proper indications.

VOR NAVIGATION/INSTRUMENT LANDING SYSTEM

This system includes a 51X-2B VOR/localizer receiver and instrumentation unit, 51V-3 or DGS-20 glide slope receiver, and essential controls. Flight instruments which display the system information are the pilot's attitude director and horizontal situation indicators, the copilot's bearing-distance-heading and course indicators, and the navigator's bearing-distance-heading indicator. The VOR/localizer receiver and the glide slope receiver are powered by the dc essential bus, and the VOR/localizer instrumentation unit is powered by the ac essential bus.

VOR/LOCALIZER GLIDE SLOPE CONTROL PANEL

This panel (figure 1-45) is on the center instrument panel. It controls operation of the VOR/localizer receiver and the glide slope receiver. It includes an on-off power switch, two frequency selector knobs, a volume control knob, a variable squelch knob mounted on coaxial shafts, and a frequency display window. Moving the power switch to ON turns on the two receivers. The two frequency selector knobs permit selection of VOR/localizer frequencies through the range of 108 to 151.95 MHz in 50-kHz steps. The right knob sets the two right counter drums in the frequency window. The left knob sets the three left counter drums. The frequency selector knobs, when used to select a localizer frequency, will automatically tune the glide slope receiver to a compatible channel. (The glide slope receiver provides reception on 20 channels spaced 300 kHz apart in the range of 329.3 through 335.0 MHz. However, the frequency displayed in the window

† Some airplanes

will not indicate the selected glide slope receiver frequency.) The volume control knob controls the audio level of the VOR or localizer signal. Volume is increased when the knob is turned clockwise. The squelch knob controls the VOR/localizer receiver only during reception of frequencies above 117.9 MHz. Where signals above 117.9 MHz are weak, the variable squelch knob should be turned clockwise in order for the weak signal to open the squelch. Where a strong signal exists, the squelch knob should be turned counterclockwise until the background noise disappears.

RDR-110 WEATHER RADAR SYSTEM†

The RDR-110 Weather Radar System is designed specifically to keep the pilot informed of hazardous enroute weather up to a maximum of 90 miles ahead of the airplane. In addition, the radar has a terrain mapping capability for radar navigation. The system operates by detecting, locating, and presenting to the pilot, in a readily interpretable form, weather associated with squall lines, thunderstorms, weather fronts, and high-density rainfall. With this information, an early decision can be made as to the most desirable avoidance course. The radar system operates on a frequency of 15.5 gigahertz (Ku band) and features a daylight display indicator. All operating controls are conveniently located on the indicator front panel (figure 1-54). The system consists of three compact units: a nose-mounted, 12-inch - diameter, sector-scanning antenna; a transistorized transmitter-receiver unit; and a 5-inch PPI indicator.

The weather radar system functions because water particles, either in suspension (as in a cloud) or as rainfall, will reflect a beam of radar energy. The amount of reflected energy available for detection depends on numerous variables. The most important of these are the size and density of the water droplets, the wavelength of the radar beam and its configuration, the antenna size, and the amount of radiated power and the receiver sensitivity.

The radar beam is subsequently reflected back to the antenna by drops of moisture (in the form of rain, hail, or snow) and then passed on to the radar receiver. The receiver interprets this precipitation data in terms of drop size or inches of rain per hour. The radar system also determines the range and azimuth of the target returns up to 90 miles ahead and up to 45 degrees to each side of the centerline of

the airplane. By measuring the time it takes for the radar transmitter pulse to reach the target and return, the distance to the storm area can be established with precision. By accurately noting the direction in which the antenna is pointing when the targets are received, their azimuth is apparent.

WEATHER RADAR PRESENTATION

Figure 1-53 is a pictorial presentation of how various types of weather patterns that can be encountered in the tropical and temperature zones appear on the RDR-110 radar scope. Weather that can be detected by this system is generally already of sufficient strength that deviation from the preplanned flight path to avoid overflying areas of returns is the best course of action. For example, one of the more common types of storms encountered in the temperature zones is the squall line.

The squall line is a dynamic, elongated system of weather activity often as much as 300 miles in length and characterized by multiple areas of very heavy precipitation. If you encounter this type of weather directly in your flight path, then early detection and avoidance is mandatory, or if the storm is to one side of the flight path, a judicious skirting of the danger area should be made. This will depend upon the range, speed, and direction of the storm. A good rule to follow is to allow at least a 10-mile margin (below 20,000 feet) between the airplane and the nearest storm cell.

A typical squall line can move into the intended flight path very rapidly. Storms are often known to build in intensity to maximum proportions in 5 to 10 minutes. It is very important to be aware at all times of the speed and direction in which a particular storm is moving. It is always a good practice to constantly monitor the radar scope when flying near storm cells. Even when there appears to be ample room to fly between two cells, extreme caution should be exercised because the situation can change in minutes.

RADAR TERRAIN MAPPING

Besides its main function of weather avoidance, the weather radar system also provides the pilot with auxiliary position information. When the mode selector switch on the indicator front panel is flipped to MAP and the antenna is tilted down, the radar will paint on the scope a reasonably accurate facsimile of the terrain features along the airplane flight path. Prominent topographic features, such

as lakes and rivers, are displayed in contrast to the surrounding land area. In addition, the slant distance from the nose of the airplane to the terrain feature under observation may be read directly on the radar screen in exactly the same manner as the distance to a storm cell. It should be remembered that the actual ground area covered by the radar beam is determined by the height of the airplane and the antenna tilt.

PPI INDICATOR CONTROLS (See figure 1-54)

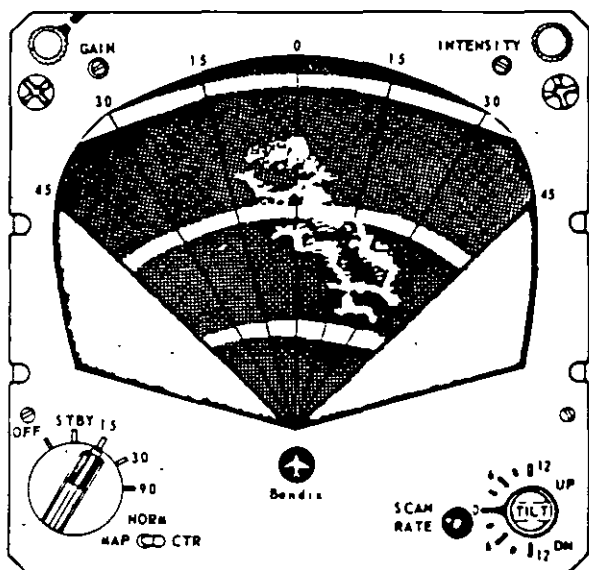
MODE SELECTOR SWITCH

The ISO echo contour circuitry permits easy differentiation between areas of heavy rainfall and surrounding areas of lighter rainfall. Often when viewing a storm, large areas of precipitation of varying density make it extremely difficult for the operator to obtain a clear interpretation of the storm area. When the intensity of the return signal increases beyond a preset level, indicating a region of high moisture content, the PPI screen becomes black. This produces a series of dark centers surrounded by lighted areas which represent storm cells. The rainfall rate is greatest at these blacked-out centers.

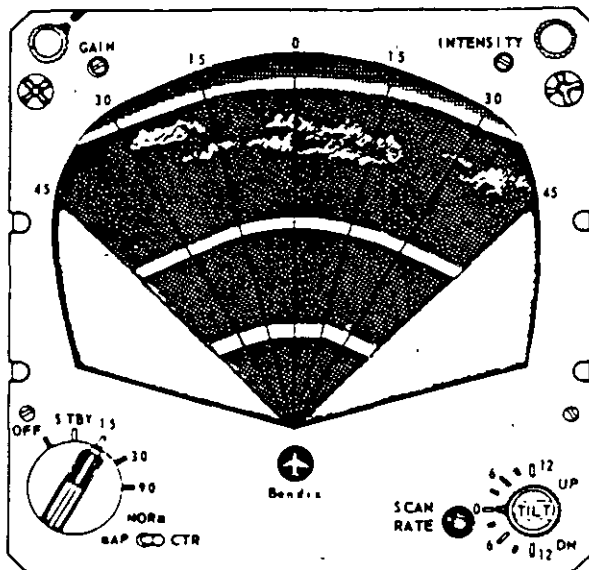
The switch, on the lower left of the indicator, labeled MAP - NORM - CTR (contour), permits the pilot to turn the contour circuits on or off at will to evaluate the particular storm under observation. This switch is usually placed first in NORM while the entire area is being searched in order to estimate the approximate area covered by the storm. Next, the switch is placed in CTR, and the presentation immediately indicates the location of severe turbulence by displaying the gradient or rate of change of rain intensity. The gradient is highest (and the turbulence greatest) where the lighted area surrounding the dark center is thinnest, or where a dark core surrounded by a lighted area is thinnest. These are the regions to be avoided. For terrain mapping operation, place the switch in the MAP position.

POWER-RANGE SELECTOR KNOB

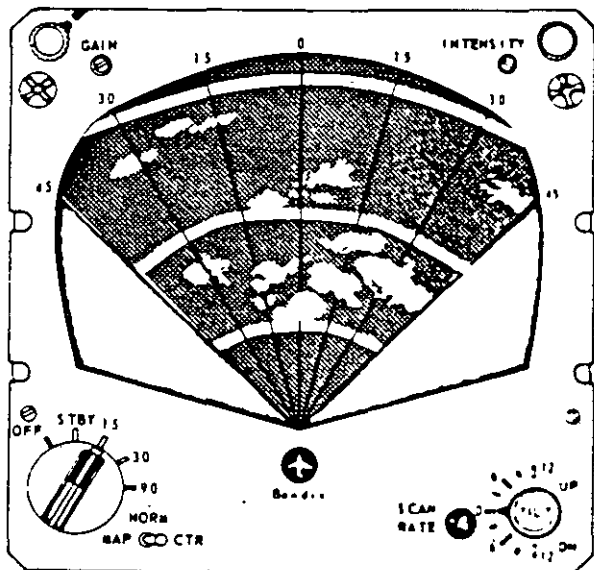
The range selector knob, located on the lower left corner of the indicator, labeled OFF, STBY, 15, 30, and 90. The function of the selector knob controls primary power to the radar system, allows the equipment to be placed in a standby condition



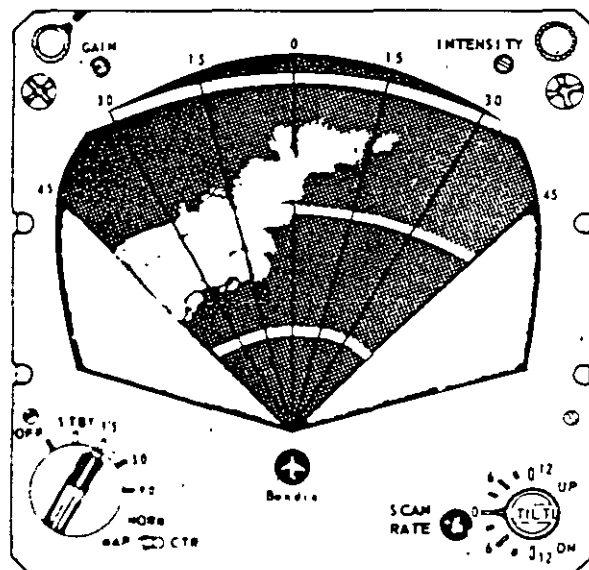
Typical Storm Cell



Portion of a Squall Line



Scattered Thunderstorms



Heavy Rain

Figure 1-53

during the warm up period and when the system is not in use, and it provides for the selection of either the 15, 30, or 90 miles operating range. Each range is provided with 3 range calibration marks; the 15 mile range is divided into 5 mile increments, the 30 mile range is divided into 10 mile increments and the 90 mile range is divided into 30 mile increments.

GAIN CONTROL KNOB

The gain control knob, located on the upper left corner of this indicator, labeled GAIN, varies the receiver sensitivity. Optimum system gain is provided when the control knob is adjusted to the reference index. This setting should never be changed when making weather observations, since

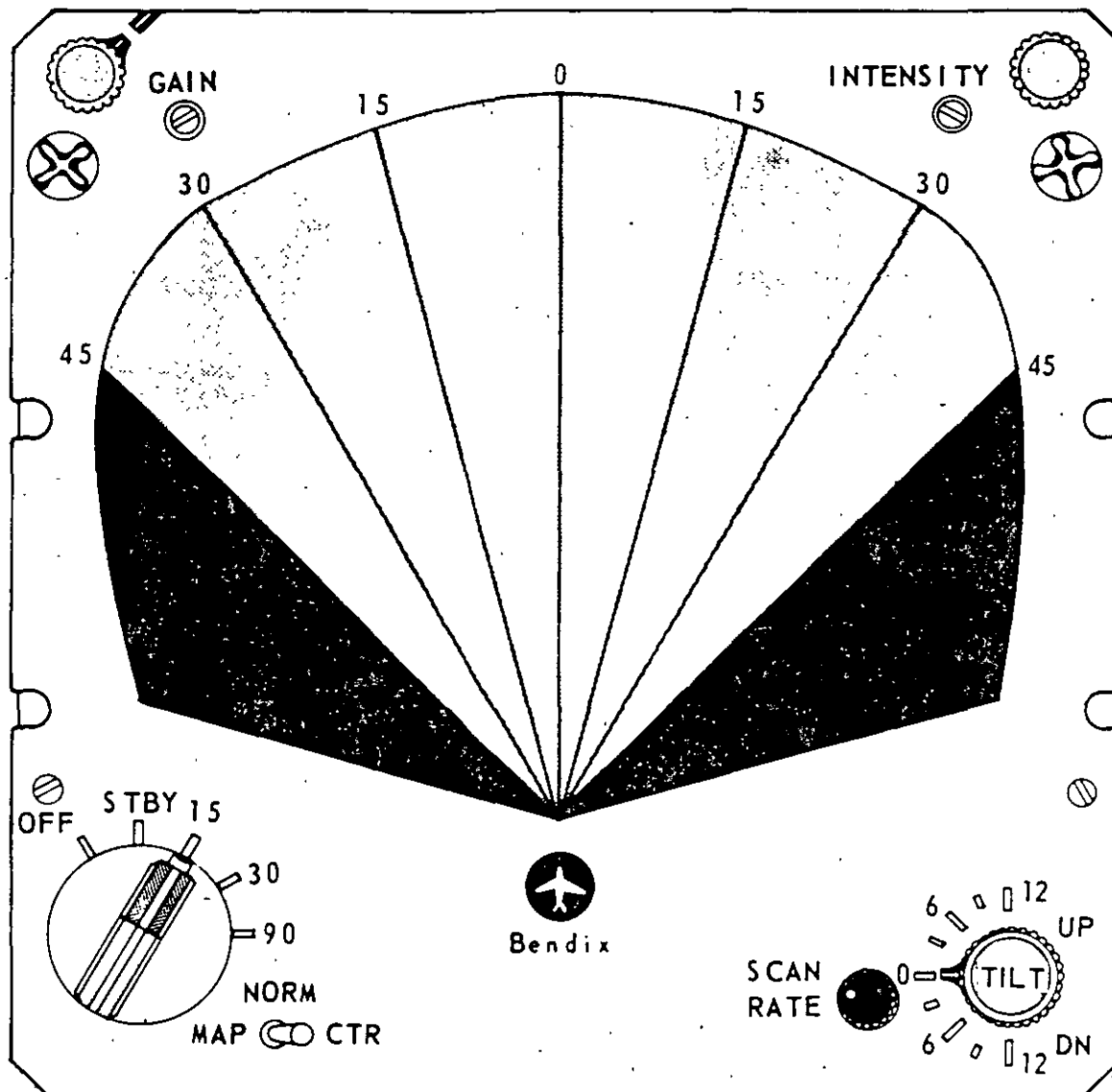


Figure 1-54

the fixed amount of gain establishes a reference for measuring rainfall intensity on a day-to-day basis. When using the radar system for terrain mapping operation, it may be desirable to readjust the gain control for the best presentation.

INTENSITY CONTROL KNOB

The intensity control knob, located on the upper right corner of the indicator, labeled INTENSITY, is used to control the brilliance of the indicator sweep line and range marks. It is normally adjusted until the sweep is just visible and then backed off slightly until the sweep almost disappears.

ANTENNA TILT CONTROL KNOB

The antenna tilt knob, located on the lower right corner of the indicator, labeled TILT on the knob, electrically adjusts the antenna reflector to move the radar beam up to 12° up or down from horizontal. This permits the operator flexibility in determining the vertical dimensions of weather systems and enables him to tilt the beam downward for terrain mapping.

SCAN RATE CONTROL KNOB

The scan rate control knob, to the left of the tilt knob, labeled SCAN RATE, is used to vary the antenna and sweep scanning speed over a range of approximately 0 to 12 looks per second. This allows compensation for various ambient light conditions in the cockpit; slow scan rate for low ambient light, fast scan rate for high ambient light.

IN-FLIGHT PROCEDURES**SET OPERATION**

1. Power-range selector knob - OFF.
2. Mode selector switch - NORM.
3. Scan rate knob - 1/3 from CCW toward CW.
4. Tilt knob - 2 to 3° DN.
5. Intensity knob - CCW.
6. Gain control knob - CCW.

ADJUSTING FOR WEATHER OPERATION

1. Power-range selector knob - 90 miles.
2. Mode selector switch - NORM.
3. Intensity knob - Advance CW until sweep line is visible.
4. Gain control knob - Advance CW to reference index.
5. Tilt knob - 2 to 3° DN (while in level flight).

Observe any weather targets within range, and switch to CTR to determine severity.

By slowly tilting the antenna up and down, storm cells can be scanned vertically and the approximate height of the the cells noted in relation to airplane altitude.

If the cells observed can be tracked beyond 60 miles out, you are headed for a good husky storm.

WARNING

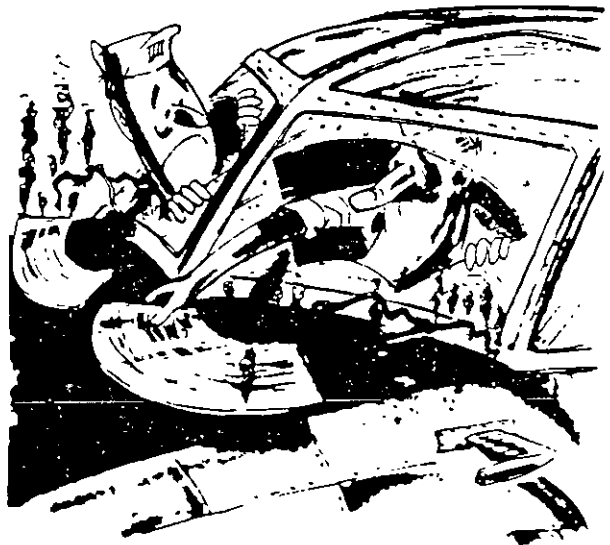
Prolonged close-range exposure to the radar antenna with the radar operating will cause personnel injury. The power-range selector knob will be off or in standby when any object or personnel are within 100 feet in front of the airplane.

CAUTION

Do not operate radar on standby inverter even momentarily. All knobs are delicate - do not force.

MISCELLANEOUS EQUIPMENT**WINDSHIELD WIPERS**

The electrically operated multispeed wipers are controlled by a switch in the cockpit. The windshield wipers are designed to be used for ground operations and at airspeeds below 180 KIAS.

**CAUTION**

Do not operate the wipers if the windshield is dry or dirty, as the windshield glass may be damaged.

T 39A-1 9 21

The five-position windshield wiper knob (figure 1-7), on the overhead control panel, is powered by the dc essential bus and has PARK, OFF, HIGH, MED, and LOW positions. Turning the knob to PARK powers the wipers to a stowed position. HIGH, MED, and LOW are used to select the desired speed of the wipers. Turning the knob to OFF shuts off all power to the wiper motor.

CAUTION

The windshield wiper low-speed position is not recommended for in-flight use. Do not operate continuously on low-speed position for longer than 10 minutes.

SIGNAL DATA RECORDER†

The signal data recorder switch on the pilot's instrument subpanel has been disconnected.

FLIGHT LOADS DATA RECORDER†

A flight loads data recording system (FLDRS) is installed in airplanes changed by TO 1T-39A-556. This system will collect in-flight structural loads data in support of the Aircraft Structural Integrity Program (ASIP), which establishes a safe fatigue life for these airplanes. The recording system continuously records on magnetic tape the sequence of flight parameters and signal ranges related to structural loads. The parameters recorded are strain at eight airplane structure locations, altitude, airspeed, normal and transverse acceleration, roll rate, and ground/air transfer events. The system consists of a recorder, converter-multiplexer, transducer, rate gyro, accelerometers (normal and transverse), strain gauges and amplifiers, mounting racks, and an electrical control panel. The recording system is automatically energized during normal taxi operations with the entrance door closed and the nose gear steering main system circuit activated. There are no cockpit controls associated with this system; however, a test switch is built into the recorder unit which permits maintenance personnel to bypass the control circuit for checkout of the recording system. The magnetic tape cartridge is replaced at 15 hours of recorder operation. The recorder, converter-multiplexer, and rate gyro are installed in the right-hand lower baggage compartment. The accelerometers are mounted in the lower fuselage area on the centerline. The strain gauges and amplifiers are mounted to various structural members in the fuselage, wing, and vertical and horizontal stabilizers. The flight loads data recording system receives input from the airplane pitot-static system and is powered from the essential dc bus and the nonessential ac bus.

INDIVIDUAL AIRCRAFT TRACKING PROGRAM

The Individual Aircraft Tracking program has been initiated for the T-39A/B airplanes. The basic objective of this program is to provide data for making structural maintenance decisions, including inspections, repairs, and modification, and for determining the economic structural life of the airplane. The Individual Aircraft Tracking Program requires flight log reporting forms (AFTO Form 166) in order to obtain specific usage data for each flight on each airplane. These flight log forms are required to be filled out by base-level operations personnel at the completion of each flight. Data obtained from the flight log reporting forms are for engineering studies only, and under no circumstances will this information be used to support disciplinary action against any crew member. There are no onboard airplane systems or cockpit controls associated with this tracking program.

PASSENGERS' SEATS

The passengers' seats (figure 1-55) are upholstered and have an ash tray and padded armrest on the aisle side of the seat. Each seat is equipped with a pocket on the back and a safety belt. All seats can be removed.

TWO-PASSENGER/BAGGAGE SEAT†

A combination, bench-type two-passenger/baggage seat (figure 1-55) with seat belts is installed in the aft end of the cabin. It has a center folding armrest containing an ash tray. The seat backs fold forward to permit access to the circuit-breaker panel, which is on the cabin rear bulkhead. The seat cushions are hinged at the front and can be folded up and forward to provide an additional baggage area for stowing luggage when one or both sides of the seat are not in use.

CENTER-FACING PASSENGER SEAT†

A center-facing passenger jump seat has been added in the area formerly used as the coat compartment, on the left side of the cabin just aft of the entrance. A seat belt and ash tray are provided for the center-facing passenger seat, and an oxygen mask is above the seat. A chemical lavatory with an interconnecting relief tube is installed under the

†Some airplanes

center-facing passenger seat. In addition, a wastepaper basket and a paper dispenser are mounted on the forward partition of the center-facing passenger seat.

PILOTS' SEATS

Two crew seats (figure 1-55) are provided in the pilot's compartment. Each seat is equipped with a quick-disconnect combination lap belt and shoulder harness; two armrests, which rise upward and aft to a stowed position; removable seat and back cushions; and adjustment levers for vertical as well as fore-and-aft movement.

PILOT'S SEAT ADJUSTMENT

The pilot's and copilot's seats may be individually adjusted manually by two levers (figure 1-55) beneath each seat on the inboard side. Fore-and-aft adjustment is accomplished by aft movement of the lever that extends upward from the floor. Vertical adjustment is accomplished by raising the horizontal lever and holding it in that position until the proper adjustment is made. Releasing the lever allows the locking pin to enter an adjustment hole. Both the vertical and horizontal adjustments are in 1/2-inch increments with a full travel of 5 inches.

SAFETY BELT AND SHOULDER HARNESS

The pilot's and copilot's seats are equipped with an adjustable seat belt which is attached to the seat frame. The entire harness assembly (figure 1-55) consists of a lap belt, a crotch strap, and a shoulder harness. The lap belt and crotch strap are attached separately to the seat. Each strap has an attachment fitting which is inserted into a single, quick-release buckle attached to one side of the seat belt. Turning the face of the buckle approximately one eighth of a turn in either direction will immediately release all plug-in connections. In addition, there is an alternate release at the top of the buckle for the shoulder straps only. This feature permits the convenience of extended forward movement of the head and shoulders without releasing the complete harness assembly. A dual inertia reel for the shoulder harness straps is provided within the bulkhead immediately aft of each crew seat. No manual locking device is provided for the shoulder straps, as the automatic locking device within the inertia reel will lock at a maximum forward acceleration of 1.4 G and will function with the reel in any position. When the shoulder straps are

released from the belt buckle, they will retract, eliminating the hazard of loose straps in the pilot's compartment.

WINDOW SHADES

A concealed roller-type window shade is provided above each window in the passengers' compartment.

CURTAIN

An accordion-style antiglare curtain closes off the cockpit from the cabin. On some airplanes, a curtain is provided for use between the partitions at the forward end of the cabin to isolate the lavatory area from the cabin.

BAGGAGE COMPARTMENT

A forward baggage compartment (figure 1-1) is along the right forward side of the cabin, just aft of the cockpit and across from the main entrance door. Late airplanes also have an aft baggage area.

RELIEF FACILITIES†

Relief containers are under the center facing seat.

MOORING AND JACKING KIT

The mooring and jacking kit, when carried, is stowed in the baggage compartment.

PROTECTIVE COVERS

Protective covers for the engine intake and exhaust and pitot heads, when carried, are stowed in the baggage compartment.

LIGHTNING PROTECTION

Damage to the airplane by lightning is minimized by the use of metal lightning protection strips mounted on the nose and wing tips. Two whip-type lightning arrester rods, one mounted above and one mounted below the fuel vent outlet, prevent damage to the fuel vent outlet flame suppressor.

†Some airplanes

PILOT'S SLIDING WINDOW

The forward side window on the pilot's side may be opened on the ground. If necessary, the window may be opened in flight to aid in evacuation of smoke and fumes or during landing if forward vision is obscured. Refer to Elimination of Smoke and Fumes in Section III. The pilot's sliding window has a positive lock system that includes a hinge-type lock attached to the forward edge of the window frame. The lock has a tab for easy opening, and is labeled OPEN HINGE BEFORE OPENING WINDOW. CLOSE HINGE AFTER CLOSING WINDOW. Moving the hinge outboard locks the window.

- To unlock and open the window:
Pull hinge lock tab inboard. Grasp lock handle (at forward lower edge of window) and pull inboard to clear lock detent. Pull aft until window is fully opened; then push handle outboard into lock detent.
- To close and lock the window:
Pull lock handle inboard to clear lock detent; then move handle forward until window is fully closed. Push handle outboard into lock detent. Move hinge lock tab outboard.

SERVICING

SINGLE POINT REFUELING SYSTEM

The single-point refueling system permits all internal fuel tanks to be filled on the ground by means of a pressure refueling system connected to a single-point refueling receptacle (figure 1-58) on the right wing, inboard, below the leading edge. If a refueling pressure of 50 (± 5) psi is maintained, the wing tanks fill in approximately 11 minutes, and all tanks fill in about 12 minutes. The system consists of one remote control shutoff valve and one level control and vent valve in each wing, one dual level control valve in the fuselage tank, a pressure refueling test and fuselage tank refueling valve, and

fuel pressure, venting, and sensing lines. During single-point refueling, fuel flows from the receptacle to the remote control shutoff valve from where the fuel is discharged into each wing tank. As each wing tank becomes full, the level control and vent valve senses the full condition and signals (through fuel pressure sensing lines) the remote control shutoff valve to close. To prevent inadvertent filling of the fuselage tank during single-point refueling, the fuselage tank dual level control valve closes when refueling pressure is applied to the system. The fuselage tank dual level control valve opens to allow fuel to enter the fuselage tank only after the fuselage tank refueling control buttons are pressed. In single-point refueling of the fuselage tank, fuel is routed from the single-point refueling receptacle to the dual level control valve within the fuselage tank. When fuel to the fuselage tank rises to full height, the valve floats act to shut off fuel flow. The airplane can be filled with conventional refueling equipment through the gravity-fill access to each tank. The single-point refueling system is shown in figure 1-56.

SINGLE-POINT REFUELING TEST AND FUSELAGE TANK REFUELING CONTROL BUTTONS

The single-point refueling test and fuselage tank refueling control buttons (figures 1-56 and 1-58) are flush-mounted in the surface of the right wing leading edge, adjacent to the single-point refueling receptacle. Two buttons, labeled PRI TEST and SEC TEST, govern primary and secondary refueling valve test procedures for all tanks. Satisfactory valve operation is indicated by the shutoff of fuel flow, accompanied by the stopping of vibration and the stiffening of the refueling hose. A more positive indication of fuel shutoff can be obtained by observing the counter on the ground refueling equipment. The purpose of PRI TEST and SEC TEST buttons is to ensure that the airplane internal refueling shutoff valves are operating properly and will, in fact, shut off the single-point refueling operations when the fuel tanks are full.

SEATS

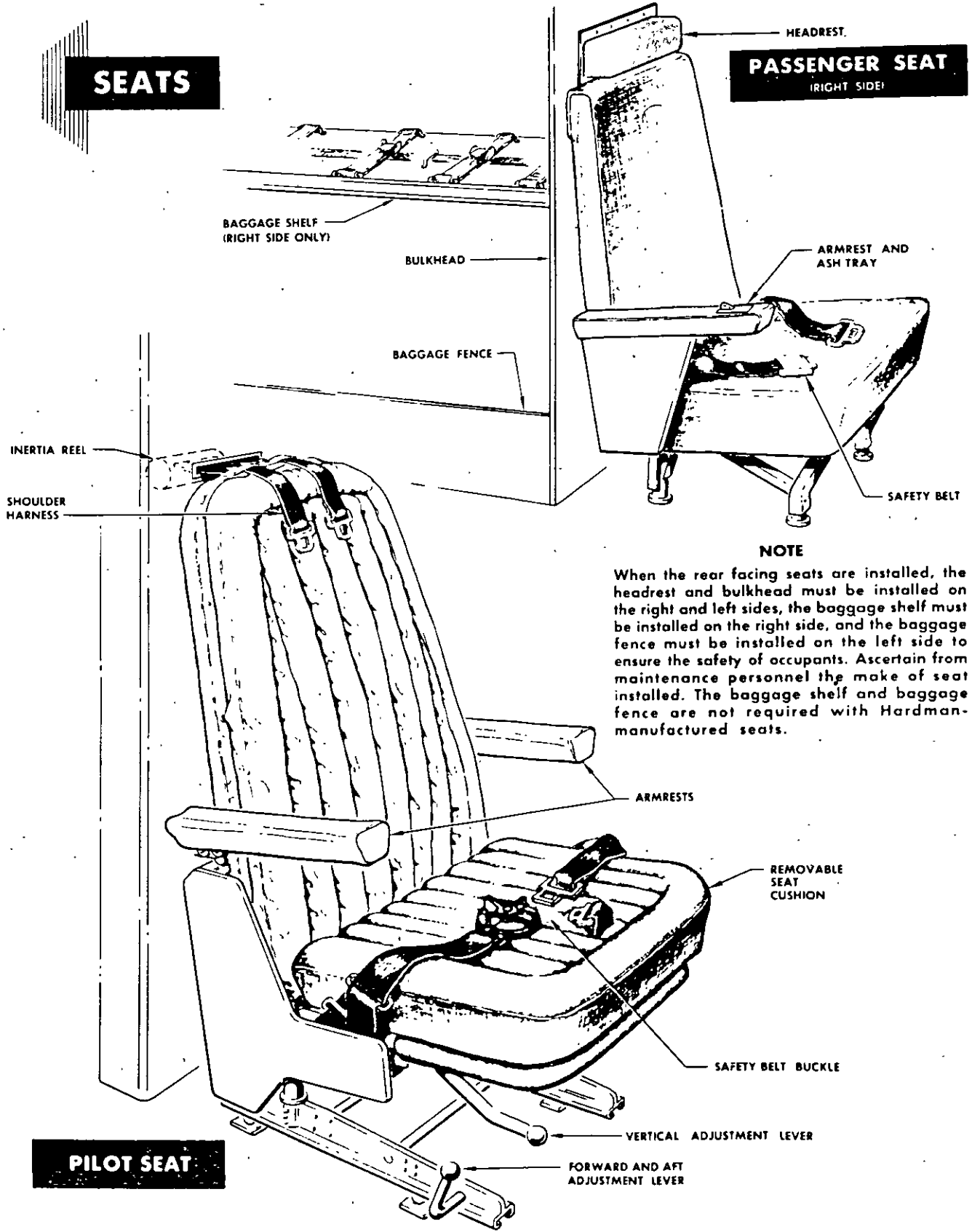


Figure 1-55 (Sheet 1 of 2)

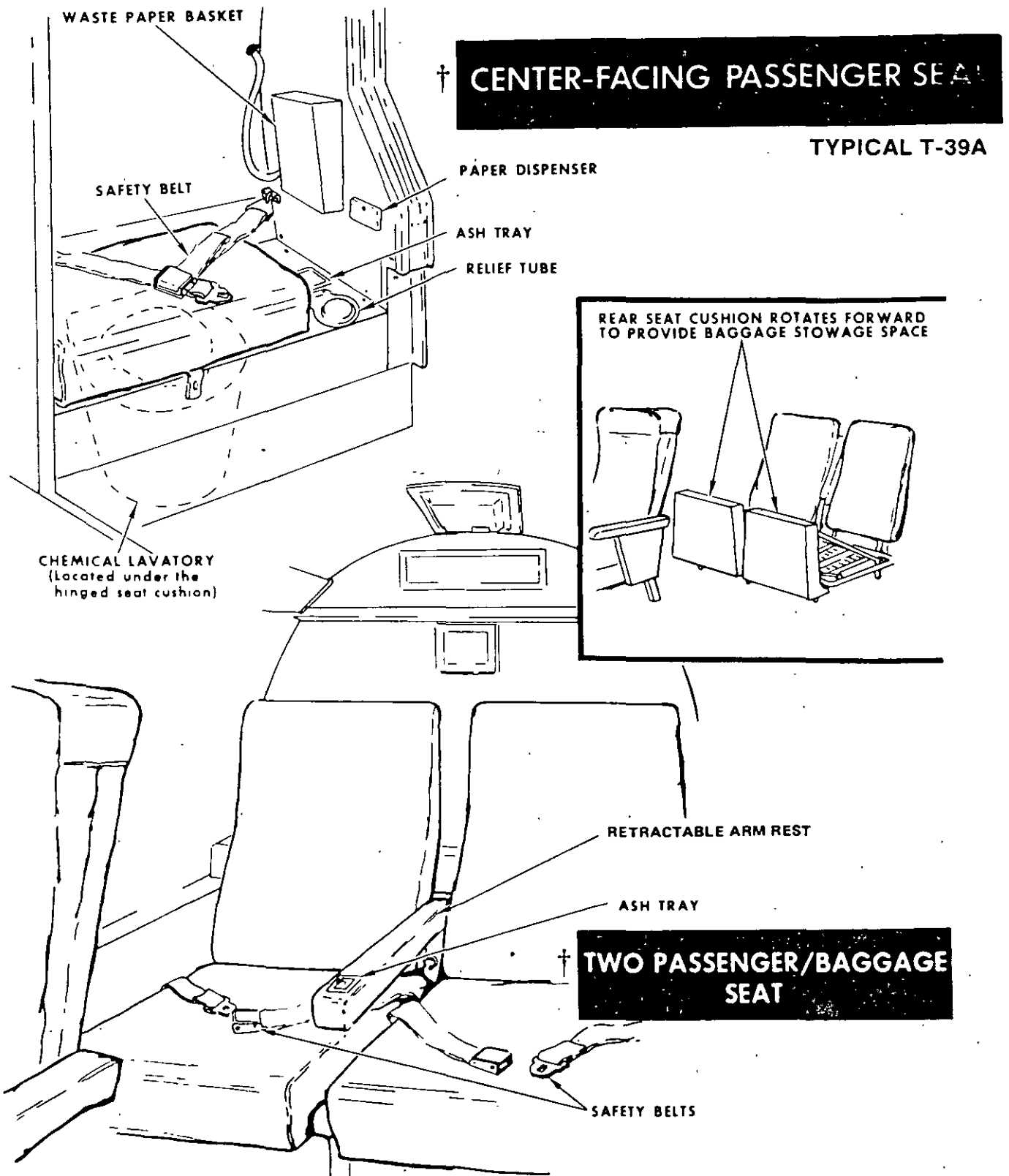
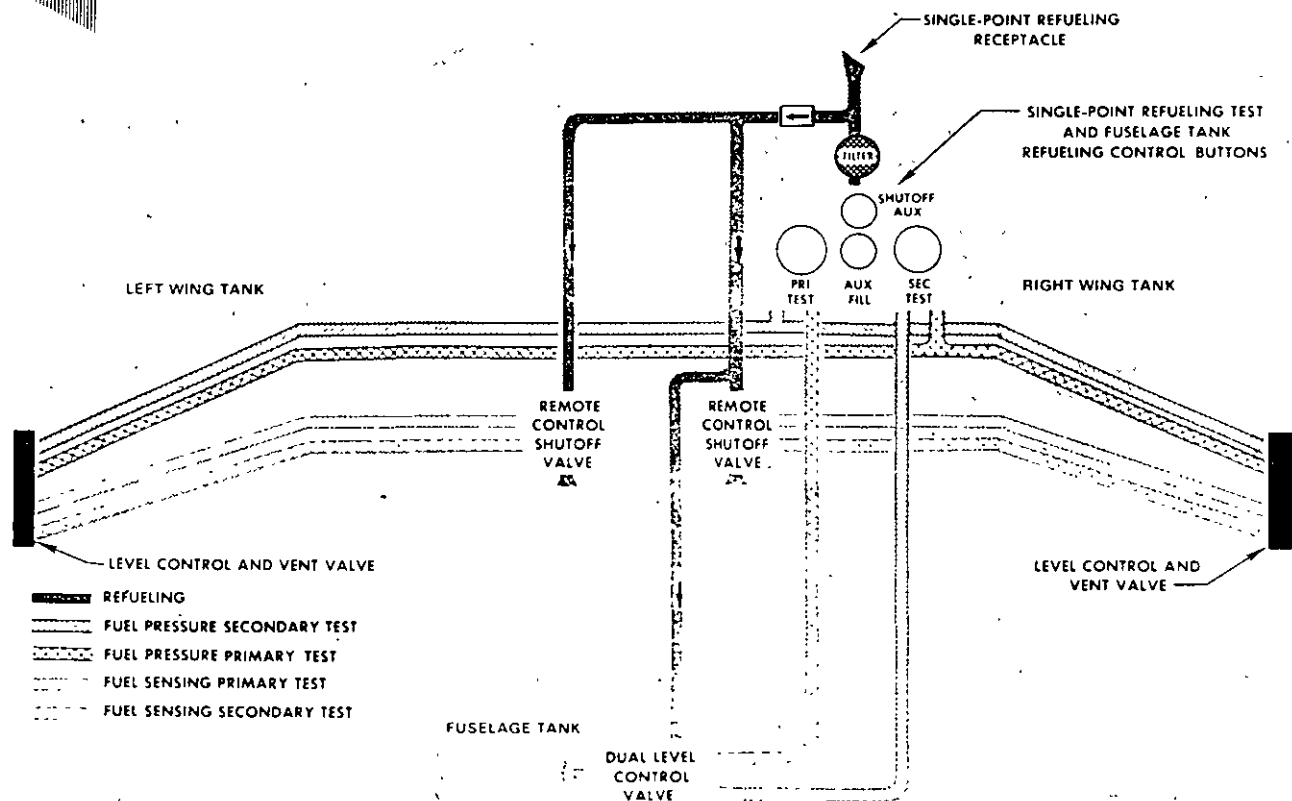


Figure 1-55 (Sheet 2 of 2)

† Some airplanes

SINGLE-POINT REFUELING SYSTEM



T 39A 1 48-4

Figure 1-56

An AUX FILL button controls fuel flow to the fuselage tank. A SHUTOFF AUX button locks and holds the AUX FILL button during fuselage tank refueling. Refer to T-39A and T-39B Fuel and Environmental Systems, TO 1T-39A-2-2, for complete procedures and precautions on single-point refueling.

- Immediately stop refueling operation if fuel shutoff is not obtained when either test button is pressed; if this is not done, fuel may spill overboard through fuselage fuel vent. Refueling may be continued after the difficulty has been corrected.

CAUTION

- Both the primary and secondary operation of the valves shall be checked for shutoff of fuel flow.

GRAVITY REFUELING

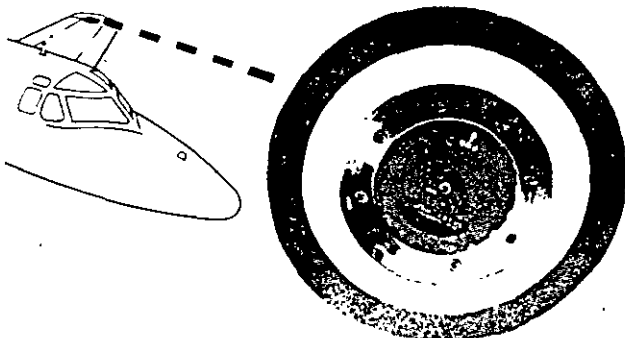
Gravity refueling of the airplane is possible by filling through the fuselage tank filler while manually holding open the spring-loaded fuel filler flapper valve in the filler neck on each wingtip.

Airplanes equipped with the Shaw Aero Devices cap do not have the flapper valve feature and can be refueled by removing the cap. The flapper valves shall be released (Shaw caps reinstalled) just before the fuel overflows from the opening. Then continue filling fuselage tank until full. By using this method of refueling, it will take a minimum of 30 minutes to refuel the airplane.

WARNING

When gravity refueling through individual wing tank fillers, excessive fuel differential between wings may cause the airplane to tip over; therefore, gravity refueling will be accomplished through the fuselage tank filler.

WING FUEL FILLER RECEPTACLE
WITH SHAW CAP
(TYPICAL EACH WING)



WING FUEL FILLER
RECEPTACLE WITH
FLAPPER VALVE
(TYPICAL EACH WING)

Figure 1-57

CAUTION

- Shaw Aero Devices caps shall be installed with the index arrows aligned, to prevent accidental flight loss.

- Maintenance personnel will reinstall improperly positioned Shaw caps. The cap should not be removed from a fully serviced aircraft because of the fuel spill hazard.
- Observe all refueling precautions, as some fuel may be spilled before fuel flappers are released.

NOTE

Total usable fuel after gravity refueling will be about 8 gallons (52 pounds) less than pressure refueling total.

ENGINE OIL SERVICING

The engine oil level shall be checked and serviced within 30 minutes after engine shutdown. If the 30-minute time period is exceeded, start engine and run (2 minutes at idle and 30 seconds at 75-percent rpm) prior to servicing.

1. Open oil tank filler access door.
2. Remove oil tank filler cap by raising locking tab and rotating tab counterclockwise until filler cap is released; then remove cap.
3. Check that oil level is within 1 quart of full.

NOTE

If oil level is within 1 quart of full, do not service tank.

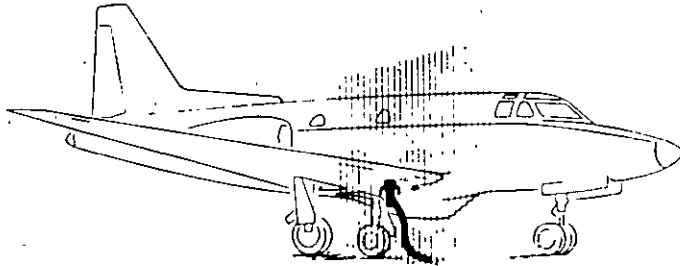
4. When oil is low, add lubricating oil to bring up to add-1-quart mark.
5. Insert dip stick and install oil tank filler cap by placing cap in position and rotating locking tab clockwise to lock cap; then press tab down into stowed position.

NOTE

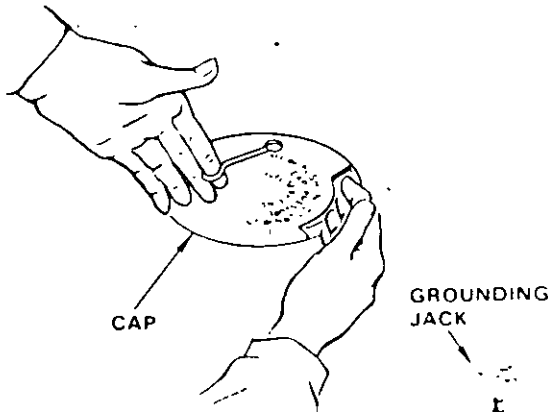
Before closing oil tank filler access door, check for proper installation and security of filler cap. If the cap is properly installed, it will be flush with the edges of the recess in the oil tank.

6. Close engine oil tank filler access door.

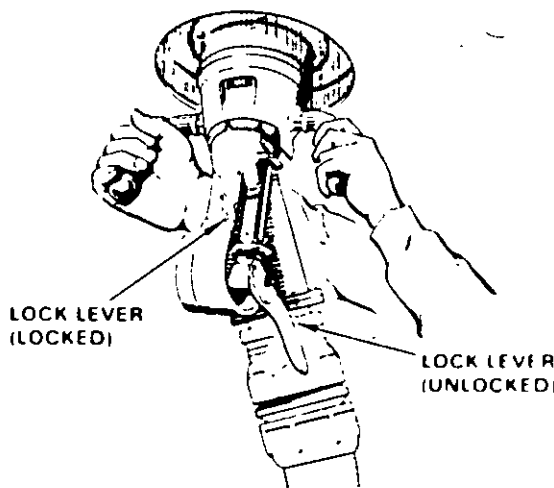
SINGLE-POINT REFUELING



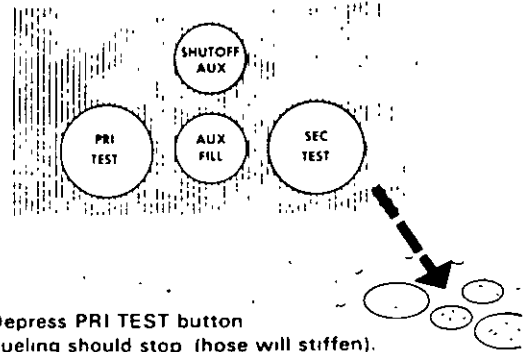
- 1** Ground airplane to approved static ground
- 2** Remove pressure refueling cap



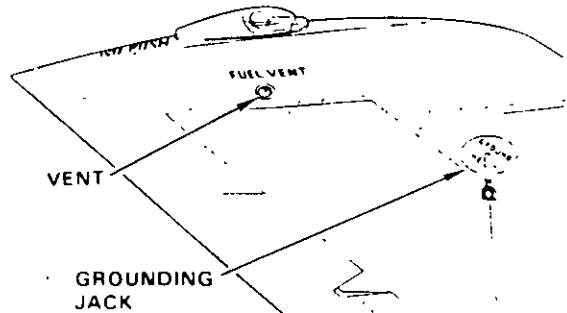
- 3** Insert nozzle grounding plug into jack on airplane



- 4** Connect and lock refueling nozzle. Start ground servicing unit. Refueling pressure should be 50 (±5) psi.



- 5** Depress PRI TEST button. Fueling should stop (hose will stiffen). Release button.
- 6** Depress SEC TEST button. Fueling will stop (hose will stiffen). Release button.
- 7** If fuselage tank is to be filled, depress SHUTOFF AUX button, and hold button depressed while pressing AUX FILL button; then release SHUTOFF AUX button first. The AUX FILL button should remain in the depressed position.



- 8** Check wing tip vents for proper operation (venting)

NOTE

Fuel may come out of wing tip vents. If this occurs, turn off refueling momentarily. Valves should reset.

- 9** Full servicing will be indicated by a reduction in fuel flow rate to almost zero. This should occur in approximately 12 minutes. Shut down refueling unit. Actuate lock lever to close valve and unlock nozzle. Remove refueling nozzle and grounds.



- 10** Install pressure refueling cap, making sure locking device engages properly. If fuselage tank was filled, depress SHUTOFF AUX button.

Figure 1-58

BATTERIES

Two 24-volt, 22-ampere-hour, nickel-cadmium batteries are in the aft equipment compartment and are accessible through aft equipment compartment doors. Quick-disconnect plugs connect the battery cables to the receptacles on the batteries.

CAUTION

Never use a hydrometer (or other servicing tool) that has been used to service lead-acid batteries. Such practice will contaminate the nickel-cadmium battery electrolyte and render the battery useless in a very short time.

PITOT-STATIC SYSTEM

There are nine pitot-static drains installed at low points in the system. (For drain locations, see figure 1-62.) The entire system should be drained during each postflight, preflight, phase inspection and any other time deemed necessary, such as after heavy rains or airplane washing.

OXYGEN SYSTEM

The high-pressure (1800 psi) oxygen storage cylinders are filled through a high-pressure filler valve on the lower left side of the fuselage, forward of the pressurized area.

NOTE

Inverter electrical power shall be on for cockpit indication.

TOWING AIRPLANE

When towing airplane, the following procedure should be used.

1. Check nose gear strut extension. Do not tow airplane when strut is completely deflated or extended beyond maximum limits.
2. Station man in cockpit to operate brakes, if necessary.

NOTE

The entry door should be closed during towing to prevent any unnecessary bouncing of the door against its supports.

3. Ensure that gust lock T-handle in cockpit is engaged.
4. Disconnect electrical quick-disconnect plug.
5. Connect tow bar assembly to nose gear, using tow pin provided.

CAUTION

Before towing assure that nose gear steering lock lever is disengaged by use of proper tow bar. (See figure 1-59.)

TOW BAR INSTALLATION

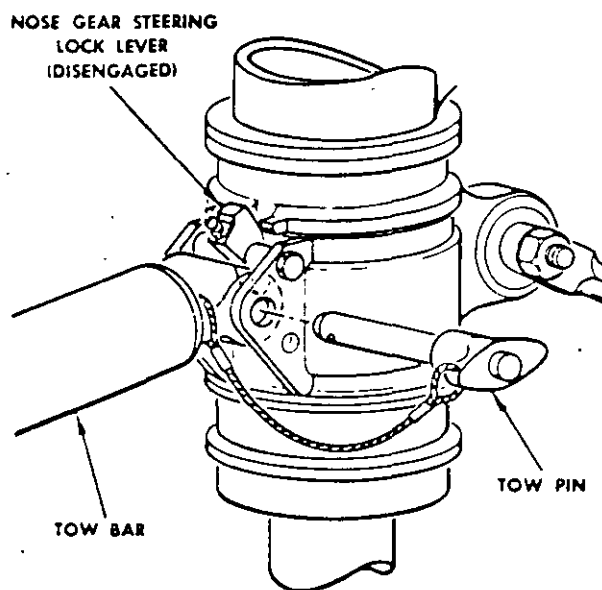


Figure 1-59

6. After airplane has been towed and spotted, remove tow bar and check that nose gear steering lock lever engages.

NOTE

The lock lever will not engage unless the nose wheels are properly centered.

7. Check that electrical quick-disconnect plug at right side of nose strut is connected and undamaged.

COCKPIT WATER DRAIN VALVE

A water drain valve (figure 1-60) is flush-mounted in the fuselageskin below the left side of the cockpit. The valve can be used before flight to determine whether water has accumulated in the under cockpit area, and permits water to be drained from that area. The presence of trapped water can be checked by pressing in on the spring-loaded center of the valve. The valve is slotted for a screwdriver and is opened by a quarter turn of the slot. After the water has completely drained, the valve shall be closed. When the valve is closed, the slot in the center of the valve is aligned with the slot in the outer ring of the valve assembly.

NOTE

The valve is used before flight to make sure the area below the cockpit is free of water.

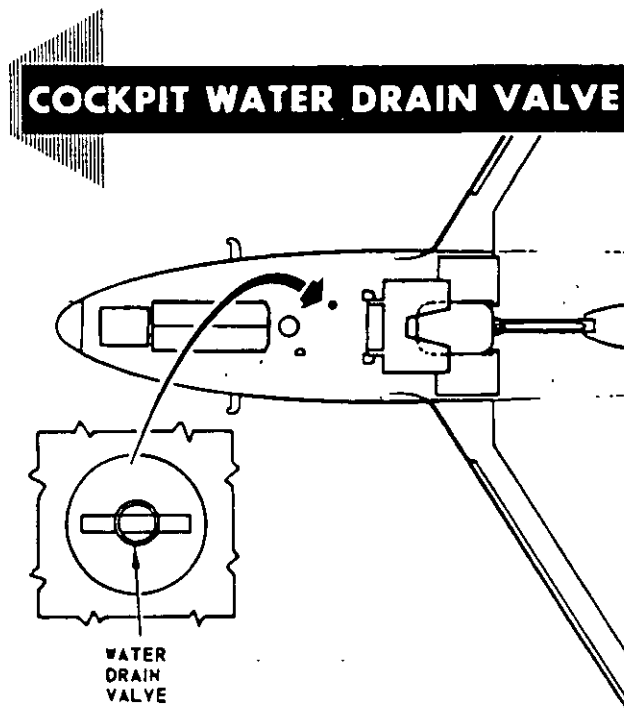
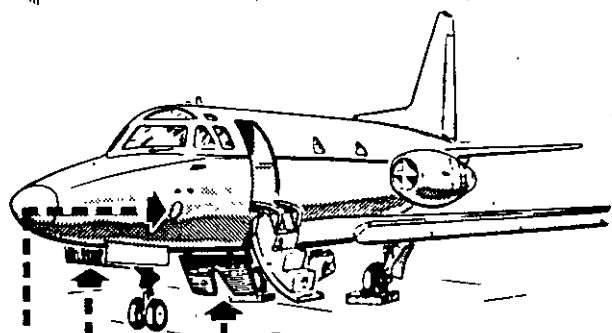


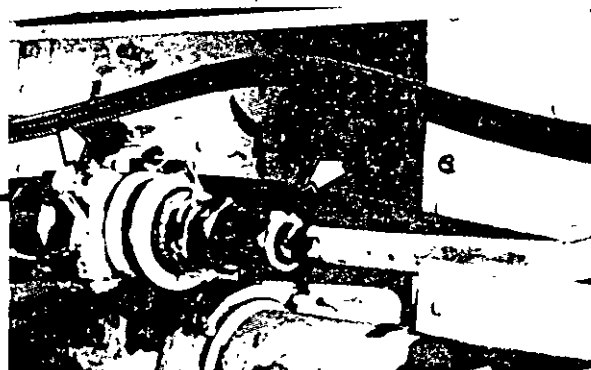
Figure 1-60

PITOT-STATIC DRAINS



PITOT
DRAIN

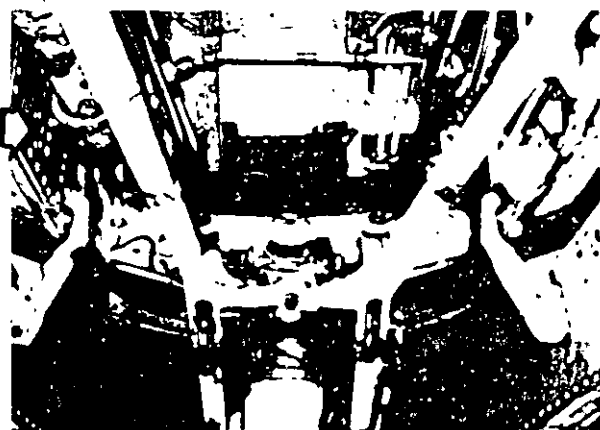
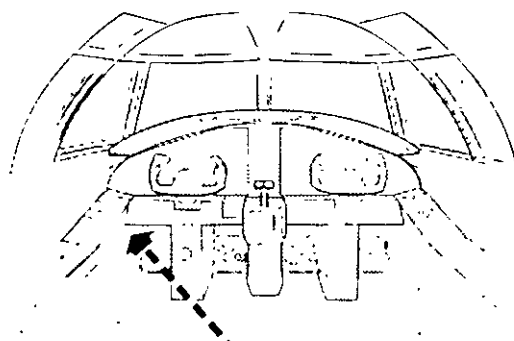
STATIC
DRAIN



SPEED BRAKE WELL



FORWARD FUSELAGE (TYPICAL BOTH SIDES)



NOSEWHEEL WELL



ABOVE PILOT'S LH RUDDER PEDAL

Figure 1-61

SERVICING DIAGRAM

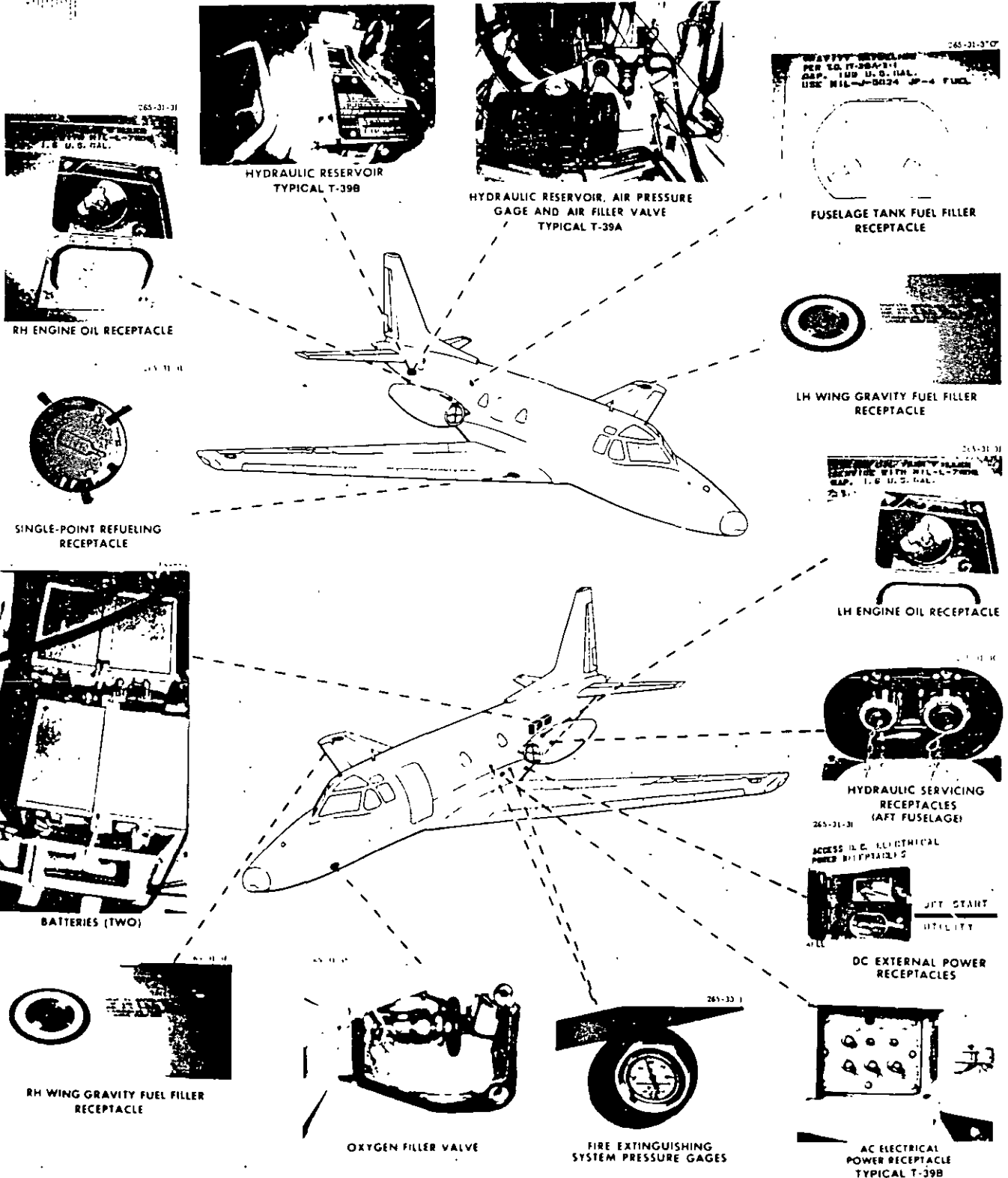


Figure 1-62

T 39B 1 00 24C

177

SECTION II

NORMAL PROCEDURES

TABLE OF CONTENTS

Preparation for Flight	2-1	Approach	2-20
Thruflight Checklist	2-2	Before Landing	2-20
Preflight Check	2-2	Landing	2-20
Before Starting Engines	2-5	No-Flap Landing	2-27
Starting Engines (T-39A Only)	2-8	Touch-and-Go Landing	2-27
Starting Engines (T-39B Only)	2-10	Closed Pattern	2-27
Clearing Engines	2-12	Go-Around	2-27
Ground Operation	2-12	After Landing	2-28
Before Taxiing	2-13	Engine Shutdown	2-29
Taxiing	2-15	Before Leaving Airplane	2-29
Lineup	2-16	Operation Stop	2-30
Takeoff	2-17	Taxi Back	2-31
After Takeoff and Climb	2-17	Battery Start	2-32
Descent	2-19	Strange-Field Procedure	2-37

PREPARATION FOR FLIGHT

FLIGHT PLANNING

Preflight planning data, such as takeoff performance, fuel quantity, cruise data, and other information required to complete the proposed mission, is determined by using the performance data contained in appendix I. Communication requirements are determined from appropriate flight planning and flight information publications.

TAKEOFF AND LANDING DATA CARD

Refer to Parts 2 and 6 of appendix I for information necessary to fill out Takeoff and Landing Data Card (AFTO Form 372) contained in TO 1T-39A-1CL-1, before each flight.

WEIGHT AND BALANCE

Refer to Section V for weight and balance limitations. For loading information, refer to Weight and Balance Technical Manual, TO 1-1B-40. Before each flight, check takeoff and anticipated landing gross weight and balance. Ensure that a Form 365-4 has been completed for weight and balance clearance.

CHECKLIST

For checklist purposes, the person in the left seat will be referred to as the pilot and the person in the right seat will be referred to as the co-pilot. The pilots will initiate and accomplish all checklists in the same sequence they are presented in this section. Accomplishments of each item will be indicated by the proper response. The actual position or setting of the unit and/or item will be stated. "As required" will not be used as a response. Shading in margin indicates silent response. If no response is received for a particular item, stop and demand a response before continuing. Normally, the co-pilot will read the checklist and perform such duties as indicated, as well as those directed by the pilot. The symbols (P-CP) and (CP) used hereafter will refer to the pilot and co-pilot, and co-pilot only. If no symbol is shown, the pilot will accomplish the checklist item. When the co-pilot is operating the aircraft, the pilot will read the checklist and may respond to and accomplish appropriate (CP) items and the co-pilot may accomplish appropriate pilot items. Upon completion of each checklist, the person reading the checklist will advise the person operating the aircraft that the checklist called for has been completed. BEFORE STARTING ENGINES, ENGINE SHUTDOWN, and BEFORE LEAVING AIRPLANE checklists may be accomplished by either pilot.

THRUFLIGHT CHECKLIST

The thru flight checklist may be accomplished when the airplane is assigned missions which require intermediate stops by the same flight crew and no maintenance is performed during these stops. (Airplane servicing is not considered maintenance).

Thruflight checklist items are indicated by an asterisk (*). These items must be accomplished in thru flight operations and are designed to minimize pilot workload. The remaining items may be accomplished at the discretion of the pilot. All items under LINEUP and subsequent checks through AFTER CLEARING RUNWAY must be accomplished for all flights. If normal ENGINE SHUT-DOWN procedures are used, rather than asterisk items only, then the complete checklist must be followed.

PREFLIGHTCHECK

It shall be the responsibility of the pilot to ensure that an exterior and interior inspection, as outlined, and a preflight inspection, as required, have been performed. It shall also be the responsibility of the pilot to ensure that each crew member has accomplished his individual inspection requirement as outlined in this section.

*EXTERIOR INSPECTION

The flight crew exterior inspection procedures are predicated on the fact that maintenance personnel have completed all postflight and preflight requirements outlined in Sections I and II of the Preflight-Basic Postflight Inspection Work Cards, TO 1T-39A-6WC-1. Duplicate inspections by the flight crew have been eliminated, except for certain items required in the interest of safety. The flight crew inspection is to check the airplane general condition and should follow the path as shown in figure 2-1. If airplane preflight is accomplished by the aircrew at a strange field, refer to STRANGE FIELD PROCEDURES, in this section.

NOTE

All inspections required during the exterior inspection must be performed during a thruflight operation. Additional inspections may be made at the discretion of the flight crew.

Check Form 781 for engineering status, and make sure airplane has been serviced with required amounts of fuel, oil, oxygen, and miscellaneous equipment for intended mission.

INTERIOR CHECK

The following checks are to be performed upon entering the airplane.

1. Check flight information publications - As required.
- *2. Flight data recorder - As required.†
- *3. Check loose articles stowed.
When cargo is carried, check that it is properly loaded and secured.
- *4. Check condition of AF Form 1896 (Aviation Fuel Identification Plate).
5. Survival equipment (overland/overwater) - Check as required.
Ensure that proper survival equipment is carried onboard airplane for mission to be flown.
6. Cabin speaker switch - As required.
7. Aft cabin essential dc bus circuit breakers (3) - Check in.
8. Cabin emergency escape hatches - Check.
Check that escape hatches are properly latched, secured, and unobstructed.
- *9. Baggage/equipment stowage area - Check.
Check that loose articles are properly secured, and that first-aid kit and emergency axe are installed and secured.
10. Oxygen bottle - Checked and secured.
11. Check power supply for standby attitude indicator.

NOTE

If external power is connected, AI-803 circuit breaker must be pulled.

- Press and hold test switch on emergency power supply.
 - Verify LED's through 24 volts are illuminated.
 - Reset circuit breaker - if pulled.
12. Hand fire extinguisher - Check.

Check fire extinguisher at back of, pilot's seat for condition, pressure, and proper storage.

† Some airplanes

- 13. DV Placard - As required.
- 14. Passenger briefing - Complete.

a. Mission.

- (1) Estimated time in route.
- (2) Destination.

(3) Weather.

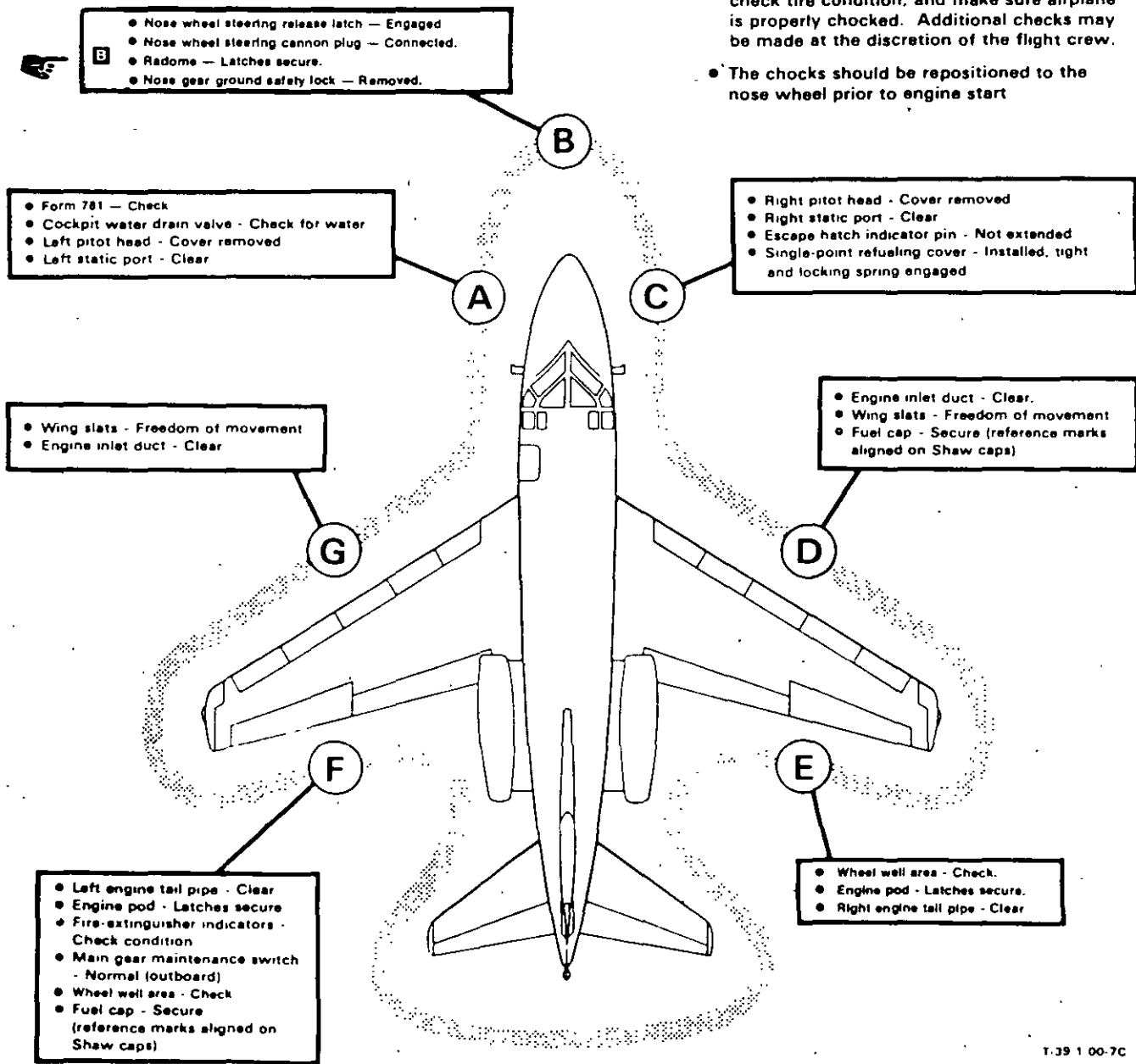
(4) Altitude and airspeed.

- b. Survival equipment (location, fitting, and use).

EXTERIOR INSPECTION

NOTE

- The inspections required by the flight crew are the minimum requirements for a safe flight. While making exterior inspection, check all surfaces for general condition. Check for fuel, oil, and hydraulic leaks. Make sure covers and ground maintenance locks are removed, check struts for proper extension, check that gear doors are closed, check tire condition, and make sure airplane is properly chocked. Additional checks may be made at the discretion of the flight crew.
- The chocks should be repositioned to the nose wheel prior to engine start



T.39 1 00-7C

Figure 2-1

NOTE

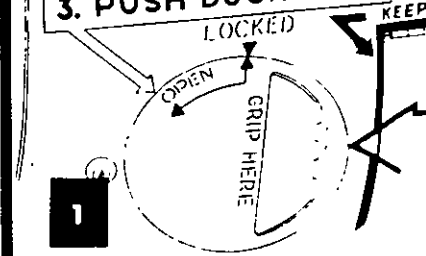
To open door from inside and close from outside, use reverse sequence.

ENTRANCE DOOR OPERATION

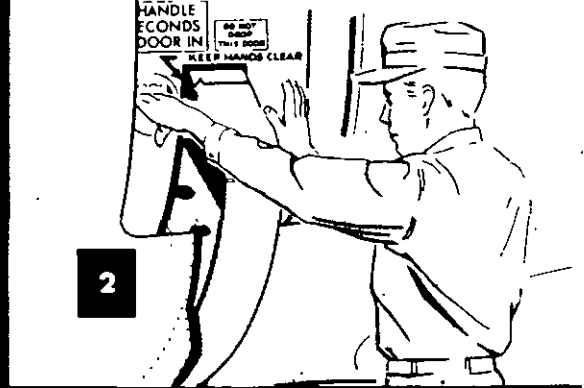
CAUTION

- When entering airplane, do not step on entrance door seal. Damage to the seal can result in faulty operation or loss of cabin pressurization.
- Due to structural limitations, the maximum weight allowed on the entrance door is 400 pounds.

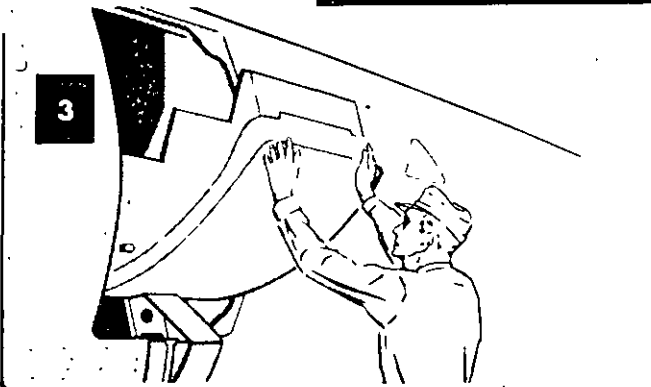
1. TURN HANDLE
2. WAIT 10 SECONDS
3. PUSH DOOR IN



Turn rotary latch one-quarter turn counterclockwise to unlock door.



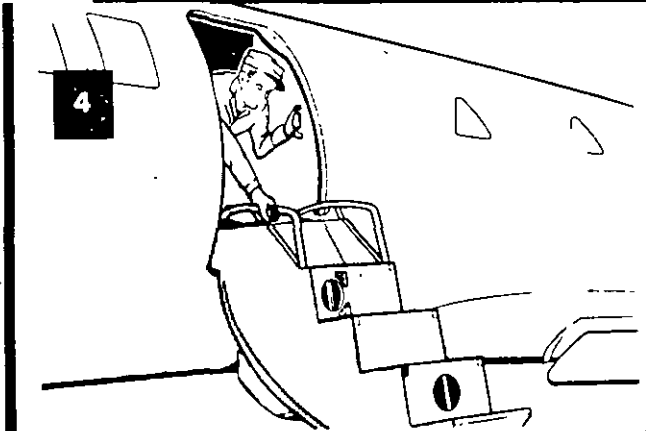
Apply an even pressure on lower section of door. The top of the door will begin a movement outward and start a downward swing.



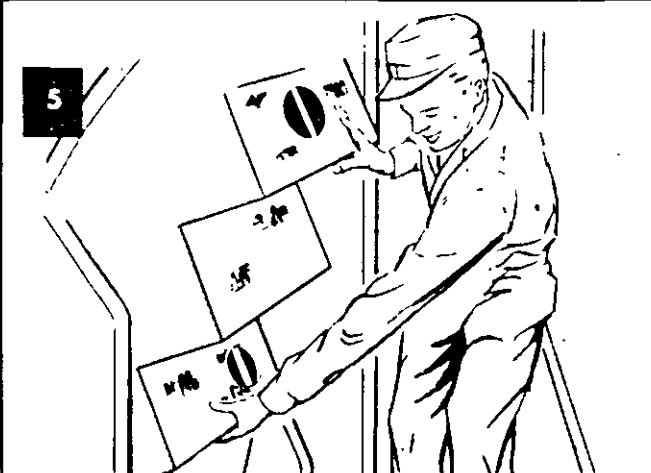
When door rotates and starts downward movement, support door and lower to extended position.

CAUTION

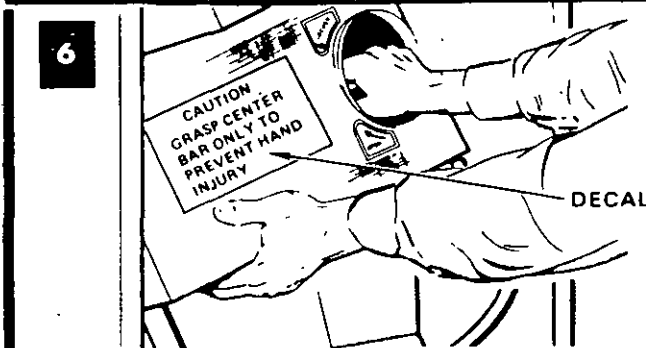
Care should be taken to prevent dropping the door during opening. If door is dropped, damage to the structure can result.



Raise door up and inward. The door will rotate and float inward.



Push door outward, using an even pressure on upper and lower sections of door.



When door is in place, turn rotary locking handle one-quarter turn counterclockwise to lock door.

WARNING

If the rotary locking handle rotates more than one-quarter turn (90°), this indicates an internal failure of the locking mechanism.

T 398-1 00 29A

Figure 2-2

182

- c. Oxygen system (operation and location).
- d. Crash landing and ditching.
- e. Escape routes and assembly point.

WARNING

If the emergency oxygen mask doors over the overwing escape hatch are open, they may interfere with the removal of the escape hatch and may cause injury from the exposed edges when exiting the airplane through the escape hatch.

- f. Seat belt and no smoking signs.
- g. Interphone.
- h. Environmental.
 - (1) Speed brake noise.
 - (2) Pressurization.
 - (3) Cabin lights.
 - (4) Air outlets (eyeball)
- i. Relief containers.
- j. Prohibited items.
- k. Entrance door - Not to be opened by passengers.

BEFORE STARTING ENGINES

If a battery start is to be made, refer to BATTERY START checklist. (See figure 2-3 for danger areas.)

- *1. Nose gear ground safety lock - Removed and stowed.
- *2. Circuit breakers - Checked (PCP)
- 3. Windshield wipers - OFF.
- *4. Weather radar - OFF.†
ON T-39A AIRPLANES, set other radar controls as follows:
 - a. Mode selector switch - MAP.
 - b. Scan rate knob 1/3 from CCW toward CW.
 - c. Tilt - UP 8°.
 - d. Intensity knob - CCW.
 - e. Gain knob - CCW.
- *5. Gear handle DOWN.

Visually check gear handle down.

- 6. Air start switch - OFF.
- *7. Throttles - OFF.
- *8. Speed brake switch - OFF (centered).
- 9. Landing-taxi light - RETRACT and OFF.
- *10. External power - ON.

CAUTION

If an engine rpm rise is noted after external power is applied, disconnect external power and notify maintenance personnel.

External power requirements:

Utility receptacle .

minimum 24 Vdc/300 amps
maximum 30 Vdc/200 amps

Start Receptacle

minimum 24 Vdc/800 amps
maximum 30 Vdc/200 amps

- *11. Battery - As required. (CP)

NOTE

Normally, the battery will be turned on. With utility external dc power applied to airplane, monitor dc voltmeter. If voltage exceeds 29.5 volts, leave battery switch at OFF until external power is disconnected.

- *11a Battery disconnect switches - CONNECTED. (CP) †
- 11b Battery Temperature Indicator and Warning System - Check. (CP) †
 - Pushbutton test switch - push and hold.
 - Batt temp indicator needles - Slowly deflect to 190°F (needles should deflect upward approximately together).
 - Warning lights. Both (amber and red) illuminated.
 - Pushbutton test switch - Release.
- 12. DC generators ON. (CP)
- B** 13. AC generator. OFF. (CP)

† Some airplanes

- A** *14. Inverter - STBY. (CP)
 - B** 15. Inverter - AUTO. (CP)
 - *15a Standby Attitude Indicator - ON
 - 16. Command radios - ON. (P-CP)
 - *17. Electrical master - ON.
 - *18. Instrument master - ON.
- Check that ac voltage is 115 (± 6) volts.

NOTE

ON T-39B AIRPLANE, the ac voltmeter will not measure inverter voltage, or B and C phases from the ac generator.

- 19. Caution light test - Checked.
Check illumination of caution, warning, and indicator lights.
- 20. Seat belt and no-smoking signs - As required.
- 21. Cockpit speaker - As required.
- *22. Emergency light - TEST and ARM.
- 23. Interior lights - As required. (P-CP)
Check operation of the following before a flight that will begin or terminate during darkness:
 - a. Thunderstorm lights.
 - b. Cockpit dome light.
 - c. Cabin lights.
 - d. Console lights.
 - e. Flight instrument lights.
 - f. Radio and engine instrument lights.
 - g. Pedestal and overhead panel lights.
- 24. Anti-icing - OFF.
 - a. Engine inlet.
 - b. Side windshield.
 - c. Forward windshield generator.
 - d. Forward windshield anti-ice.
 - e. Fuel heater.
 - f. Ram-air inlet.
- 25. Pitot heat - checked and OFF.

- 26. Fuel jettison - OFF.
- 27. Antiskid - Checked and OFF.

Prior to turning the antiskid switch to ON, the ANTISKID INOP light should be lit. When the antiskid switch is turned to ON, the ANTISKID INOP light should extinguish.

- A** 28. Aux hydraulic - ON.
- A** *29. Hydraulic pump - ON.

When hydraulic pump is turned on, monitor hydraulic pressure gauges. Check that pressure builds up smoothly and that pressure switch cuts out when pressure reaches upper limit.

- A** *30. Speed brake - IN.

WARNING

Ensure speed brake area is clear prior to moving speed brake switch.

Check that both hydraulic pressure gauges drop when speed brake switch is moved and that pressure then builds up smoothly.

- B** 31. Steering - MAIN.
- 32. Aux hydraulic - OFF.
- 33. Interphone panel - Set (P-CP)
- 34. Oxygen system - Checked. (P-CP)
 - a. Regulator supply levers - ON.
Check that regulator supply levers are safetied at - ON.
 - b. Regulator pressure gauge - Check.
Check regulator pressure gauge indicator at 350 (± 50) psi.
 - c. Regulator diluter levers - 100%.
 - d. Mask - Connected and on.
 - e. Emergency lever - Hold in TEST MASK.
Check for no flow around mask while holding breath. This indicates proper mask fit and serviceable hose and connectors. Release emergency lever.

f. Emergency lever - EMERGENCY.

Breathe normally for a minimum of three cycles. The blinker should show alternately black and white. Hold breath; a white blinker indicates a leak.

g. Regulator diluter lever - NORMAL.

Hold breath, blinker should remain black. A white blinker indicates a leak. Breathe normally for a minimum of three cycles.

The blinker should show alternately black and white.



If any leaks are detected, corrective action shall be taken prior to flight.

- h. Emergency lever - NORMAL.
- i. Regulator diluter lever - 100%.
- j. Interphone - Check.
- 35. Oxygen valve lever CLOSED.
- 36. Passenger oxygen - ON.
- *37. Oxygen system quantity - Checked.
Check oxygen system pressure to determine if oxygen system has been serviced for intended mission. (fully charged condition is about 1800 psi at 70°F.)
- 38. Mach-airspeed warning - Checked.
- *39. Gyrocompass mode - AUTO.
Place switch at D/G and back to AUTO to obtain initial fast slaving.
- 40. Flight instruments - Checked. (P-CP).
 - *a. MACH/AIRSPEED-INDICATOR-Proper indications (0/30-40KIAS).
 - *b. ATTITUDE INDICATORS- Erect; no warning flag; pitch trim knob - Check limits (minimum 5 up, 10 down), and align to reference index (normally 2 - 3 nose low).
 - c. CLOCK - Set and running.
 - *d. ALTIMETER - Check rollover point; set, check, and compare- Field elev, STBY vs RESET, and P vs CP.

A field elevation check should be made in both the pneumatic and servoe modes of operation, using ± 75 feet as the maximum allowable error in either case. The maximum allowable difference between the pneumatic and servoe modes is 75 feet. In addition, in the servoe mode, the maximum allowable error between the pilot's and copilot's altimeters is 75 feet.

WARNING

Altimeters used in AIMS-equipped airplanes can be incorrectly adjusted to vary from a few feet up to several thousand feet. Therefore, the counters, drum, and pointer must be cross-checked, to ensure that the indicated altitude agrees with the field elevation.

CAUTION

During normal use of the barometric setting system, momentary locking of the barocounters may be experienced. If this occurs, do not force the setting. Application of force may cause internal gear disengagement and result in excessive altitude errors in pneumatic (STBY) and servo (RESET) modes. If locking occurs, the required setting may sometimes be attained by rotating the knob a full turn in the opposite direction and carefully reapproaching the required setting.

NOTE

- When operating airplanes equipped with two AAU-19/A altimeters, one altimeter will be operated in the standby mode.
- Prior to each flight, cycle slowly (do not spin) AAU-19/A baroset from 29.92 through 30.00 inches of mercury, to ensure smoothness of operation at rollover point on barocounters.
- If the altimeter setting knob can be moved in or out and the pointer moves without a corresponding change of the barometric setting when the knob is rotated, accurate altimeter settings cannot be made.
- e. VERTICAL VELOCITY - Pointer at zero
- 41. Gear emergency T-handle - Normal.
The T-handle should be fully engaged into its receptacle, the words EMER LG RL upright, and the hook towards the control column.
- *42. Gear electric reset button - Depressed out.

WARNING

Ensure that main gear area is clear prior to depressing landing gear electric reset button.

- 43. Static pressure - NORM. (P-CP)
- 44. Flight controls - Checked.
Check for proper direction of travel.

WARNING

Ensure that aileron area is clear before gust lock is disengaged.

CAUTION

In high or gusty winds, it may be desirable to leave the gust lock engaged during engine start. Full throttle cannot be obtained and nosewheel steering is not available unless the gust lock is disengaged.

- 45. Trim system - Checked and set. (P-CP)
 - a. Trim control selector - NORM.
 - b. Trim emergency- disconnect button - test.
Momentarily activate horizontal stabilizer trim, and observe that trim movement stops when disconnect button is depressed.
 - c. Horizontal stabilizer - Check.
Ensure trim will move into 6° -90° range.
 - d. Takeoff trim - Set.
 - (1) Aileron - Set to 0.
 - (2) Rudder - Set to 0.
 - (3) Horizontal stabilizer - Set 20 to 50.

WARNING

Takeoff will not be attempted unless the trim system operates properly.

- A***46. Parking brake - Set.

CAUTION

If parking brake T-handle does not remain extended, repeat brake setting procedure, applying more pressure on brake pedals. Do not try to set parking brake by pulling on T-handle harder, as damage to linkage may occur.

- *47. Gear position lights - Checked.
- *48. Fuel quantity - Checked.

Check movement of pointers and fuel balance.

NOTE

If the fuselage tank contains fuel and the imbalance exceeds 200 pounds, this condition will be corrected prior to engine start. With fuselage tank empty and an imbalance exceeding 200 pounds, this condition will be corrected before takeoff.

- 49. UHF antenna - AUTO.
- 50. Nav equipment - Off. (P-CP)
- *51. Fire pull T-handles - In.
- *52. Fire detector system - Checked.
- *53. Cross-feed and tank selector - NORM.
- A** 54. Steering - MAIN.
- 55. Cabin temperature - AUTO.
- 56. Cabin air - OFF.
- 57. Emergency brake T-handle - In.
- 58. IFF/Weather radar master - OFF.
- *59. Before starting engines checklist -Completed. (CP)

STARTING ENGINES (T-39A ONLY)

Whenever practical, engine start should be accomplished on paved surface, to minimize the possibility, of dirt and foreign object damage. (See figure 2-3 for danger areas.)

Engine starts can be made with external or airplane battery power.

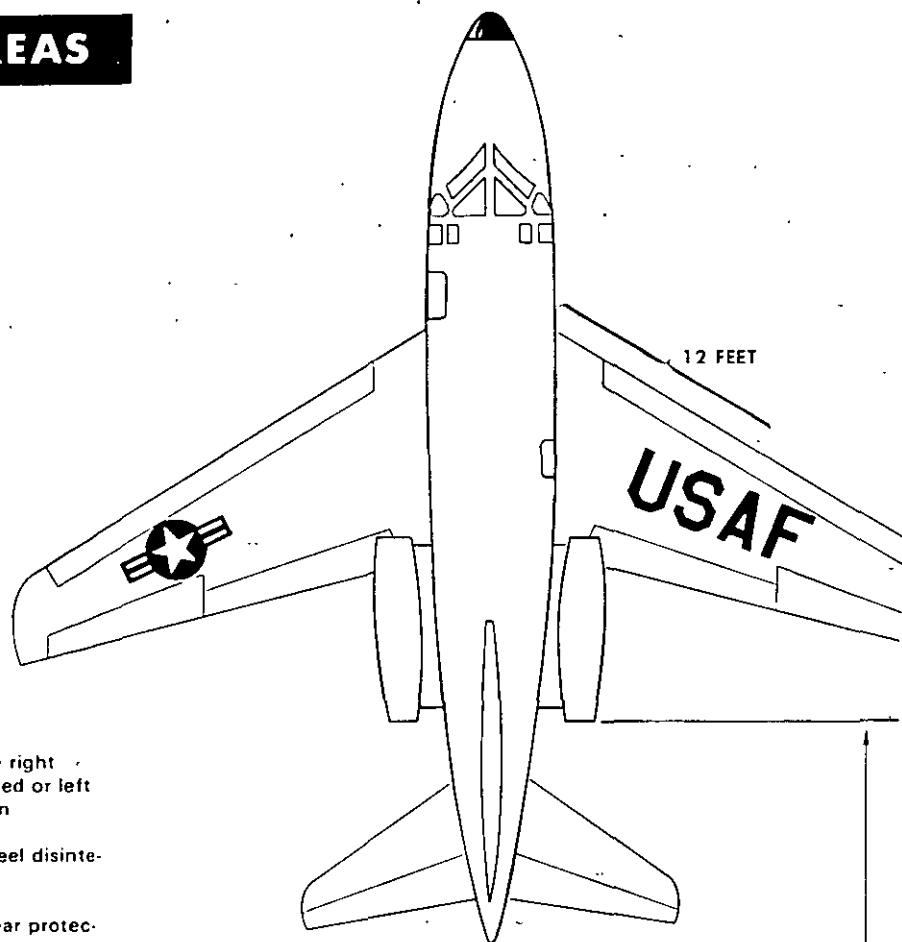
CAUTION

Engine starts attempted with power sources which are inadequate to complete a normal start may result in hung starts with the possibility of engine fire.

Start either engine using the following procedure:

- *1. Exterior lights - ON. (P- CP)
 - a. Position lights - ON
 - b. Anticollision/Strobe Lights - Red

DANGER AREAS



WARNING

- While on ground, do not operate right engine with escape hatch removed or left engine above idle with door open
- Keep clear of engine turbine wheel disintegration planes.
- Ground personnel should wear ear protection during engine operation.
- If a blast deflector is not available, the area must be clear 100 feet aft of the airplane

BLAST DEFLECTOR →

DISTANCE AFT OF TAIL PIPE—FEET	5	10	15	20	25	30	40	50	60
VELOCITY—MPH	1365	785	505	435	320	265	190	150	115
	305	170	120	95	70	60	35		
TEMPERATURE	650°C (1200°F)	343°C (650°F)	232°C (450°F)	182°C (360°F)	143°C (290°F)	127°C (260°F)	99°C (210°F)	80°C (175°F)	52°C (125°F)
	315°C (600°F)	243°C (470°F)	170°C (340°F)	132°C (270°F)	107°C (225°F)	85°C (185°F)	65°C (150°F)		

Military Thrust in BLACK figures
Idle Thrust in WHITE figures.

T-39A 1-73 1E

Figure 2-3

WARNING

Use of white strobe during ground operations is not recommended because the light intensity of the white flash is sufficient to cause transient blindness if viewed directly.

- *2. Engine masters - ON.
- *3. Danger areas - Clear. (P-CP)
- *4. Engine - Started.
 - a. Starter - Depress.

CAUTION

- If starter button pops up, allow engine to stop rotating before attempting another start; then, hold button depressed until engine rpm reaches approximately 30 percent.
- If 8-percent rpm is not attained in 15 seconds, or there is no indication of oil pressure within 20 seconds, the starter button should be pulled out to stop the starting cycle.
- The starter is limited to 2 minutes of operation in any 2G-minute period, to prevent damage to the starter.
- b. Throttle - IDLE at 8- to 10-percent rpm.
- c. Engine instruments - Check.
 - (1) Fuel flow gauge - Monitor.
 - (2) Exhaust gas temperature gauge - Check.

A rise of exhaust gas temperature should occur within 20 seconds after throttle is advanced to IDLE.

If an exhaust gas temperature rise does not occur within 20 seconds, return throttle to OFF and clear engine.

CAUTION

- If rpm slows or hangs up during starting or fuel flow exceeds 600 pounds per hour, be alert for a rapid rise in EGT.

- If a rapid rise in exhaust gas temperature occurs, the throttle should be returned to OFF at 475C to preclude exceeding the maximum allowable starting exhaust gas temperature of 525C.
- If maximum allowable exhaust gas temperature limits are exceeded, return throttle to OFF, and clear engine. Do not attempt another start until engine inspection by maintenance personnel is completed.

(3) Engine tachometer - Check.

If the engine fails to accelerate steadily to IDLE rpm (41 to 44 percent) within 1 minute after an initial indication of exhaust gas temperature, the throttle should be returned to OFF.

If ignition-on light fails to go out after IDLE rpm is obtained, pull starter button to deenergize starter and ignition.

- *5. Second engine - Started. (Repeat steps 4.a. through 4.c.)
- *6. External power - Disconnected.
- *7. Battery - ON (CP)
- *8. Starting engines checklist - Completed. (CP)

STARTING ENGINES (T-39B ONLY)

Whenever practical, engine start should be accomplished on paved surface, to minimize the possibility of dirt and foreign object damage. (See Figure 2-3 for danger areas.)

Engine starts can be made with external or airplane battery power.

CAUTION

Engine starts attempted with power sources which are inadequate to complete a normal start may result in hung starts with the possibility of engine fire.

Start either engine using the following procedure:

- *1. Exterior lights - On. (P-CP)
 - a. Position lights - ON
 - b. Anticollision/Strobe Lights - Red

WARNING

Use of white strobe during ground operations is not recommended because the light intensity of the white flash is sufficient to cause transient blindness if viewed directly.

- *2. Engine masters - ON
- *3. Danger areas - Clear. (P-CP)
- *4. Engine - Started.
 - a. Starter - Depress.

CAUTION

- If starter button pops up, allow engine to stop rotating before attempting another start; then, hold button depressed until engine rpm reaches approximately 30 percent.
- If 8-percent rpm is not attained in 15 seconds, or there is no indication of oil pressure within 20 seconds, the starter button should be pulled out to stop the starting cycle.
- The starter is limited to 2 minutes of operation in any 20-minute period to prevent damage to the starter.
- b. Throttle - IDLE at 8 to 10 percent rpm.
- c. Engine instruments - Check.
 - (1) Fuel flow gauge - Monitor.
 - (2) Exhaust gas temperature gauge Check.

A rise of exhaust gas temperature should occur within 20 seconds after the throttle is advanced to IDLE.

If an exhaust gas temperature rise does not occur within this 20 seconds, return throttle to OFF, and clear engine.

CAUTION

- If rpm slows or hangs up during starting or fuel flow exceeds 600 pounds

per hour. be alert for a rapid rise in EGT.

- If a rapid rise in EGT occurs, the throttle should be returned to VFF at 475C. to preclude exceeding the maximum allowable starting exhaust gas temperature of 525C.
- If the maximum allowable EGT limits are exceeded, return throttle to OFF, and -clear engine. Do not attempt another start until engine inspection by maintenance personnel is completed.

(3) Engine tachometer - Check.

If the engine fails to accelerate steadily to IDLE rpm (41 to 41 percent) within 1 minute after an initial indication of EGT, the throttle should be returned to OFF.

If ignition-on lights fails to go out after IDLE rpm is obtained, pull starter button to deenergize starter and ignition.

- *5. Parking brake - Set.

CAUTION

If parking brake T-handle does not remain extended, repeat brake setting procedure, applying more pressure on brake pedals. Do not try to set parking brake by pulling harder on T-handle, as damage to linkage may occur.

- *6. Second engine - Start (Repeat steps 4.a through 4.c.)
- *7. Hydraulic pump fail caution lights -Checked.

If either light is illuminated, advance respective throttle momentarily.

- *8. Speed brake - IN.
- *9. Right throttle - 60 percent rpm.
- *10. AC generator - ON. (CP)

NOTE

When the ac generator is first turned on, the startup load of the ac drive hydraulic fluid cooling blower causes the ac loadmeter to read up to 1.5 momentarily. The loadmeter should drop after a few seconds.

Check ac loadmeter returns to normal (0.7 and 0.8).

- *11. Right throttle - IDLE.
- *12. External Power - Disconnected.
- *13. Electrical systems - Checked. (CP)
 - a. Loadmeters - Check.

NOTE

- Because of the high recharge capabilities of the batteries, a dc loadmeter reading above 1.0 may be observed after start. These readings are temporary and will decrease after a few minutes of operation. It may be necessary to reset the generators to get them on the line after the external power unit has been disconnected.
- Normal dc loadmeter reading is between 0.3 and 0.7. Loadmeter should be within two scale marks of each other. If not, turn off the dc generator with the high loadmeter reading for 10 to 15 seconds and then back on, to allow the loads to equalize.
- b. DC generator switches - RESET, then ON (if necessary).
- c. AC and dc voltmeters - Check.

Check voltmeters for proper generator output readings. Normally, the dc voltmeter will read 27.0 to 29.5 volts and the ac voltmeters will read approximately 115 (± 6) volts.

- *14. Battery - ON. (CP)
- *15. Starting Engines Checklist - Completed. (CP)

CLEARING ENGINES

When it is necessary to clear an engine of trapped fuel or vapor during ground operation, check that electrical master, battery, and engine master switches are on and that throttles are at OFF. Depress engine starter button, and motor engine for 30 seconds. Then, pull engine starter button, and allow engine to stop rotating before attempting another start. If it is not desired to motor engine, allow 2 minutes for fuel to drain.



Before attempting another start, ensure tailpipe is clear of excess fuel.

GROUND OPERATION



WARNING

If a Military Thrust engine run-up is made during ground operation, be sure the main wheels are chocked, and hold the wheel brakes on, because at light gross weights the airplane wheels may slide. Do not operate both engines at military thrust simultaneously.

T-39B-1-0-13

No engine warmup is necessary. During cold-weather starting, the oil pressure may go as high as 60 psi, but should return to normal within 5 minutes

at idle rpm. As soon as the engine stabilizes at idle rpm with a normal gauge reading, the throttle may be advanced to Takeoff Rated Thrust.

WARNING

If a throttle is retarded from IDLE to OFF, a flameout of that engine occurs immediately. The throttle will not be readvanced without a complete clearing and starting procedure. Otherwise, the resulting flow of unburned fuel into the engine can create a fire hazard.

BEFORE TAXIING

Minimum turning radius and ground clearance are shown in figure 2-4.

- *1. Safety belt and shoulder harness - Fastened. (P-CP)
- A** *2. Electrical systems - Checked. (CP)
 - A** a. DC loadmeters - Check.

NOTE

- Because of the high recharge capabilities of the batteries, a dc loadmeter reading above 1.0 may be observed after start. These readings are temporary and will decrease after a few minutes of operation. It may be necessary to reset the generators to get them on the line after the external power unit has been disconnected.
- Normal dc loadmeter reading with both generators operating is a maximum of 0.6. Loadmeters should read within two scale marks of each other. If the loadmeters are not within two scale marks of each other, turn off the dc generator with the high loadmeter reading for 10 to 15 seconds and then back on to allow the loads to equalize.

- A** b. DC voltmeter - Check.

Normal dc voltmeter reading will be 27.0 to 29.5 volts.

- A** c. Standby inverter ac voltage - Check.

Normal ac voltage readings for the standby inverter will be 115 (± 15) for B-or C- phase and 115 (± 6) for A-phase.

- A** d. Inverter - MAIN.
- A** e. AC voltage - Check all phases.

Normal ac voltage readings will be 115 (± 15) for B- or C- phase and 115 (± 8) for A-phase.

- *3. Anti-Icing - Set

- a. Engine inlet anti-ice - As required.

Use during ground operations and before takeoff or in flight if free air temperature /indicated outside air temperature (IOAT) is between +8°C and -20° (47°F and -5°F) and if either visible moisture is present or the dew point is within 4°C (7°F) of the free air temperature.

NOTE

Engine inlet anti-ice should be used as necessary to prevent ice from forming. This may require continuous anti-ice operation during engine idle.

- b. Windshield heat - As required.

NOTE

Windshield heat shall be turned on only if windshields are cool to the touch.

- (1) Side windshield heat - As required.
- A** (2) Forward windshield generators -As required.
- (3) Forward windshield heat - as required.
- *4. Nav equipment - On. (P-CP)
- *5. Weather radar - STBY.†

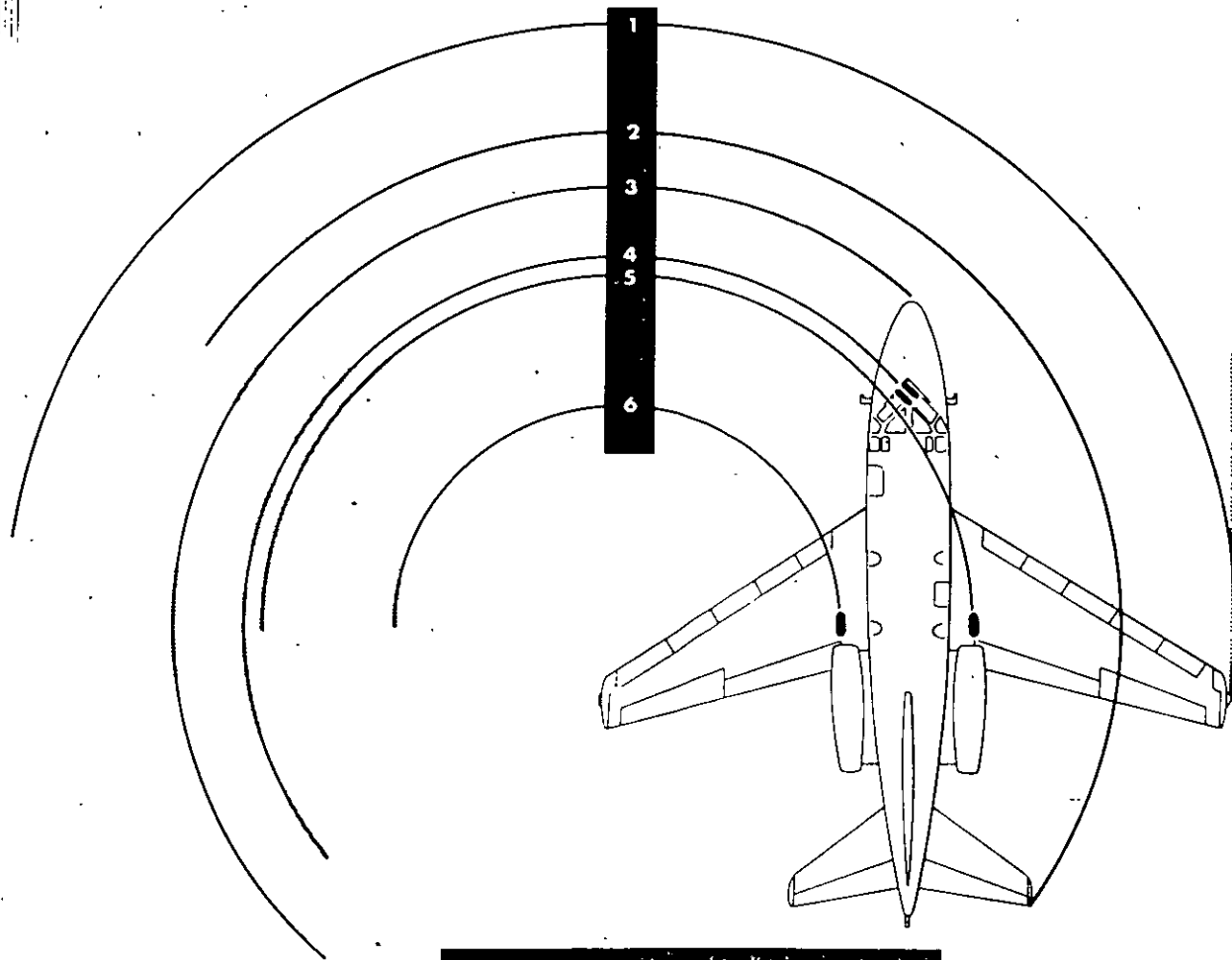
WARNING

Prolonged close-range exposure to the radar antenna with the radar operating will cause personnel injury. The power range selector knob will be off or in standby when any object is within 100 feet in front of the airplane.

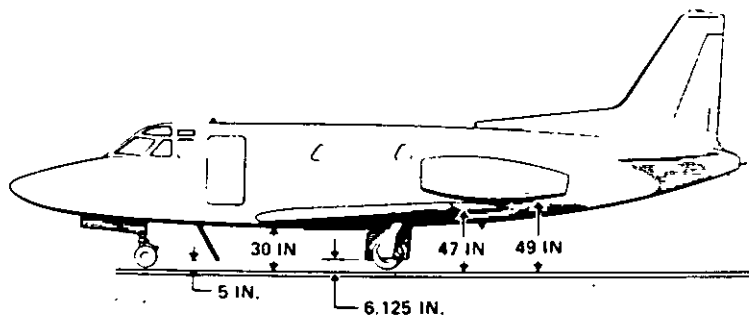
CAUTION

Do not operate radar on standby inverter even momentarily.

MINIMUM TURNING RADIUS AND GROUND CLEARANCE



1. WING TIP LIGHT	43.5 FT
2. HORIZONTAL STABILIZER	35.4 FT
3. NOSE	30.9 FT
4. NOSE GEAR	25.3 FT
5. RIGHT MAIN GEAR	24.3 FT
6. LEFT MAIN GEAR	17.1 FT



CAUTION

- For taxiing or towing the entrance door should be closed.
- For taxiing or towing over unimproved areas, the speed brake should be retracted.

NOTE

Based on full nose wheel steering and no wheel braking.

T-39B-1-00-30

Figure 2-4

193

- *6. Cabin air selector - BOTH ENG.
- *7. IFF master - STBY.
- *8. Steering - Engaged.
- *9. Caution and warning lights - Checked. (P-CP)
- *10 Hydraulic pressure - Checked.
- *11. Gust lock - Disengaged.
- *12. Chocks - Removed.
- *13. Landing-taxi light - As required.

CAUTION

ON T-39A AIRPLANES, to prevent damage to plastic light cover, do not leave lights on longer than 2 minutes while airplane is stopped. During taxiing, use LH ONLY position.†

- *14. Before taxiing checklist - Completed. (CP)

TAXIING

CAUTION

Avoid taxiing over arresting gear at high speed. The speed brake position when crossing arresting gear cables is IN if the main gear doors are closed and OUT if the main gear doors are open.

NOTE

- Painted areas on ramps, taxiways, and runways are significantly more slippery than non-painted areas. Painted areas sometimes serve as condensation surfaces, and it is possible to have wet, frosty or even icy conditions on these areas when the overall weather condition is dry. Therefore, use caution when taxiing over these painted surfaces and when lining up for takeoff, because of the possibility of skids and loss of control occurring.
 - During all taxi operations, hydraulic pressure should be monitored.
- *1. Brakes - Checked.
 - 2. Emergency brake - Checked.

- 3. Standby steering - Checked.
 - a. Steering - STANDBY.
 - b. Standby steering - Check.
 - c. Steering - MAIN.
- 4. Main steering - Engaged.

WARNING

If either main or standby steering is inoperative, the mission should be aborted.

- 5. Compasses and turn-slip indicators - Checked. (P-CP)
- *6. Speed brake - IN.
- *7. Flaps - UP. (CP)
 - Check handle and indicator.
- *8. Trim - Set.
- *9. Fuel differential - Checked.

NOTE

Fuel imbalance between wing tanks will not exceed 200 pounds. If this condition exists, the airplane nose will have a tendency to swing toward the heavy wing during takeoff.

- *10. Flight controls - Checked.
 - Check for freedom of movement.
- *11. Cabin air selector - BOTH ENG. (CP)
- *12. Fuel heater - OFF. (CP)

CAUTION

If fuel heater use is necessary before takeoff, its operation must be completed before takeoff.

- 13. Nav equipment - Checked. (P-CP)
 - *a. Nav aids - Tune and identify, as required.
 - b. Bearing pointers and CDI - As required.
 - (1) Check alignment of bearing pointers and CDI at a designated ground check point, if available.

† Some airplanes.

- (2) Check for correct CDI deviation ($\pm 4^\circ$).
- (3) TO/FROM - As required.
- (4) TACAN DME - As required.

NOTE

The TACAN system self-test method may be used. However, the bearing will be checked with a ground station, if available.

*c. HSI selector - Set.†

*d. Nav aids - Set for departure.

*14. Crew briefing - Completed. (P-CP)

- a. Takeoff data.
- b. Departure procedures.
- c. Emergency recovery.
- d. Terrain and obstacle clearance.

*15. Weather radar - As required. (CP)†.

WARNING

Prolonged close-range exposure to the radar antenna with the radar operating will cause personnel injury. The power range selector knob will be off or in standby when any object is within 100 feet in front of the airplane.

CAUTION

Do not operate radar on standby inverter even momentarily.

- A** a. Power-range selector - 15 miles
- A** b. Intensity knob - Advanced CW. Advance intensity knob CW until sweep line is just visible.

- A** c. Gain knob - Advance CW to reference index.

NOTE

ON T-39A AIRPLANES, minor adjustments of the intensity knob and/or gain knob may be required any time outside lighting changes. Scan rate may be adjusted to lessen eye strain. Ground check may require dropping tilt to less than 8 if buildings are used for fine tuning. If nearby clouds are used for ground check, continue with steps d. and e.

- A** d. Mode selector - NORM.
- A** e. Power-range selector - As required.
- A** f. Tilt - As required.

2°-3° down is normal for level flight.

- *16. Sliding window - Closed and locked.
- *17. Crossfeed and tank selector - NORM. (CP)
- *18. Taxiing checklist - Completed. (CP)

LINEUP

This checklist may be initiated when cleared on the runway.

- 1. Pitot heat - ON. (CP)
- 2. Anti-icing - As required. (CP)
 - a. Ram-air inlet.

Use before takeoff and/or in flight when free air temperature/indicated outside air temperature (IOAT) is between +5°C and -5°C (40°F and 24°F) and visible moisture is present. It should also be used if any accumulation of ice is noted on the airplane.

- b. Engine inlet.

Use before takeoff and/or in flight when free air temperature/indicated outside air temperature (IOAT) is between +8°C and -20°C (47°F and -5°F) and if either visible moisture is present or dew point is within 4°C (7°F) of free air temperature. It should also be turned on if any accumulation of ice is noted on the airplane.

† Some airplanes.

195

3. Antiskid - ON (CP)

Prior to turning the antiskid switch to ON, the ANTISKID INOP light should be lit. When the antiskid switch is turned to ON, the ANTISKID INOP light should extinguish. If any abnormal indications occur, refer to ANTISKID/BRAKE FAILURE, in Section III.

4. IFF/SIF - Check and set. (CP)

- a. Modes and codes - Set.
- b. Master - As required.
- c. Modes - Test.

5. Exterior lights - As required. (P-CP)

6. Heading indicators - Checked. (P-CP)

7. Lineup Checklist - Completed. (CP)

TAKEOFF

When cleared for takeoff, the throttles should be set and engine instruments checked. (See figure 2-5 for takeoff and initial climb.)

WARNING

Premature rotation or allowing airspeed to build up above recommended rotation speed increases ground run considerably.

CAUTION

When using engine inlet anti-ice, reduce takeoff rated thrust P_{t5} by 5 percent.

NORMAL TAKEOFF

NOTE

- The procedures set forth will produce results given in Part 2 of Appendix I. Refer to appropriate charts for takeoff distance and speed.
- Nosewheel steering should be disengaged when the rudder becomes effective at approximately 60 KIAS.

- Ailerons may be used to effectively aid in directional control on the ground during takeoff.
- Do not use brakes for directional control, as takeoff distances will be increased.

During the takeoff run, engine instruments should be monitored. An increase in exhaust total pressure due to ram effect as airspeed increases is normal. Once the proper exhaust total pressure has been set, no further adjustments are necessary during the takeoff run unless engine limits are being exceeded. If a rolling takeoff is made, the thrust obtained may be less than Takeoff Rated Thrust due to the ram effect of airspeed, which will cause an increase in exhaust total pressure. Therefore, computed P_{t5} should be set early in the takeoff roll. Maintain directional control with nosewheel steering, rudder, and ailerons. At 12 knots below recommended takeoff speed for gross weight and altitude, rotate airplane (approximately 10 degrees) at such a rate that airplane will assume takeoff attitude at recommended takeoff speed. This rotation should be smooth, and overrotation shall be avoided. Hold takeoff attitude, and allow airplane to fly off runway. Maintain takeoff attitude until climb schedule is reached.

CROSS-WIND TAKEOFF

In addition to the procedures used for a normal takeoff, during a cross-wind takeoff it will be necessary to keep the airplane in a three-point attitude longer than normal. It may also be necessary to use nosewheel steering until a higher speed is reached. When takeoff is started, directional control is maintained with nosewheel steering, rudder, and ailerons. Also, be prepared to counteract drift after breaking ground.

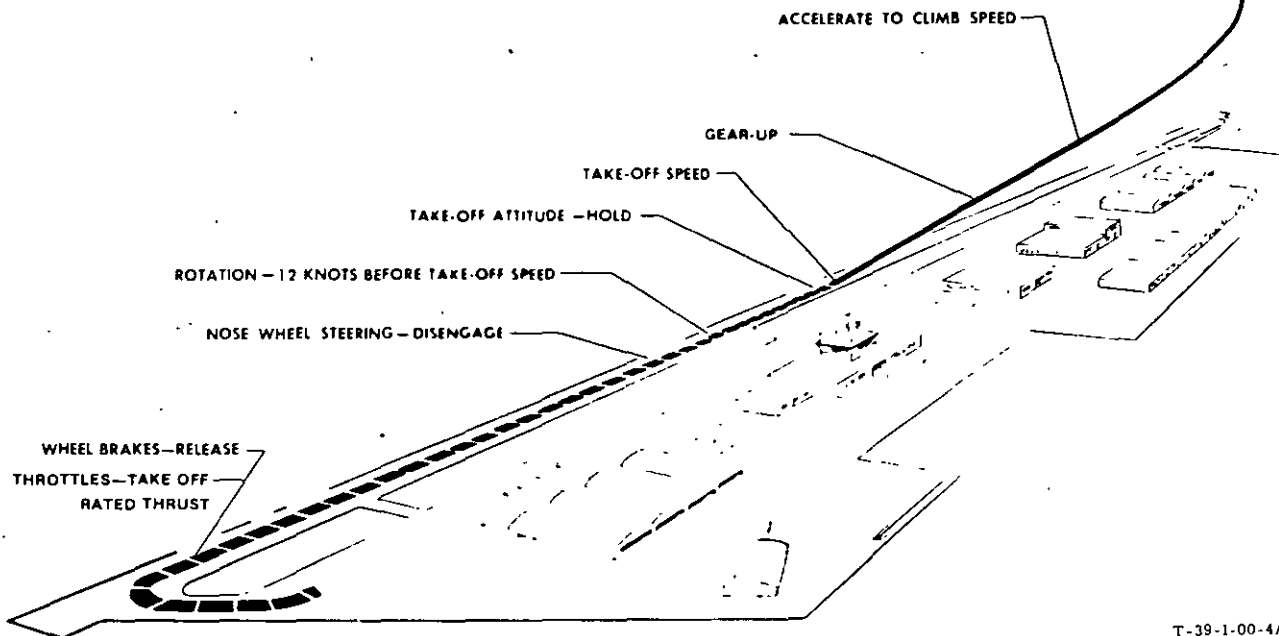
AFTER TAKEOFF AND CLIMB

The following AFTER TAKEOFF AND CLIMB and DESCENT checklist are designed for the typical airlift mission. For initial Takeoff, multiple approaches, and touch-and-go landings in the immediate local area use the GO-AROUND checklist in lieu of doing the AFTER TAKEOFF AND CLIMB, DESCENT, and APPROACH checklists.

2-1 Gear - UP.

Raise gear only after a positive rate of climb is obtained.

TAKE-OFF AND INITIAL CLIMB



T-39-1-00-4A

Figure 2-5

WARNING

Use of the downlock override button to release a stuck gear handle on takeoff is not recommended since this condition may be indicative of the failure of a gear strut to extend after liftoff. Gear retraction may then cause binding damage in the gear well. Keep gear extended and land as soon as practical. Inspect landing gear system prior to subsequent flight.

CAUTION

The gear doors should be completely up and locked before 180 KIAS is reached. Rapid acceleration during takeoff requires a positive power reduction or increase in the rate of climb to prevent exceeding gear and door limits if the red light remains on approaching 180 KIAS.

NOTE

- A hydraulic low-pressure warning indication may occur during gear retraction. Such an indication is normal if the light goes out immediately after the landing gear is up and locked.
 - If any gear position indicator remains illuminated after gear retraction, or if landing gear warning light remains on, refer to LANDING GEAR EMERGENCY OPERATION, in Section III.
 - If landing gear warning light does not illuminate during gear retraction, check LDG GEAR POS circuit breaker, and reset, if necessary. If circuit breaker trips again, turn antiskid off, and attempt a second reset.
- 2 Landing-taxi light - As required. (CP)

CAUTION

The landing-taxi lights must be retracted prior to exceeding 180 KIAS.†

3. Throttles - Adjusted.

If necessary, adjust throttles to prevent overboost and to prevent exceeding engine limits.

Climbs can be made using either Military or Normal Rated Thrust; however, Normal Rated Thrust climbs are recommended for extending engine life. When climbing at Normal Rated Thrust, maintain 240 KIAS until Mach 0.64 is intercepted; for Military Thrust climb, maintain 270 KIAS until Mach 0.68 is intercepted. (Refer to ENGINE LIMITATIONS, in Section V.)

CAUTION

Because of changing conditions during a climb, it is necessary to recompute and reset thrust settings periodically. As the climb progresses to higher altitudes, the possibility of overboosting the engines increases. Beginning at 15,000 feet, the thrust setting should be checked at each 5,000-foot interval and after level off, using the tabular charts or the J201A computer.

4. No smoking signs - As required. (CP)

The NO SMOKING signs should be used any time unusual flight conditions are expected or encountered (such as smoke or fumes in the airplane, etc).

5. Pressurization - Check. (CP)

During climb (above 8,000 feet), check that cabin altitude and pressure differential are following schedule.

6. Oxygen - Checked. (CP)

7. Exterior lights - As required. (P-CP)

8. Altimeter - Set. (P-CP)

9. Battery - Check. (CP)

Place battery switch at OFF and note change in loadmeter readings. If this change exceeds one-half scale mark on either loadmeter,

leave battery switch at OFF for remainder of flight. If this check is completed before 30 minutes of flight have elapsed and results in more than one-half scale deflection, continue normal operation and accomplish check again after 30 minutes of flight have elapsed. Anytime after the battery check is completed, if dc loadmeters read higher than normal perform another battery check. If battery switch is left off, make an entry in AFTO Form 781 for a maintenance check of batteries.

WARNING

Failure to check the battery at appropriate times could result in undetected thermal runaway. Thermal runaway could cause an aft fuselage fire.

CAUTION

If battery is turned off in flight, do not shut down an engine after landing. Failure of generator relay or low voltage output by the operating generator may result in complete electrical failure.

10. After takeoff and climb checklist - Completed. (CP)

DESCENT

1. Crew briefing - Completed. (P-CP)
 - a. Weather.
 - b. Field facilities.
 - c. Approach procedures.
 - d. Emergency/minimum safe altitudes.
2. Alert passengers - As required. (CP)
3. Anti-icing - As required. (CP)

NOTE

A minimum of 75 percent rpm is required to provide adequate bleed air for anti-icing.

4. Exterior lights - As required. (P-CP)
5. Seat belt sign - ON. (CP)

† Some airplanes.

- 6. Altimeter - Set. (P-CP)
- 7. Descent checklist - Completed. (CP)

APPROACH

- 1. Altimeters - Check set. (CP)
- 2. No smoking sign - ON. (CP)
- 3. Fuel heater - As required. (CP)
- 4. Fuel quantity - Check. (CP)

If LOW FUEL LEVEL caution light is on, move fuel cross-feed and tank selector to X-FEED for landing. Wing fuel differential should not exceed 200 pounds.

- 5. Landing data - Compute and confirm (P-CP)
The copilot will compute and the pilot will confirm the final approach airspeed. Landing distance will be computed, as appropriate.
- 6. Approach briefing - As required. (P-CP)
- 7. Approach checklist - Completed. (CP)

BEFORE LANDING

- 1. Gear - DOWN.



Before moving gear handle, press and hold release safety button.

Check for gear down-and-locked indication.

NOTE

- If, after a normal waiting period, a safe gear-down indication is not observed, accomplish the LANDING GEAR EMERGENCY LOWERING procedure in Section III.
- If landing gear warning light or gear position lights fail to illuminate, check LDG GEAR POS circuit breaker, and reset if necessary. If circuit breaker trips again, turn antiskid off and attempt a second reset.

- ON T-39A AIRPLANES MODIFIED BY TO 1T-39-903, if the LDG GEAR POS circuit breaker is out and cannot be reset or there is an abnormal gear indication, accomplish LANDING GEAR EMERGENCY LOWERING procedure in Section III.

- 2. Flaps - As required.
- 3. Antiskid - Checked. (CP)

Move antiskid switch to OFF, and check ANTISKID INOP caution light. If caution light comes on, place antiskid switch to ON. If caution light does not come on, leave antiskid switch in OFF. This check may be deleted if a full stop landing is not planned.

- 4. Hydraulic pressure - Checked. (CP)
During landing phase, the copilot will monitor hydraulic pressure.
- 5. Cross-feed and tank selector - As required. (CP)
- 6. Landing lights - As required. (CP)
- 7. Before landing checklist - Completed. (CP)

LANDING

NORMAL LANDING TECHNIQUE

See figure 2-6 for normal traffic entry and landing pattern procedures.

NOTE

The use of the speed brake and the amount of flaps that can be used are optional; however, it is recommended that full flaps be used. (Refer to Part 6 of Appendix I for final approach airspeeds and landing distances.)

Fly a smooth, power-on final approach, maintaining a rate of descent between 500 and 1000 fpm. Use smooth control pressures during flare, touching down on main wheels first. To avoid excessive sink rates, maintain proper approach and touchdown speeds for weight and configuration.

CAUTION

- When the nose wheel rolls over arresting system cables at high speed, the cable bounce may cause speed brake or main gear door damage. When touching down prior to approach end arresting gear, avoid lowering nose wheel until beyond cable. Avoid taxiing over arresting gear at high speed. The speed brake position when crossing arresting gear cables is IN if the main gear doors are closed, and OUT if the main gear doors are open.
- Do not attempt a full-stall landing, as tail could drag ground at high angles of attack.

After touchdown, raise wing flaps and gently lower nose wheels to runway. Use rudder, ailerons, and differential braking for directional control and, when required, nosewheel steering. Monitor hydraulic pressure.

CAUTION

- Certain malfunctions such as an unusually high or low airplane main gear strut, or a flat or underinflated tire, either alone or in combination with a cross-wind, may cause directional control problems which cannot be handled by aerodynamic controls and braking. The problem can occur over a wide speed range. At the first indication that aerodynamic controls and braking will not be sufficient to maintain directional control, nosewheel steering should be engaged, regardless of airplane speed.
- Do not engage nosewheel steering during landing roll unless rudder pedal position is at or near neutral.

WHEEL BRAKE OPERATION

1. Use brakes as little and as lightly as possible. Take full advantage of runway length.
2. Antiskid on: Continuous skid-controlled braking is available for all runway conditions until the airplane ground speed slows to 15 knots. One continuous brake application should be used in stopping the airplane. Touchdown protection prevents brake

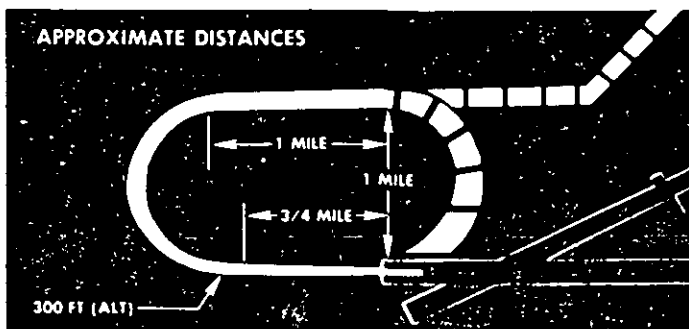
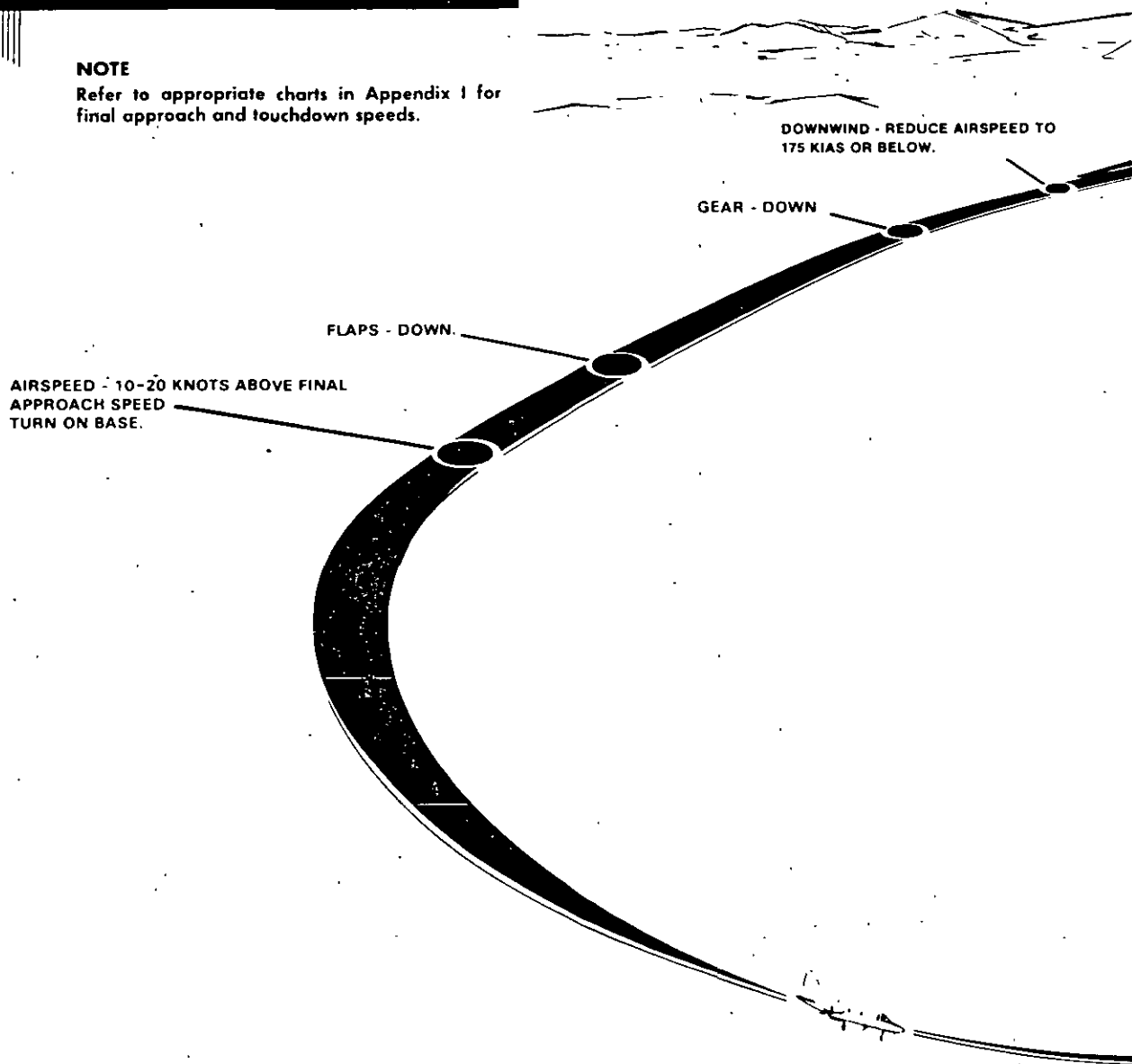
pressure from reaching the brakes prior to wheel spin-up, and locked wheel protection releases brake pressure to any wheel brake when the wheel speed drops quickly to below 30 percent of the airplane speed. The system circuitry monitors the system for most failures that can cause the system to be inoperable. Any time the ANTISKID INOP light comes on, refer to ANTISKID BRAKE FAILURE in Section III.

3. Antiskid off: To prevent skidding tires, use extreme care when applying brakes immediately after touchdown, or any time there is considerable lift on wings. Heavy brake pressure will lock the wheels more easily immediately after touchdown than when the same pressure is applied after the full weight of the airplane is on the tires. As long as brake pressure is maintained, a wheel once locked in this manner immediately after touchdown will not become unlocked as load increases. Brakes can stop the wheels from turning, but stopping the airplane depends on the frictional force between the tires and the runway. As the load on the tire increases, the frictional force increases, giving better braking action. During a skid, friction force is reduced, thus requiring more distance to stop.
4. If optimum wheel braking is required, lift should be decreased as much as possible by raising the flaps and lowering the nose gear to the runway before applying brakes. After brake application, pull control wheel aft to increase weight on main gear. This procedure improves braking action, since the load on the tires will increase the frictional force between the tires and the runway.
 - a. On a dry runway, optimum braking can be achieved by applying a continuously increasing force on the pedals as the airplane slows down, attempting to remain just short of skidding.
 - b. On a wet or slippery runway, smoothly apply a light, steady pressure on brakes to take full advantage of runway length and relieve pressure as required to avoid a skid. After the airplane begins to slow down, heavier braking may be used.

LANDING PATTERNS (TYPICAL)

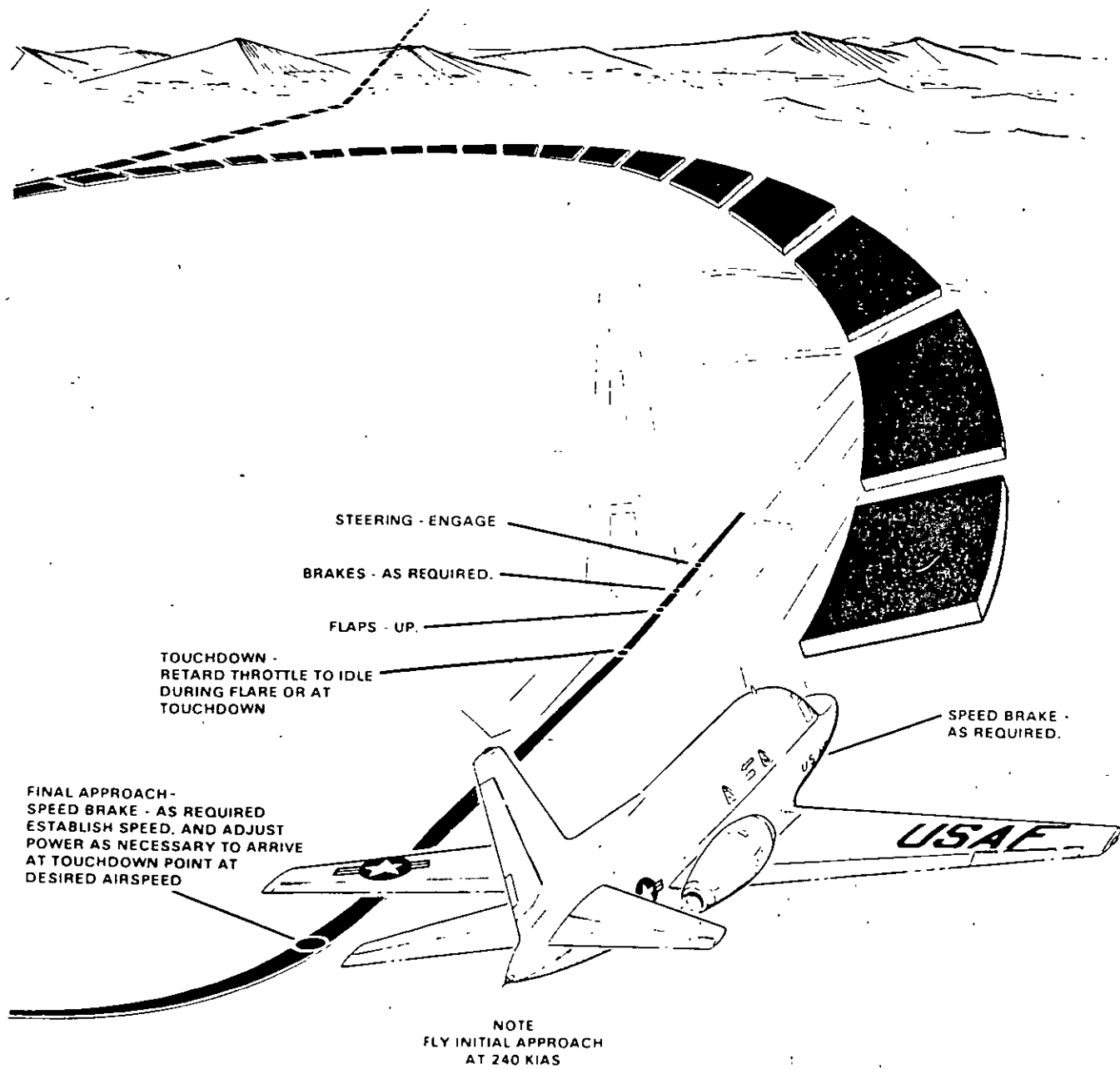
NOTE

Refer to appropriate charts in Appendix I for final approach and touchdown speeds.



T-39 1 00 5A

Figure 2-6 (Sheet 1 of 2)



NOTE

- Control rate of descent with power to less than 1000 feet per minute before flare.
- Use caution during the flare in presence of gusty winds or jet wash.

T 39 1 00 68

Figure 2-6 (Sheet 2 of 2)

CAUTION

Aerodynamic braking is ineffective. Do not allow nose gear to rotate off ground while braking.

5. When operating on emergency braking system, pump brakes up with pedals; then, use a smooth, steady application of brakes with constantly increasing pedal pressure, as required. Do not release pedals completely otherwise pumping action will have to be repeated.

NOTE

When braking the airplane with the emergency braking system, the anti-skid system is inoperative.

6. During a series of successive full-stop landings, a minimum of 15 minutes should elapse between landings if the landing gear remains in the slip stream, and a minimum of 30 minutes should elapse between landings if the gear is retracted, to allow adequate cooling time between brake applications. This time restriction is not applicable to touch-and-go landings if no brake application is involved.
7. The brakes should not be dragged while taxiing, and should be used as little as possible for turning the airplane on the ground.
8. At the first indication of brake malfunction, or if brakes are suspected to be overheated after excessive use, the airplane should be maneuvered off the active runway and stopped. The airplane should not be taxied into a crowded parking area. Overheated wheels and brakes shall be cooled before the airplane is subsequently towed or taxied or before the parking brakes are set. Peak temperatures in the wheel and brake assembly are not attained until 5 to 15 minutes after a maximum braking operation is completed. In extreme cases, if proper cooling is not affected, heat buildup can cause the wheel blow out plugs (fuse plugs) to fail. Taxiing at low speeds to obtain air cooling of overheated brakes will not reduce temperatures adequately and can actually cause additional heat buildup.

WARNING

Actual stopping distance with emergency brakes may be considerably longer than that computed for normal braking. If normal braking effectiveness is suspect and a go-around is not considered feasible, it is imperative that emergency braking be initiated as soon as possible after touchdown.

MINIMUM-ROLL/WET OR SLIPPERY RUNWAY LANDING.

The antiskid system should always be used under minimum-roll/wet or slippery runway landing conditions. The decision to land or divert should be made while airborne and shall be based on such factors as weather, runway length and condition, field facilities, landing distance calculations, airplane gross weight and required final approach speed, mission requirements, and availability of an alternate.

CAUTION

- Landings on wet or slippery runways should be made using a runway that is most nearly aligned with the existing wind. Any tailwind component will adversely affect stopping performance.
- Gross weight should be reduced as low as practical (15,000 pounds, or less) for landing on a wet or slippery runway.
- After landing, retract the speed brake if departure from prepared surface is imminent. This action will minimize airplane damage.

The approach-and-touchdown technique for minimum-roll/wet or slippery runway landings is identical. This procedure must be used whenever these conditions are anticipated. Normal pattern procedures apply until established on final approach. Airspeed will be decreased to 5 KIAS less than the recommended approach speed for weight and configuration, with the speed brake out.

CAUTION

During a minimum-roll landing approach, airspeed and power control shall be maintained to avoid excessive sink rates. The maximum rate of descent at touchdown is 600 fpm for airplanes weighing 17,500 pounds or less, and 360 fpm for weights greater than 17,500 pounds. Strict adherence to the correct final approach airspeed is essential

Do not fly a low, flat final approach. The airplane should be flown onto the runway in a firm, positive manner, touching down at a predetermined

touchdown point. Rate of descent on touchdown should be constant and as near the maximum rate of descent as possible. Touchdown should normally be made along the runway centerline. However, in a hydroplaning environment, vary touchdown point, (remaining near runway crown) and landing roll to avoid hydroplaning conditions (i.e., pooled water, paint stripes, and rubber deposits). If the approach is flown correctly and a firm touchdown is achieved, airspeed will be dissipated during touchdown and wheel spin-up. As soon as main gear touchdown is felt, retard throttles to IDLE, retract flaps, lower nose, and initiate braking action as appropriate for runway and conditions. Braking effectiveness varies greatly on slippery runways, and cautious use of brakes is necessary to prevent skidding. Engage nosewheel steering, when required. A combination of rudder, ailerons, brakes, and nosewheel steering may be required for directional control.

When the pilot determines a go-around is not practical, one engine may be shut down to reduce engine thrust and aid in decreasing the landing roll. If stopping distance becomes critical, or the airplane is about to leave the runway, shutting down both engines is recommended.

HYDROPLANING

Dynamic hydroplaning is a condition where the tires of an airplane are separated from the runway surface by a fluid. Under conditions of total dynamic hydroplaning, pressure between the tires and runway lifts the tires off the runway to the extent that a nonrotating tire during landing will not spin up at touchdown, or the rolling (unbraked) tire on the runway will slow in rotation and may actually come to a stop. Under these conditions, the coefficient of friction is reduced to zero, making wheel braking, tire cornering, and nose wheel steering totally ineffective.

The major factors in determining when an airplane will hydroplane are ground speed, tire pressure, and depth of water on the surface. To a lesser degree, the runway surface texture, type of tire, and tread depth influence the tire hydroplaning speed. Total hydroplaning in this airplane, with recommended tire pressures and runways covered with standing water or slush, may be expected at touchdown because the airplane touchdown speed at heavy landing weights exceeds the tire hydroplaning speed. On the flooded runway, the nosewheel tires will not spin up after touchdown until the airplane has decelerated through 67 to 71 knots. Because of higher tire inflation pressure, the

main gear tires will spin up after touchdown when the airplane decelerates through 103 to 106 knots of ground speed. Partial dynamic hydroplaning occurs below these speeds, and recovery of tire braking and cornering capability is speed-dependent. The lower the speed, the greater the restoration of tire braking and cornering action.

In addition to dynamic, two other types of hydroplaning can occur - viscous and reverted rubber. Viscous hydroplaning occurs only on runways that have a smooth surface texture or a runway surface made smooth by rubber deposits or runway marking paint. This type of hydroplaning results because the tire on these smooth surfaces can only partially displace the water film trapped between the tire and pavement. Even a runway made damp with dew can produce this viscous hydroplaning condition if the pavement is very smooth. Recovery of tire braking and cornering necessary for stopping and maintaining directional control of the airplane during viscous hydroplaning is also speed dependent. Because this hydroplaning effect makes smooth runway surfaces very slippery when wet, traction recovery is very slow with decreasing ground speed, and good traction will develop only when the airplane decelerates through approximately 40 knots.

Reverted rubber hydroplaning is caused by a skid which boils the water on the runway, causing the rubber to revert to its natural latex state and seal the tire grooves, delaying water dispersal. Reverted rubber hydroplaning can occur at very low airspeeds.

When an airplane is subjected to hydroplaning to any degree, directional control and wheel braking become ineffective, or at best, difficult. However, the adverse effects of hydroplaning can be minimized by consideration and application of the following:

1. Smooth tires tend to hydroplane with as little as 0.1 inch of water and, possibly, at slightly lower speeds. Ribbed tires tend to release hydrodynamic pressures and will not hydroplane until water depth is 0.2 to 0.3 inch.
2. In the absence of accurately measured runway water depths, pilots may use the following information to determine the possibility of hydroplaning when landing must be accomplished on a wet runway that does not have a porous surface or is not grooved:

- a. Rain reported as LIGHT - Dynamic hydroplaning unlikely; viscous and reverted rubber hydroplaning are possible.
 - b. Rain reported as MODERATE - All types of hydroplaning are possible. Smooth tires will likely hydroplane; however, new tires are less likely to hydroplane.
 - c. Rain reported as HEAVY - Hydroplaning will occur.
3. Takeoffs with extreme cross winds and water-covered runways should be made with caution. When liftoff speed is greater than hydroplaning speed, the airplane is subjected to the effects of the cross wind while hydroplaning.
 4. An aborted takeoff on a wet runway initiated at or near hydroplaning speed will require considerably more runway than one aborted on a dry runway.
 5. For landing, gross weight should be reduced as low as practical (15,000 pounds or less) and follow procedures for minimum-roll/wet or slippery runway landings.

Experience has shown that besides obvious wet runway conditions, a phenomenon similar to hydroplaning can occur during high ambient temperatures with uncured tar or smooth asphaltic runway surfaces. When landing on newly resealed or resurfaced runways, this condition might be expected. Under these conditions, great care should be used during braking not to inadvertently lock the wheels, as this may aggravate or, in some cases, initiate the phenomenon.

LANDING IN TURBULENCE

For landing in turbulence, approach speed should be increased as needed to provide additional control margin. Add known gust factor to approach speed. For example, with a wind of 15 knots and gusts to 25 knots, add 10 knots to approach speed.

WIND SHEAR

Many types of wind shear conditions exist, including changes of speed and/or direction, as well as the possibility of vertical air movement (updrafts or downdrafts). Two specific shear conditions are described here.

Decreasing Head Wind

Initial airplane reaction to a decreasing head wind (or increasing tail wind) is a drop in airspeed and a loss in altitude. It is important that the pilot promptly add thrust and increase pitch to regain airspeed and glidepath. Use whatever pitch and thrust are required. Once speed and glidepath are regained, however, prompt reduction of thrust is necessary. It will now require less thrust and a greater rate of descent to maintain the proper profile in the decreased head wind. If the initial corrections of increased thrust and pitch are not promptly removed after regaining glidepath and airspeed, a long landing at high speed will result. This is a classic overshoot situation. Be prepared for a go-around.

Increasing Head Wind

Initial airplane reaction to an increasing head wind (or decreasing tail wind) is an increase in airspeed and a gain in altitude. Pilot natural reaction to this condition is to lower the nose to regain glidepath and reduce thrust to regain airspeed. However, be prepared to raise nose and add thrust promptly once speed and glidepath are regained. It will now require more thrust and a decreased rate of descent to maintain the proper profile in the increased head wind. Be cautious in making initial reductions of thrust and pitch to avoid a low-power, high-sink condition which could lead to a correction through glidepath from which a recovery could not be made. This could result in a gross undershoot. Be prepared for a go-around.

WARNING

If wind shear is encountered on final approach, perform go-around if approach profile and airspeed cannot be restabilized. It cannot be emphasized too strongly that a go-around is often the professional pilot's best course of action.

CROSS WIND LANDING

In addition to the procedures used for a normal landing, the following should be accomplished.

NOTE

- Before landing, refer to crosswind chart, in Part 2 of Appendix I, for head wind component in order to compute landing distance, and cross wind component to determine minimum speed for nose wheel touchdown.
- Add 10 KIAS to approach airspeed for less than 66 percent flaps.

In a strong cross wind, the approach speed should be increased and partial or no flaps used. On final approach, crab or drop a wing to keep lined up with runway. However, if crabbing, the airplane must be aligned with the runway just before touchdown. At touchdown, lower nose wheels to runway as soon as possible, maintaining aileron into wind throughout landing roll.

NOTE

With the nosewheel off the ground, the airplane tends to weathervane into the wind; with the nosewheel on the ground, the airplane tends to turn downwind.

After the nose wheels are on the runway, the airplane will assume greater directional stability, particularly if kept on the upwind side of the runway crown. Because of the close inboard location of the engines, practically no advantage is gained by using asymmetrical power settings during cross wind landings. A combination of rudder, aileron, brakes, and nosewheel steering should be used for directional control.

CAUTION

Do not engage nosewheel steering until rudder position is at or near neutral.

NO-FLAP LANDING

No special technique is required for landing without wing flaps, other than extending the pattern. However, during base, turn onto final, and final approach, speed will be increased 10 knots above normal pattern speeds, for any landing with less than 66 percent flaps extended.

TOUCH-AND-GO LANDING

Touch-and-go landing may be practiced, using the procedures outlined for a normal landing to the point of touchdown, followed by a go-around. Nosewheels should normally be kept off the runway throughout the touch-and-go landing.

CAUTION

Rapid throttle advances during touch-and-go landings and go-arounds may produce undesirable yaw as a result of uneven engine acceleration. A smooth, positive throttle movement will reduce this condition to a minimum.

CLOSED PATTERN

For a closed traffic pattern, maintain 160 to 180 KIAS on downwind.

GO-AROUND

This checklist will be used for a missed approach or go-around and for after touch-and-go landings. If departing for another airfield outside the immediate local area, proceed with AFTER TAKEOFF AND CLIMB checklist after completing step 6 of this GO-AROUND checklist. If another approach/landing is planned in the immediate local area, complete entire GO-AROUND checklist, and continue with BEFORE LANDING checklist.

WARNING

If this checklist is used in lieu of the AFTER TAKEOFF AND CLIMB checklist the battery will be checked before 30 minutes have elapsed.

1. Throttles - As required.
2. Speed brake - IN.

NOTE

Steps 1 and 2 may be performed simultaneously or interchangeably.

3. Trim - As required.

WARNING

Advancing the throttles and retracting the speed brake, gear, and flaps during go-around results in a nose-up tendency. This nose-up tendency increases with increase in speed. If proper nose-down trim is not applied as airplane configuration changes occur, heavy stick forces will build up, and a hazardous pitch attitude could result. Nose-down trim will be initiated not later than 5 seconds after the throttles are advanced for a go-around.

4. Gear - UP.

Only after adequate flying speed and a positive rate of climb have been attained.

5. Flaps - UP.

6. Landing lights - As required.

NOTE

If another approach and landing is planned, continue with this checklist followed by BEFORE LANDING checklist.

7. Fuel quantity - Check.

If LOW FUEL LEVEL caution lights is on, move fuel cross-feed and tank selector to X-FEED for landing. Wing fuel differential should not exceed 200 pounds.

8. Landing data - Compute and confirm. (P-CP)

The copilot will compute and the pilot will confirm the final approach airspeed. Landing distance will be computed, as appropriate.

9. Approach briefing - As required. (P-CP)

10. Go-around checklist - Completed (CP)

AFTER LANDING

AFTER CLEARING RUNWAY

1. Speed brake - IN.
2. Pitot heat - OFF. (CP)
3. Anti-icing - OFF. (CP)
4. Antiskid - OFF. (CP)
5. Nav equipment - OFF. (CP)
6. Weather radar - OFF.†(CP)
7. Cross-feed and tank Selector - NORM. (CP)
8. Landing-taxi light - As required. (CP)
9. IFF code control - HOLD (if required.) (CP)
10. IFF master - OFF. (CP)
- B** 11. Throttle - 60% rpm.
- B** 12. AC generator - OFF. (CP)

CAUTION

ON T-39B AIRPLANES, failure to turn off the ac generator prior to shutting down an engine may result in damage to the engine accessory drive system.

- B** 13. Throttle - As required.

NOTE

- It is permissible to shut down one engine during taxiing, to reduce braking required and extend brake and tire life.
- During all taxi operations, the copilot will monitor hydraulic pressure.

14. Trim - Set. (CP)

Reset trim for takeoff.

15. After clearing runway checklist - Completed. (CP)

BEFORE PARKING

- *1. Cabin air selector - OFF. (CP)
2. Speed brake - OUT.

†Some airplanes

WARNING

When hydraulic pressure is near 2700 psi and nosewheel steering, brake and speed brake are operated simultaneously or in rapid succession, momentary loss of nosewheel steering may result. Therefore, speed brake will be extended at a time when instantaneous response from steering is not a necessity as in a congested parking area.

- *3. Before parking checklist - Completed. (CP)

ENGINE SHUTDOWN

The engines should be operated for about 5 minutes at reduced thrust (85 percent rpm, or below) before shutdown, to stabilize engine temperatures. Operation during approach and taxi can be considered as reduced thrust time. At parking area, proceed as follows:

- *1. Brakes - Holding.

WARNING

On T-39B AIRPLANES, ensure that wheel chocks are in place before engine shutdown as hydraulic pressure will be lost.

- *2. Throttles - OFF (B when chocks are in place).

NOTE

Check that engines decelerate freely, and listen for any unusual engine noises during shutdown.

- 3. Radios - OFF. (P-CP)
- 4. Steering - Disengaged.
- 5. Footwarmers - OFF. (P-CP)
- *6. Gust lock. Engaged.
- *7. Exterior lights. OFF.
- *8. Engine masters. OFF

NOTE

Allow rpm to decrease below 5 percent prior to moving engine master switch to OFF. Check to ensure fuel shutoff fail light is out.

- 9. Inverter. OFF. (CP)
- 10. Generators - OFF. (CP)
- *11. Battery - As required. (CP)
- *12. Standby Attitude Indicator -OFF. †
- *13. Emergency lighting. DISARM.
- *14. Electrical master - As required.
- 15. Instrument master - OFF.
- A 16. Hydraulic pump - OFF.
- A *17. Brakes - Release (when chocks are in place).
- *18. Engine shutdown checklist Completed. (CP)

BEFORE LEAVING AIRPLANE**NOTE**

When the airplane is to be parked for extended periods, it should, if possible, be refueled after landing, to preclude wing fuel transfer from high to low wing.

- 1. Light switches - OFF. (P-CP)
- *2. IFF - Classified codes remove. (CP)
If classified codes have been inserted, they must be removed or properly protected to prevent compromise.
- *3. Flight Data Recorder Log - Completed. †
- *4. Form 781. Complete.

CAUTION

On Form 781 make appropriate entries covering any limits in Flight Manual that have been exceeded. Entries shall also be made if any engine compressor stalls were encountered, or when, in the pilot's judgement, the airplane has been exposed to unusual or excessive operations, such as hard landings, excessive braking action during aborted takeoffs, long and fast landings, long taxi runs at high speeds, etc.

† Some airplanes

NOTE

- Engine compressor and turbine disk operating life limits are determined by mechanical and thermal stresses incurred during engine operation and require recording of flight cycles in addition to operating hours. The total true cycles will be the sum of the number of full and partial cycles accrued during each flight and must be recorded in Block 17 on AFTO Form 781H for each individual engine. Cycles will be computed as follows:

Full Cycle: Engine start to normal rated thrust or greater, followed by engine shutdown, regardless of duration.

Partial Cycle: A partial cycle is defined as any power change equal to, or greater than, idle to normal rated thrust, in flight or on the ground. Partial cycles are equal to 0.4 of a full cycle.

- (1) Touch-and-go landing..0.4 cycles.
 - (2) Full-stop landing without engine shut down 0.4 cycle.
 - (3) Throttle movement associated with low approaches are not counted as cycles.
- At the end of each day, total cycles may be rounded off to the nearest cycle: i.e., 0.4 and below may be dropped, and 0.6 and above counted as one cycle.

- *5. Battery - OFF. (CP)
- 5a. Battery disconnect switches - DISCONNECTED. (CP) †

NOTE

Battery will discharge if these switches are left in the CONNECT position.

6. Electrical master - OFF.
 7. Nose gear ground safety lock - installed. (CP)
- *8. Before leaving airplane checklist - Completed. (CP)

OPERATION STOP

An operation stop is an enroute stop to discharge passengers/cargo with an immediate departure.

Under these conditions, it is permissible to discharge passengers/cargo while one engine remains operating, provided the following checklist is accomplished.

AFTER CLEARING RUNWAY

1. Speed brake - IN
2. Pitot heat - OFF. (CP)
3. Anti-icing - As required. (CP)
 - a. Windshield Heat - OFF.
 - b. RAM Inlet - OFF.
 - c. Engine inlet - As required.
4. Anti-skid -OFF (CP)
5. Weather radar - OFF.† (CP)
6. Landing and taxi light - As required. (CP)
7. IFF code control - HOLD (if required). (CP)
8. IFF Master - STBY. (CP)
- B** 9. Left throttle - 60 percent rpm.
- B** 10. AC generator - OFF. (CP)

CAUTION

On T-39B-AIRPLANES, failure to turn off the ac generator prior to shutting down an engine may result in damage to the engine accessory drive system.

11. Left throttle - Off.
12. Trim for takeoff - Set. (CP)
13. After clearing runway checklist - Completed. (CP)

AFTER STOPPING

1. Cabin air selector - OFF. (CP)
2. Steering - Disengaged
3. Parking brake - Set.
4. After stopping checklist - Completed. (CP)

BEFORE TAXIING

1. Fire guard - Posted
2. Danger area - Clear- (PCP)
3. Battery - OFF. (CP)
4. Left engine - Started

† Some airplanes

- B** 5. Hydraulic pump fail caution light - Checked.
- B** 6. Throttles - 60 percent rpm.
- B** 7. AC generator - ON. (CP)
- B** 8. Throttles - IDLE.
 - 9. Battery - ON. (CP)
- 10. Electrical system - Checked. (CP)
- 11. Anti-icing - Set. (CP)
 - a. Windshield heat - As required.
 - b. Engine inlet - As required.
- 12. Weather radar - STBY.† (CP)

NOTE

ON T-39A AIRPLANES, on quick turnaround, if lighting conditions remain the same, adjustments of the set will not be necessary. Before takeoff and after a 3-minute warmup in standby, the set will be ready without further adjustment of gain, intensity, or scan rate.

- 13. Cabin air - BOTH ENG. (CP)
- 14. Steering - Engaged.
- 15. Caution and warning lights - Checked. (P-CP)
- 16. Hydraulic pressure - Checked.
- 17. Gust lock - Disengaged.
- 18. Chocks - Removed.
- 19. Taxi light - as required.
- 20. Before taxiing checklist - Completed. (CP)

Continue with thru flight items on taxiing checklist.

TAXI BACK

The following checklist is to be used when practicing full-stop landings or any other time after a full stop landing when a subsequent takeoff is to be made without engine shutdown

CAUTION

During a series of successive full stop landings, a minimum of 15 minutes should elapse between landings if the landing gear remains in the slipstream, and a minimum of 30 minutes should elapse between landings if the landing gear is retracted; to allow adequate cooling time between brake applications. This time restriction is not applicable to touch-and-go landing if no brake application is involved.

NOTE

When discharging passengers/cargo, use the OPERATIONS STOP checklist.

- 1. Speed brake - IN.
- 2. Pitot Heat - OFF. (CP)
- 3. Anti-icing - As required.
 - a. Windshield heat - As required.
 - b. Ram air inlet - OFF.
 - c. Engine inlet - As required.
- 4. Antiskid - OFF. (CP)
- 5. Weather radar - STBY.† (CP)
- 6. Landing - taxi light - As required (CP)
- 7. IFF master - STBY. (CP)
- 8. Flaps - UP. (CP)
- 9. Takeoff trim - Set. (CP)
- 10. Fuel differential - Checked. (CP)

NOTE

Fuel imbalance between wing tanks will not exceed 200 pounds. If this condition exists, the airplane nose will have a tendency to swing toward the heavy wing during takeoff.

- 11. Nav equipment - Checked. (P-CP)
 - a. Nav aids - Tune and identify, as required
 - b. Nav aids - Set for departure.

† Some airplanes.

- 12. Crew briefing - Completed. (P-CP)
 - a. Takeoff data.
 - b. Departure procedures.
 - c. Emergency recovery.
 - d. Terrain and obstacle clearance.
- 13. Weather radar - As required. (CP)
- 14. Crossfeed and Tank Selector - NORM. (CP)
- 15. Taxi back checklist - Completed. (CP)

Continue with the Lineup checklist.

BATTERY START

These following procedures are to be used before, during, and after a battery start.

BEFORE STARTING ENGINES

Successful battery starts can normally be expected, provided the batteries are in good condition.

NOTE

ON T-39B AIRPLANES, the co-pilot's intercommunication set is powered by the No. 2 secondary bus, and neither radio communication nor interphone will be available in the co-pilot's position during a battery start until the first engine is started.

- *1. Battery - OFF. (CP)
- 1a. Battery disconnect switches - DISCONNECTED. (CP) †
- *2. Nose gear safety pin - Removed and stowed.
- *3. Circuit breakers - Checked. (P-CP)
- 4. Windshield wipers - OFF.
- 5. Weather radar - OFF. †

ON T-39A AIRPLANES, set other radar controls as follows:

 - a. Mode selector switch - MAP.
 - b. Scan rate knob - 1/3 from CCW toward CW.
 - c. Tilt - UP 8°
 - d. Intensity knob - CCW.
 - e. Gain knob - CCW.
- *6. Gear handle - DOWN.

Visually check gear handle is down.

- 7. Air start switch - OFF.
- *8. Throttles - OFF.
- *9. Speedbrake switch - OFF (centered).
- 10. Landing-taxi lights - RETRACT and OFF.
- 11. DC generators - ON: (CP)
- B** 12. AC generator - OFF. (CP)
- B** *13. Inverter - AUTO. (CP)
- A** *14. Inverter - STBY. (CP)
- 15. Command radio - ON. (CP)
- 16. Electrical master - ON.
- 17. Instrument master - ON.
- 18. Seat belt and no smoking signs - As required.
- 19. Cockpit speaker - As required.
- 20. Interior lights - As required. (P-CP)

Turn off unnecessary lights.
- 21. Anti-icing - OFF.
 - a. Engine inlet.
 - b. Side windshield.
 - A** c. Forward windshield generators.
 - d. Forward windshield anti-ice.
 - e. Fuel heater.
 - f. Ram-air inlet.
- 22. Fuel jettison - OFF.
- 23. Antiskid - OFF.
- B** 24. Steering - MAIN.
- B** 25. Aux hydraulic - OFF.
- 26. Oxygen valve lever - CLOSED.
- 27. Passenger oxygen - ON.
- 28. Static pressure - NORM. (P-CP)
- 29. Flight controls - Checked.

Check for proper direction of travel.

WARNING

Ensure that aileron area is clear before gust lock is disengaged.

†Some airplanes

CAUTION

In high or gusty winds, it may be desirable to leave the gust lock engaged during engine start. Full throttle cannot be obtained, and nosewheel steering is not available, unless the gust lock is disengaged.

- 30. UHF antenna - AUTO.
- 31. Nav equipment - OFF. (P-CP)
- *32. Crossfeed and tank selector - NORM.
- A** 33. Steering - MAIN.
- 34. Cabin temperature - AUTO.
- 35. Cabin air - OFF.
- 36. Emergency brake T-handle - IN.
- 37. IFF master - OFF.
- *38. Before starting engines checklist - Completed. (CP)

STARTING ENGINES (T-39A ONLY)

- *1. Battery on. (CP)
- *1a. Battery disconnect switches - CONNECTED. (CP) †
- *1b. Battery Temperature Indicator and Warning System - Check. (CP) †
 - Pushbutton test switch - push and hold.
 - Batt temp indicator needles - Slowly deflect to 190°F (needles should deflect upward approximately together).
 - Warning lights - Both (amber and red) illuminated.
 - Pushbutton test switch - Release.
- *2. Fuel quantity - Checked.
Check movement of pointers and fuel balance.

NOTE

If the fuselage tank contains fuel and the imbalance exceeds 200 pounds, this condition will be corrected prior to engine start. With fuselage tank

empty and an imbalance exceeding 200 pounds, this condition will be corrected before takeoff.

- *3. Hydraulic pump - ON.
When hydraulic pump is turned on, monitor hydraulic pressure gauges. Check that pressure builds up smoothly and that pressure switch cuts out when pressure reaches upper limit.
- 4. Parking brake - Set.

CAUTION

If parking brake T-handle does not remain extended, repeat brake setting procedure, applying more pressure on brake pedals. Do not try to set parking brake by pulling on T-handle harder, as damage to linkage may occur.

- *5. Hydraulic pump - OFF.
- *6. Fire Pull T-handles - In.
- *7. Fire detector system - Checked.
- *8. Engine masters - ON.
- *9. Exterior lights - ON.
 - a. Position lights - ON
 - b. Anticollision/Strobe - Red.

WARNING

Use of white strobe during ground operations is not recommended because the light intensity of the white flash is sufficient to cause transient blindness if viewed directly.

- *10. DC voltmeter - Checked.
Minimum 21 volts.
- *11. Danger areas - Clear. (P-CP)
- *12. Engine - Started.
 - a. Starter button - Hold depressed.

† Some airplanes

CAUTION

- If 8 percent rpm is not attained in 15 seconds, or there is no indication of oil pressure within 20 seconds, the starter button should be pulled out to stop the starting cycle.
 - The starter button should be released at approximately 30 percent. If ignition-on light fails to go out after idle rpm, pull starter button up to deenergize.
- b. Throttle - IDLE at 8 to 10 percent rpm.
Monitor EGT and rpm very closely. The same limitations apply as for external power start. If rpm stabilizes below idle while EGT continues to increase, a hot start may be anticipated.
- c. Engine instruments - Check.

- *13. Battery - OFF (CP)
- *14. Hydraulic Pump - ON. (CP)
- *15. Second engine - Started.
Repeat steps 12.a. through 12.c.
- *16. Battery - ON. (CP)
- *17. Starting engines checklist - Completed. (CP)

STARTING ENGINES (T-39B ONLY)

CAUTION

The main gear wheel must be chocked during engine starts, as hydraulic pressure for wheel brake operation is not available until the engine has attained approximately 40 percent rpm.

- *1. Battery - ON. (CP)
- *1a. Battery disconnect switches - Connected. (CP) †
- *1b. Battery Temperature Indicator and Warning System-Check. (CP) †
 - Pushbutton test switch - push and hold.
 - Batt temp indicator needles - Slowly deflect to 190°F (needles should deflect upward approximately together).
 - Warning lights - Both (amber and red) illuminated.

† Some airplanes

- Pushbutton test switch - Release.

- *2. Fuel quantity - Checked.
Check movement of pointers and fuel balance.

NOTE

If the fuselage tank contains fuel and the imbalance exceeds 200 pounds, this condition will be corrected prior to engine start. With fuselage tank empty and an imbalance exceeding 200 pounds, this condition will be corrected before takeoff.

- *3. Fire pull T-handle - In.
- *4. Fire detector system - Checked.
- 5. Engine masters - ON.
- *6. Exterior lights - On.
 - a. Position lights - ON.
 - b. Anticollision/Strobe - Red.

WARNING

Use of white strobe during ground operations is not recommended because the light intensity of the white flash is sufficient to cause transient blindness if viewed directly.

- *7. DC voltmeter - Checked.
Minimum 21 volts.
- *8. Danger areas - Clear. (P-CP)
- *9. Engine Started.
 - a. Starter button - Hold depressed.

CAUTION

- If 8-percent rpm is not attained in 15 seconds, or there is no indication of oil pressure within 20 seconds, the starter button should be pulled out to stop the starting cycle.
 - The starter button should be released at approximately 30 percent. If ignition-on light fails to go out after idle rpm, pull starter button up to deenergize.
- b. Throttle - IDLE at 8 to 10 percent rpm.

Monitor EGT and rpm very closely. The same limitations apply as for external power start. If rpm stabilizes below idle while EGT continues to increase, a hot start may be anticipated.

c. Engine instruments - Check.

- *10. Parking Brake - Set.

CAUTION

If parking brake T-handle does not remain extended, repeat brake setting procedure, applying more pressure on brake pedals. Do not try to set parking brake by pulling on T-handle harder, as damage to linkage may occur.

- *11. Battery - OFF. (CP)
*12. Second engine - Started.

- *13. Hydraulic Pump fail caution lights - Checked.
*14. Battery - On. (CP)
*15. Starting engines checklist - Completed. (CP)

BEFORE TAXING

- *1. Safety belt and shoulder harness - Fastened. (P-CP)
B*2. Right throttle - 60 percent rpm.
B*3. AC Generator - ON.
B*4. Right throttle - 60 percent rpm.
 *5. Command radios - As required. (P-CP)
 *5a. Standby Attitude Indicator - ON †
 6. Electrical systems - Checked. (CP)
 a. DC loadmeters - Check.

† Some airplanes

NOTE

- Because of the high recharge capabilities of the batteries, a dc loadmeter reading above 1.0 may be observed after start. These readings are temporary and will decrease after a few minutes of operation.
- Normal dc loadmeter reading with both generators operating is a maximum of 0.6. Loadmeters should read within two scale marks of each other. If the loadmeters are not within two scale marks of each other, turn off the dc generator with the high loadmeter reading for 10 to 15 seconds and then back on to allow loads to equalize.
 - b. DC voltmeter - Check.
Normal dc voltmeter readings will be 27.0 to 29.5 volts.
 - A** c. Standby inverter ac voltage - Check.
Normal ac voltage readings for the standby inverter will be 115 (± 15) for B-or C-phase and 115 (± 6) for A-phase.
 - A** d. Inverter - MAIN.
 - e. AC voltage - Check all phases
ON T-39A AIRPLANES, normal ac voltage readings will be 115 (± 15) for B-or C-phase and 115 (± 8) for A-phase.
ON T-39B AIRPLANES, normal ac voltage readings will be 115 (± 6) volts
- 7. Caution light test - Checked.
Check illumination of caution, warning, and indicator lights.
- *8. Emergency light - TEST and ARM.
- *9. Interior lights - As required. (P-CP)
Check operation of the following before a flight that will begin or terminate during darkness.
 - a. Thunderstorm lights.
 - b. Cockpit dome light.
 - c. Cabin lights.
 - d. Console lights.
 - e. Flight instrument light.
 - f. Radio and engine instrument lights.

- g. Pedestal and overhead panel lights.
- 10. Pitot heat - Checked and OFF.
- * 11. Anti-icing - Set.
 - a. Engine inlet anti-ice - As required.

Use during ground operations and before takeoff or in flight if free air temperature is between +8°C and -20°C (47°F and -5°F), and if visible moisture is present or the dew point is within 4°C (7°F) of free air temperature.

NOTE

Engine inlet anti-ice should be used as necessary to prevent ice from forming. This may require continuous anti-ice operation during engine idle.

- b. Windshield heat - As required.

CAUTION

The windshield heat shall be left off if, in the pilot's opinion, high free air temperatures or solar heating has occurred and a windshield overheat condition could be created by activating the systems. The systems shall be left off until the windshields have cooled (cool to the touch).

- (1) Side windshield heat - As required.
- A** (2) Forward windshield generators - As required.
- (3) Forward windshield heat - As required.

- A** 12. Aux hydraulic - ON.
- A** *13. Hydraulic pump - checked ON. (CP)
- *14. Speed brake - IN.

WARNING

Ensure speed brake area is clear prior to moving speed brake switch.

Check that both hydraulic pressure gauges drop when speed brake switch is moved and that pressure then builds up smoothly.

- 15. Aux hydraulic - OFF.
- 16. Interphone panel - Set. (P-CP)
- 17. Oxygen system - Checked. (P-CP)
 - a. Regulator supply levers - ON.
Check that regulator supply levers are saf-
tied at ON.
 - b. Regulator pressure gauge - Check.
Check regulator pressure gauge indicator
at 350 (+50) psi.
 - c. Regulator diluter levers - 100%.
 - d. Mask - Connected and on.
 - e. Emergency lever - Hold in TEST MASK.
Check for no flow around mask will hold-
ing breath. This indicates proper mask fit
and serviceable hose and connectors.
Release emergency lever.
 - f. Emergency lever - EMERGENCY.
Breathe normally for a minimum of three
cycles. The blinker should show alter-
nately black and white. Hold breath; a
white blinker indicates a leak.
 - g. Regulator diluter lever - NORMAL.
Hold breath; blinker should remain black.
A white blinker indicates a leak. Breathe
normally for a minimum of three cycles.
The blinker should show alternately black
and white.

WARNING

If any leaks are detected, corrective
action must be taken prior to flight.

- h. Emergency lever - NORMAL.
- i. Regulator diluter lever - 100%.
- j. Interphone - Check.
- *18. Oxygen system quantity - Checked.
Check oxygen system cylinder pressure
gauge to determine if oxygen system has
been serviced for intended mission. (Fully
charged condition is about 1800 psi at 70°F.)
- 19. Mach-air-speed warning - Checked.
- *20. Gyrocompass mode - AUTO.
Place switch at D/G and back to AUTO to
obtain initial fast slaving.

- 21. Flight instruments - Checked.
 - *a. MACH/AIR-SPEED - INDICATOR - Proper
indications (0/30 - 40 KIAS).
 - *b. ATTITUDE INDICATORS - Erect; no
warning flag; pitch trim knob - Check limits
(minimum 5° up, 10° down) and align to ref-
erence index (normally 2° to 3° nose low).
 - c. CLOCK - Set and running.
 - *d. ALTIMETER - Check rollover point; set,
check, and compare - Field elev, STBY vs
RESET, and P vs CP.

A field elevation check should be made in both the
pneumatic and servoed modes of operation, using
±75 feet as the maximum allowable error in either
case. The maximum allowable difference between
the pneumatic and servoed modes is 75 feet. In
addition, in the servoed mode, the maximum allow-
able error between the pilot's and copilot's altime-
ters is 75 feet.

WARNING

Altimeters used in AIMS-equipped air-
planes can be incorrectly adjusted to
vary from a few feet up to several
thousand feet. Therefore, the coun-
ters, drums, and pointer must be
cross-checked to ensure that indicated
altitude agrees with field elevation.

CAUTION

During normal use of the barometric
setting system, momentary locking of
the barocounters may be experienced.
If this occurs do not force setting.
Application of force may cause inter-
nal gear disengagement and result in
excessive altitude errors in both pneu-
matic (STBY) and servo (RESET)
modes. If locking occurs, the required
setting may sometimes be attained by
rotating the knob a full turn in the
opposite direction and carefully reap-
proaching the required setting.

NOTE

- When operating airplanes equipped with two AAU-19/A altimeters, one altimeter will be operated in standby mode.
- Prior to each flight, cycle slowly (do not spin) AAU-19/A baroset from 29.92 through 30.00 inches of mercury to ensure smoothness of operation at rollover point on barocounters.
- If the altimeter setting knob can be moved in or out and the pointer moves without a corresponding change of the barometric setting when the knob is rotated, accurate altimeter settings cannot be made.

e. VERTICAL VELOCITY - Pointer at zero.

22. Gear emergency T-handle - Normal.

The T-handle should be fully into its receptacle, the words EMER LG RL should be upright, and the hook should be toward the control column.

*23. Gear electric reset button - Depressed and out.

WARNING

To prevent personnel injury, ensure main gear area is clear prior to depressing landing gear electric reset button.

*24. Gear position lights - Checked.

25. Trim system - Checked and set. (P-CP)

- a. Trim selector - NORM.
- b. Trim emergency disconnect button - Test.

Momentarily activate horizontal stabilizer trim, and observe that trim movement stops when disconnect button is depressed.

- c. Horizontal stabilizer - Check.
Ensure trim will move into 6°-9° range.
- d. Takeoff trim - Set.
 - (1) Aileron - Set to 0.

(2) Rudder - Set to 0.

(3) Horizontal stabilizer - Set 2 to 5 degrees.

WARNING

Takeoff will not be attempted unless the trim system operates properly.

- *26. Nav equipment - On. (P-CP).
- *27. Radar - STBY.†
- *28. Cabin air selector - BOTH ENG.
- *29. IFF master - STBY.
- *30. Steering - Engaged.
- *31. Caution and warning lights - Checked. (P-CP)
All applicable lights out.
- *32. Hydraulic pressure - Checked.
- *33. Gust lock - Disengaged.
- *34. Chocks - Removed.
- *35. Landing-taxi light - As required.

CAUTION

ON T-39A AIRPLANES, to prevent damage to plastic light cover, do not leave lights on longer than 2 minutes while airplane is stopped. During taxiing, use LEFTHAND ONLY position.†

- *36. Before taxiing checklist - Completed. (CP)
Continue with TAXIING checklist.

STRANGE-FIELD PROCEDURE

If mission requirements dictate RON at a field where maintenance or servicing personnel are not familiar with the airplane or are not available, the pilot is responsible for ensuring that the following postflight and preflight are accomplished.

† Some airplanes.

POSTFLIGHT INSPECTION

Postflight inspection will be accomplished after the last flight of the day.

1. Static ground wire - Connected.
2. Engine dust excluders, pitot covers, and fuel vent cover - Installed.

Check engine inlet ducts for birds or other damage.

3. Walk-around inspection - Visually check.
 - a. All external areas for damage, evidence of fuel, and hydraulic fluid leakage.
 - b. Access doors, panels, and fairings for damaged or loose fasteners, loose or missing screws, and security.
 - c. Tires for wear, cuts, and blisters.
 - d. Wheels for visible cracks.
 - e. Gear, gear doors, and wheel well for damage and freedom from foreign material.
 - f. Speed brake panel skin for cracks.
 - g. Rear fuselage area for hydraulic or battery leakage; close and secure access doors.
4. Servicing - Accomplished. (Refer to SERVICING, Section I.)
 - a. Engine oil tanks - Check and service, if required. (Servicing must be accomplished within 30 minutes after engine shutdown.)

CAUTION

Do not overfill; ensure filler cap is locked.

- b. Fuel - Ensure airplane is properly grounded.
- c. Oxygen - Service, if required.

PREFLIGHT INSPECTION

Preflight inspection will be accomplished prior to the first flight of the day.

1. Chocks - In position.
2. Static ground wire - Disconnected and stowed.
3. Fuselage, wings, and empennage - Free of ice, snow, foreign material, or damage.
4. Ground power unit - Provided, if available.
5. Fire extinguisher and fire guard - Provided.
6. Engine dust excluders, pitot covers, and fuel vent cover - Removed and stowed.

Check engine inlet duct. Rotate compressor clockwise by hand and check for unusual noise or friction.

7. Fuselage rear access doors - Closed and secured.
8. Fire extinguisher - Check pressure, both fire extinguisher containers (wheel well area). Discharge indicator discs intact.
9. Ground escape hatch - Secure.
10. Pilot's exterior inspection checklist - Accomplished.

NOTE

In addition to those items included in the exterior inspection checklist, specific attention should be given to detect fluid leakage.

SECTION III
EMERGENCY PROCEDURES
TABLE OF CONTENTS:

	PAGE		PAGE
Introduction.....	3-2	Hydraulic Power System Failure.....	3-23
Definitions.....	3-2	Emergency Descent.....	3-24
Caution and Warning Lights - Reference.....	3-2	Aft Fuselage Overheat.....	3-24
Emergency Signals.....	3-2	Loss of Pressurization.....	3-25
Circuit Breakers.....	3-2	Oil System Failure.....	3-26
Minimum Guidelines.....	3-2	Speed Brake System Failure.....	3-26
		Runaway Trim.....	3-26
		Trim Failure.....	3-27
		Spin Recovery.....	3-27
		Windshield Damage.....	3-28
GROUND EMERGENCIES		LANDING EMERGENCIES	
Emergency Entrance and Escape Exits.....	3-7	Ditching.....	3-28
Engine Fire on the Ground.....	3-7	Forced Landing.....	3-29
Nosewheel Steering Failure.....	3-7	Dual Flame-Out Landing.....	3-29
		Maximum Glide.....	3-29
		Precautionary Landing.....	3-29
TAKEOFF EMERGENCIES		Single Engine Landing.....	3-29
Abort.....	3-11	Single Engine Go-Around.....	3-32
Antiskid Failure.....	3-11	Landing Gear Emergency Operation.....	3-32
Brake Failure.....	3-11	Landing With Any Unsafe Gear.....	3-37
Nosewheel Steering System		Belly Landing.....	3-38
Failure.....	3-12	Landing With One or Both Slats	
Tire Failure.....	3-12	Inoperable.....	3-38
Runway Overrun Barrier.....	3-13	Landing With Split Flaps.....	3-38
Engine Failure/Fire During Takeoff.....	3-13	Controllability Check.....	3-39
		Emergency Brake Landing.....	3-39
		Tire Failure.....	3-39
IN-FLIGHT EMERGENCIES		SIMULATED EMERGENCIES	
Engine Fire in Flight.....	3-14	Simulated Engine-Out Maneuvers.....	3-40
Engine Failure/Shutdown in Flight.....	3-15	Demonstrated Landing Gear Emergency	
Air Start Procedure.....	3-15	Lowering.....	3-41
Door Open in Flight.....	3-16	Simulated Emergency Braking.....	3-41
Electrical Power System Failure.....	3-17		
Battery Overtemperature.....	3-19		
Smoke and Fumes.....	3-20		
Electrical Fire and Isolation.....	3-20		
Cabin Fire - Nonelectrical.....	3-21		
Fuel System Failure.....	3-21		
Fuel Jettison.....	3-22		

INTRODUCTION

The outline presented in this section is divided into five separate groups, GROUND, TAKEOFF, IN-FLIGHT, LANDING, and SIMULATED EMERGENCIES.

The procedures contained in this section are considered the best for coping with the various emergencies that may be encountered during operation of this airplane. Only single failures are considered; however, each failure presents a different problem. Thorough systems knowledge and sound judgment are essential in the handling of any emergency situation (i.e., system failure, multiple emergencies, adverse weather, etc). The checklist provides a ready reference to be used as an aid; however, the flight crew should refer to the basic flight manual for the amplified information as soon as circumstances permit.

DEFINITIONS

LAND AS SOON AS POSSIBLE

A landing should be accomplished at the nearest suitable airfield.

LAND AS SOON AS PRACTICAL

Landing will be accomplished at the discretion of the airplane commander

CAUTIONS AND WARNING LIGHTS — REFERENCES

Figure 3-1 is a ready-reference list of all caution and warning lights, each step is followed by the section where detailed information and procedures may be found.

EMERGENCY SIGNALS

If an emergency arises, the crew and passengers should be kept informed and the nearest ground station informed as to the type of emergency and planned action. If the emergency requires some action by the passengers, the pilot will notify them of the emergency and the action required over the interphone. In case the interphone is inoperative or time is critical, the alarm bell will be used as the signal. The emergency alarm bell signals are as follows:

- 6 short rings - Prepare for ditching or forced landing
- 1 long sustained ring - Brace for ditching or forced landing

With the overwing escape hatch open, it is possible that the alarm bell will not be heard.

CIRCUIT BREAKERS

The dc and ac electrical distribution circuits are protected by push-to-reset-type, trip-free circuit breakers. Circuit breakers used in some emergency procedures are shown in figure 3-2.

MINIMUM GUIDELINES

The emergency procedures in this manual are considered a minimum amount of guidance in the handling of an actual emergency. The pilot should **MAINTAIN AIRPLANE CONTROL, ANALYZE THE SITUATION, AND BEGIN PROPER ACTION** based on his sound judgment and working knowledge of airplane systems and the operational situation. For this reason, each pilot must possess a thorough knowledge of each emergency procedure where time would not be available to refer to a checklist or this manual. The checklist and, whenever possible, the manual should be referred to at the earliest possible moment in the handling of the emergency condition.

CAUTION AND WARNING LIGHTS—REFERENCES

TYPICAL T-39A

LIGHT	PROCEDURE REFERENCE	
	CHECKLIST	FLT. MAN.
CABIN PRESS FAIL	E-18	3-25
DOOR OPEN	E-12	3-16
AFT FUS OHEAT	E-17	3-24
LH ENG DE-ICE FAIL	-	1-98
FUEL SHUTOFF FAIL	-	1-26
FUEL FILTER BLOCK	-	1-105
LH FUEL HEAT ON	-	1-105
FUEL TANK X FD FAIL	-	1-23
LH FUEL PRESS LOW	E-15	3-21
LOW FUEL LEVEL	-	2-20
LH AC GEN OHEAT	-	1-102
SEL TANK FEED	-	1-25
LH AC GEN OFF	-	1-102
AC INST POWER OFF	-	3-19

LIGHT	PROCEDURE REFERENCE	
	CHECKLIST	FLT. MAN.
HYD PRESS/PWR OFF	E-16	3-23
MAIN STEER FAIL	-	3-12
LH OIL OHEAT	-	3-26
RH OIL OHEAT	-	3-26
PRESS DUCT FAIL	E-18	3-25

CABIN AIR OHEAT	-	1-97
WINDSHIELD OHEAT	-	1-102
SPEED BRAKE OPEN	-	1-56
RH ENG DE ICE FAIL	-	1-98
MAIN INVERTER FAIL	-	3-19
FUEL JETTISON OPEN	E-15	3-22
RH FUEL HEAT ON	-	1-105
FUEL PUMP X FD FAIL	-	1-26
RH FUEL PRESS LOW	E-15	3-21
OIL PRESS LOW	E-19	3-26
RH AC GEN OHEAT	-	1-102
ANTISKID INOP	-	3-11
DC GEN OFF	E-12	3-17
RH AC GEN OFF	-	1-102

Figure 3-1 (Sheet 1 of 2)

CAUTION AND WARNING LIGHTS-REFERENCES

TYPICAL T-39B

LIGHT	PROCEDURE REFERENCE	
	CHECKLIST	FLT. MAN.
CABIN PRESS FAIL	E-18	3-25
DOOR OPEN	E-12	3-16
LH ENG DEICE FAIL	-	1-98
FUEL SHUTOFF FAIL	-	1-26
FUEL FILTER BLOCK	-	1-105
LH FUEL HEAT ON	-	1-105
FUEL TANK X-FD FAIL	-	1-23
LH FUEL PRESS LOW	E-15	3-21
LOW FUEL LEVEL	-	2-20
LH OIL OHEAT	-	3-26
AC GEN OHEAT	-	1-42
AC INST PWR OFF	-	3-19
SEL TANK FEED	-	1-25
MAIN STEER FAIL	-	3-12
AFT FUS OHEAT	E-17	3-24
PRESS DUCT FAIL	E-18	3-25

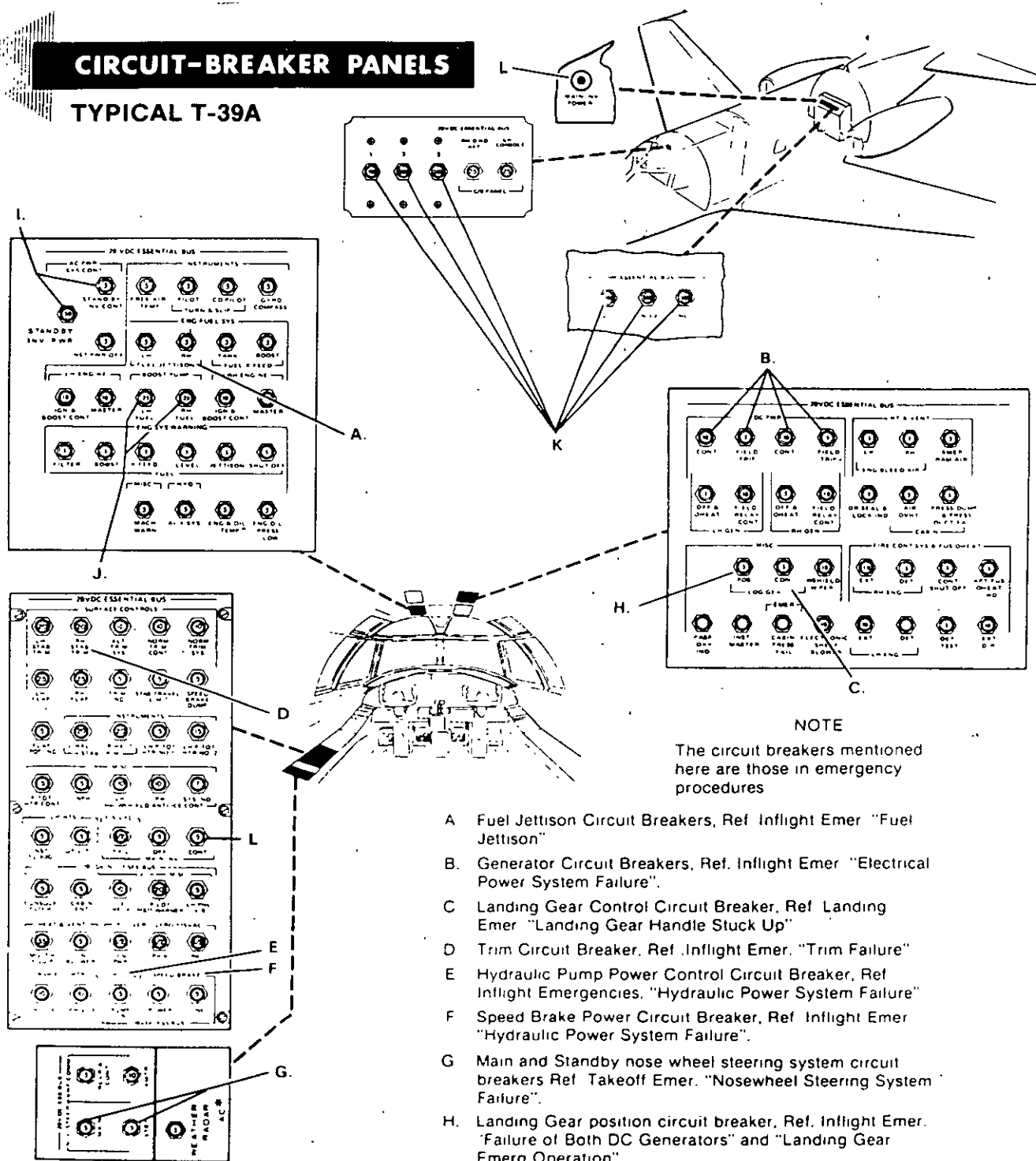
LIGHT	PROCEDURE REFERENCE	
	CHECKLIST	FLT MAN.
CABIN AIR OHEAT	-	1-97
WINDSHIELD OHEAT	-	1-104
SPEED BRAKE OPEN	-	1-56
RH ENG DEICE FAIL	-	1-98
HYD SHUTOFF FAIL	-	1-51
FUEL JETTISON OPEN	E-15	3-22
RH FUEL HEAT ON	-	1-105
FUEL PUMP X-FD FAIL	-	1-26
RH FUEL PRESS LOW	E-15	3-21
OIL PRESS LOW	E-19	3-26
RH OIL OHEAT	-	3-26
DC GEN OFF	E-12	3-17
AC GEN OFF	E-13	3-19
ANTISKID INOP	-	3-11
LH HYD PUMP FAIL	E-16	3-24
RH HYD PUMP FAIL	E-16	3-24

T 39B 1 00 36A

Figure 3-1 (Sheet 2 of 2)

CIRCUIT-BREAKER PANELS

TYPICAL T-39A



NOTE
The circuit breakers mentioned here are those in emergency procedures

- A Fuel Jettison Circuit Breakers, Ref Inflight Emer "Fuel Jettison"
- B. Generator Circuit Breakers, Ref. Inflight Emer "Electrical Power System Failure".
- C Landing Gear Control Circuit Breaker, Ref Landing Emer "Landing Gear Handle Stuck Up"
- D Trim Circuit Breaker, Ref .Inflight Emer. "Trim Failure"
- E Hydraulic Pump Power Control Circuit Breaker, Ref Inflight Emergencies. "Hydraulic Power System Failure"
- F Speed Brake Power Circuit Breaker, Ref Inflight Emer "Hydraulic Power System Failure".
- G Main and Standby nose wheel steering system circuit breakers Ref Takeoff Emer. "Nosewheel Steering System Failure".
- H. Landing Gear position circuit breaker, Ref. Inflight Emer. "Failure of Both DC Generators" and "Landing Gear Emerg Operation"
- I Standby inverter circuit breakers, Ref Inflight Emer "Inverter Failure."
- J Fuel Boost Pump circuit breakers Ref. Inflight Emer "Fuel System Failure".
- K Essential Bus circuit breakers, Ref Inflight Emer "Complete Electrical Failure."
- L Main inverter circuit breakers Ref Inflight Emer. "Inverter Failure"

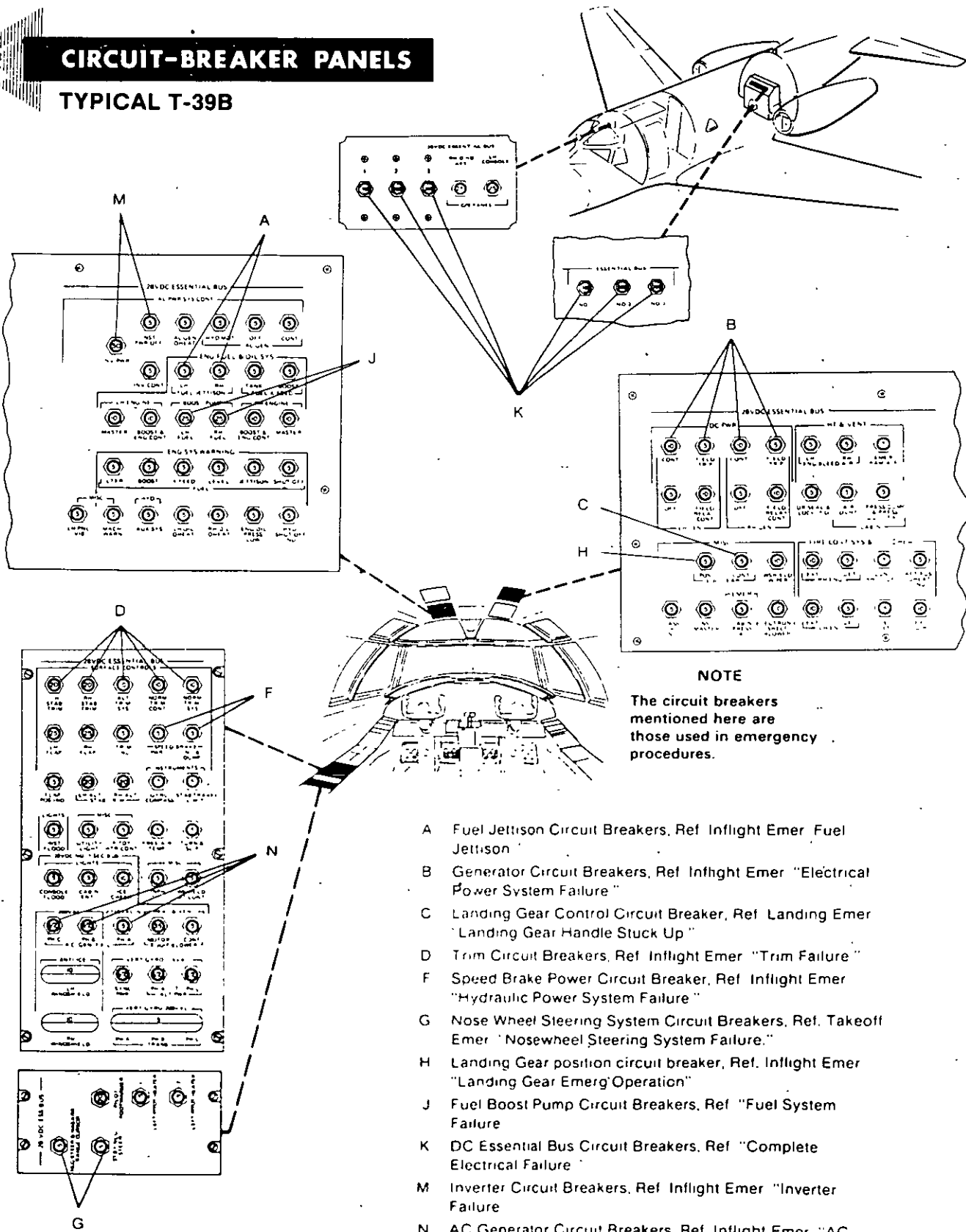
* Some airplanes

T 39A 1 54 24

Figure 3-2 (Sheet 1 of 2)

CIRCUIT-BREAKER PANELS

TYPICAL T-39B



NOTE
The circuit breakers mentioned here are those used in emergency procedures.

- A Fuel Jettison Circuit Breakers, Ref Inflight Emer Fuel Jettison
- B Generator Circuit Breakers, Ref Inflight Emer "Electrical Power System Failure"
- C Landing Gear Control Circuit Breaker, Ref Landing Emer "Landing Gear Handle Stuck Up"
- D Trim Circuit Breakers, Ref Inflight Emer "Trim Failure"
- F Speed Brake Power Circuit Breaker, Ref Inflight Emer "Hydraulic Power System Failure"
- G Nose Wheel Steering System Circuit Breakers, Ref. Takeoff Emer "Nosewheel Steering System Failure."
- H Landing Gear position circuit breaker, Ref. Inflight Emer "Landing Gear Emerg Operation"
- J Fuel Boost Pump Circuit Breakers, Ref "Fuel System Failure"
- K DC Essential Bus Circuit Breakers, Ref "Complete Electrical Failure"
- M Inverter Circuit Breakers, Ref Inflight Emer "Inverter Failure"
- N AC Generator Circuit Breakers, Ref Inflight Emer "AC Generator Failure"

Figure 3-2 (Sheet 2 of 2)

GROUND EMERGENCIES

EMERGENCY ENTRANCE AND ESCAPE EXITS

See figure 3-3.

ENGINE FIRE ON THE GROUND

If the fire warning light comes on or there are other indications of fire during ground operation, proceed as follows:

1. Throttle - OFF.
2. Tower - Advise.
3. Engine - Motor.
 - a. During start or shutdown - Motor engine.
If external power is disconnected, ensure battery switch is on. Motor engine, holding starter button in, if necessary, for a maximum of 90 seconds or until all evidence of fire has ceased.

If fire persists or ground personnel indicate fire is in pod, accomplish steps 4 through 11, as required.
 - b. Other than start or shutdown - Accomplish steps 4 through 11, as required.
4. Fire pull T-handle - Pull.
5. Fire extinguisher switch - EXT NO. 1.
If fire warning still continues or there are other indications of fire, use EXT NO. 2.
6. Starter Button - Pull.

CAUTION

When the starter is used to motor the engine, the starter is limited to 2 minutes of operation during 20-minute period.

7. Other engine - Throttle - OFF.
8. Parking Brake - Set (if required).
9. Engine masters - OFF.

10. Electrical master - OFF.
11. Evacuate aircraft.

WARNING

- Do not attempt to restart engine until cause of fire or overheat condition has been determined.
- All personnel will keep clear of the tailpipe for at least 3 minutes if fumes or smoke are present, to prevent possible injury.

During or immediately following engine shutdown, oil or fuel fumes may be noticed coming from the tailpipe or inlet duct of either engine, depending on ground wind conditions. These fumes indicate a presence of fuel or oil in the hot section of the engine. The appearance of black smoke from the tailpipe of either engine after shutdown indicates burning oil or fuel, which could damage the engine. If either fumes or smoke are present, the engine should be motored the same as for an engine fire during start. Ensure engine master, electrical master, and battery switches are on.

NOSEWHEEL STEERING FAILURE

If a malfunction of the nosewheel steering system occurs stop the airplane. If the malfunction is jeopardizing directional control, stop the airplane and simultaneously attempt to disengage the steering.

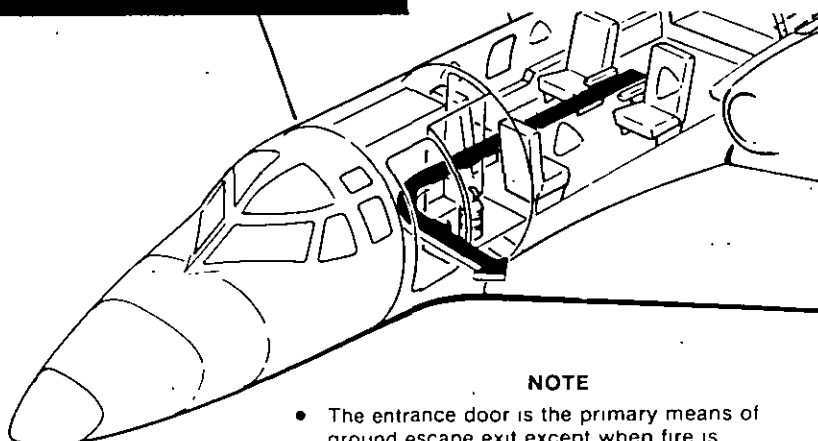
If main nosewheel steering fails without automatic transfer to standby, and steering is required before the airplane can be stopped, place steering selector switch to STANDBY.

NOTE

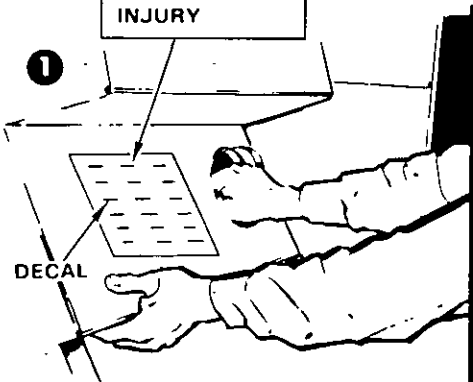
For additional information, refer to NOSEWHEEL STEERING SYSTEM FAILURE, under Takeoff Emergencies.

EMERGENCY ENTRANCE AND ESCAPE EXITS

ENTRANCE DOOR



CAUTION
GRASP CENTER BAR ONLY TO PREVENT HAND INJURY

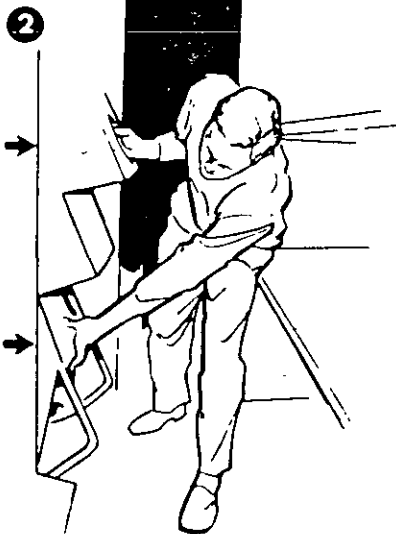


DECAL

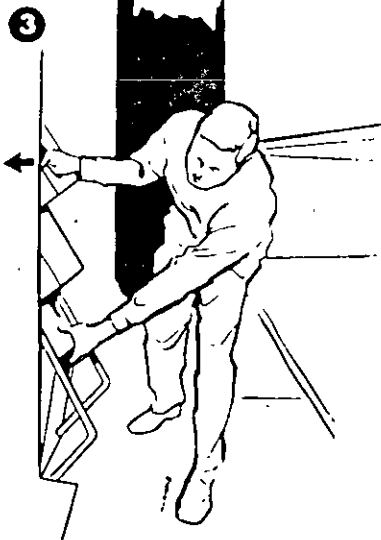
With door in place, turn rotary locking handle one-quarter turn clockwise to unlock door.

NOTE

- The entrance door is the primary means of ground escape exit except when fire is present on the left side of the airplane or the emergency condition does not warrant its use
- For emergency entrance through entrance door, turn handle in door and push inward at the lower edge of the door, rotating the top outward and down (Refer to Entrance Door Operation in section II.)



Pull entire door inward first, using an even pressure on the upper and lower sections.



Rotate the top of the door outward.



Grasp the door handle with one hand, one of the handles provided on either side of the entry way with the other hand, and allow the door to rotate downward until door is in place or it is resting on ground, depending on condition of airplane.

WARNING

Grasp the door securely and have a firm foothold. The momentum of the door opening could cause injury

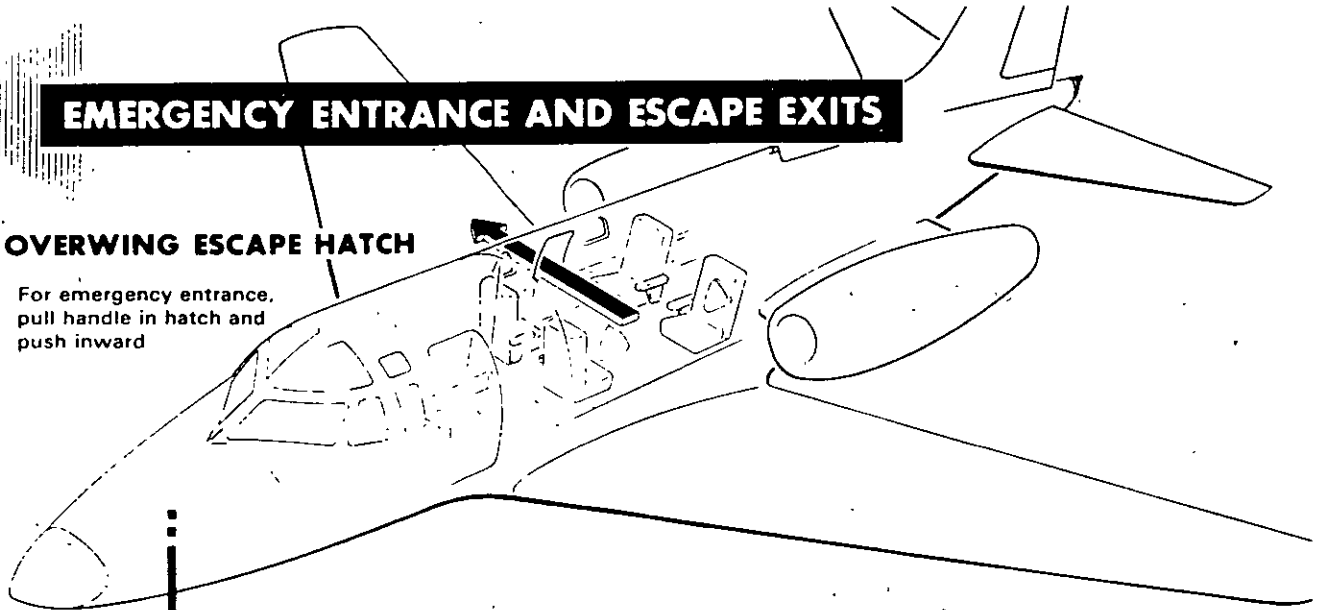
T 398 1 73 6A

Figure 3-3 (Sheet 1 of 3)

EMERGENCY ENTRANCE AND ESCAPE EXITS

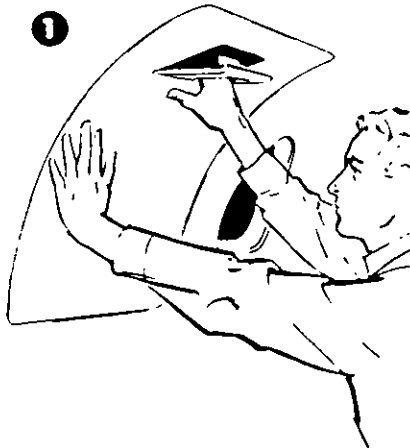
OVERWING ESCAPE HATCH

For emergency entrance, pull handle in hatch and push inward



NOTE

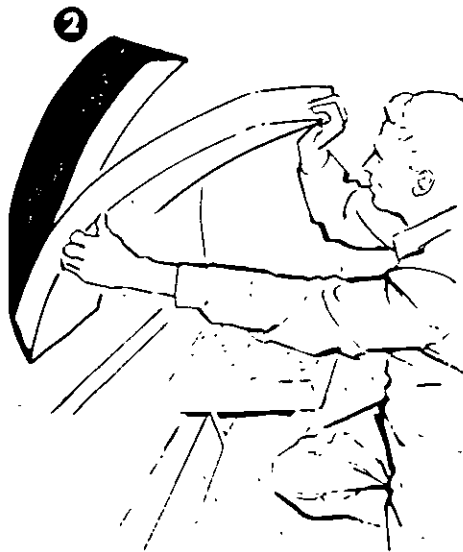
- Overwing escape hatch should be used for ground escape when fire is present on left side of airplane, or when main entrance door is not accessible.
- Overwing escape hatch is to be removed before landing, upon instructions from pilot.
- The pilot's sliding window can be used for emergency escape, if necessary.



Insert hand into handhold and pull completely down.

WARNING

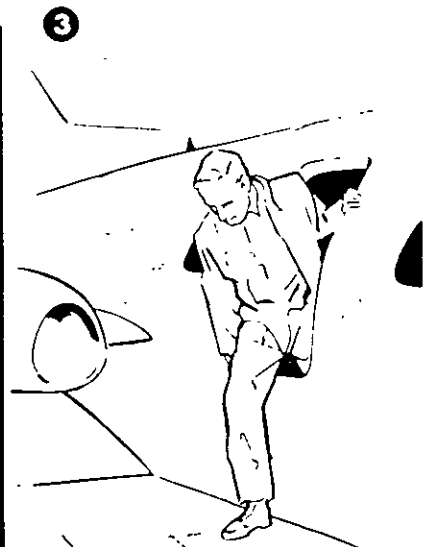
If the emergency oxygen mask doors over the overwing escape hatch are open, they may interfere with the removal of the escape hatch and may cause injury from the exposed edges when exiting the aircraft through the escape hatch.



Rotate top of hatch down and then lift hatch out. Stow hatch.

NOTE

Securely stow the overwing escape hatch between the rear passenger/baggage seat and the forward facing passenger seat or between the two left side passenger seats.



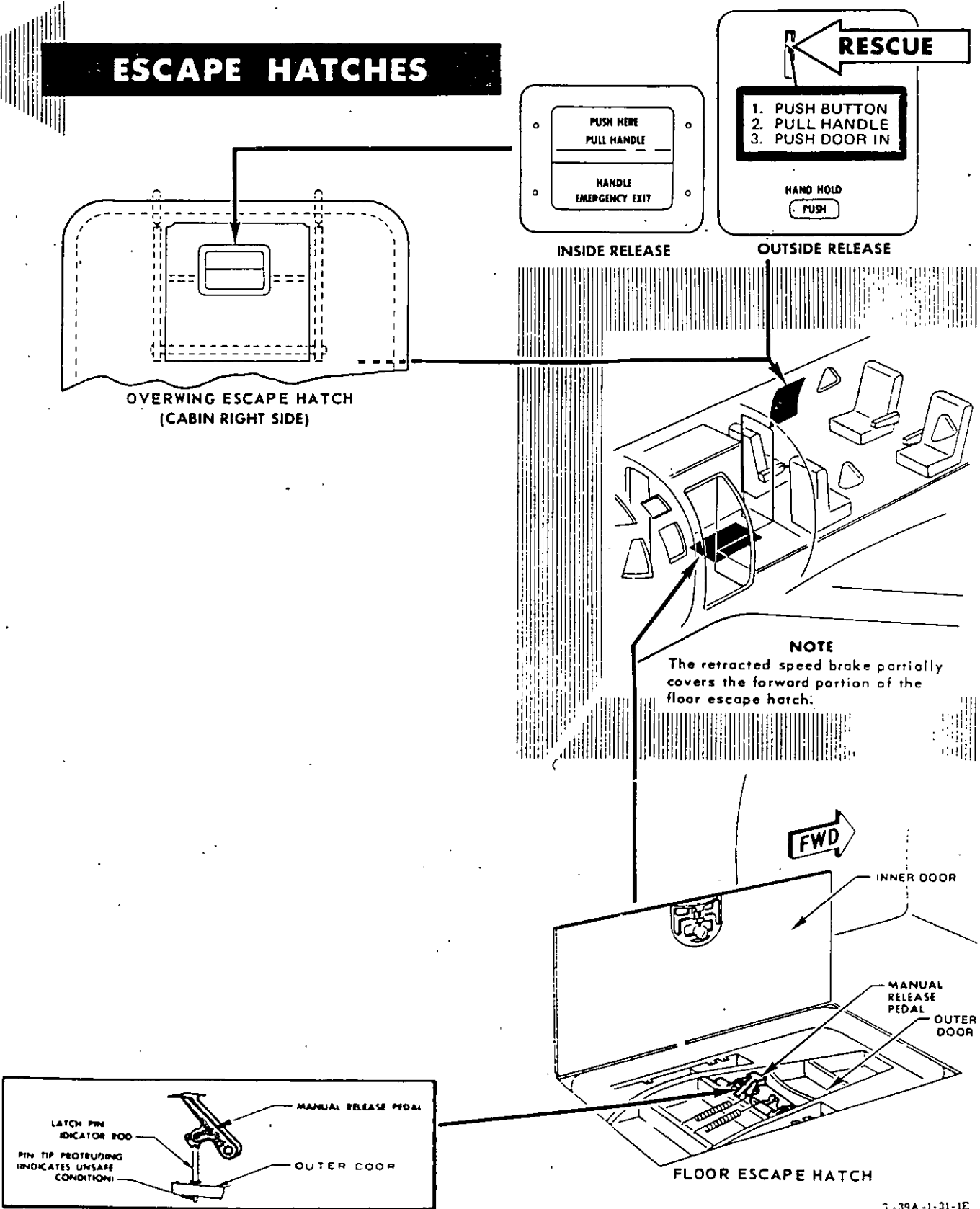
Deplane by stepping through escape hatch onto wing.

NOTE

Exit through the hatch foot first, then head and shoulders.

Figure 3-3 (Sheet 2 of 3)

ESCAPE HATCHES



1-39A-1-31-1E

Figure 3-3 (Sheet 3 of 3)

329

TAKEOFF EMERGENCIES

ABORT

DECISION SPEED FOR ABORT

The abort procedures are based on the use of decision speed. This decision speed is either refusal speed or rotation speed, whichever is less. If the runway length available is approximately the critical field length, the computed refusal speed will be the lesser value and will determine the abort decision. However, if the runway length available is much greater than the critical field length, the airplane rotation speed becomes the decision speed since it is less than the refusal speed. In using decision speed, only two cases are considered: (1) the takeoff should be aborted if a failure or emergency occurs before decision speed, and (2) the takeoff should be continued if the failure or emergency occurs after decision speed. (Refer to part 2 of appendix I).

ABORT PROCEDURE

The abort procedure is basically the same for any takeoff emergency. Depending upon the severity of the situation, do as many of the following as necessary.

1. Throttles - As required.

NOTE

ON T-39B AIRPLANES, if throttles are retarded to CLOSE, hydraulic power may not be available. In this case, the airplane must be stopped with the emergency brake system.

Steps 2 through 7 will be performed, as required.

2. Wheel brakes - Apply.
3. Fire pull T-handle - Pull.
4. Fire extinguisher switch EXT No. 1.
If fire warning still continues or there are other indications of fire, use extinguisher No. 2.
5. Steering - Engaged.
6. Engine masters - OFF (after airplane stops).
7. Electrical master - OFF.

NOTE

- Nosewheel steering is not available when the electrical master switch is off.

- Be prepared to use emergency brakes, if needed.

ANTISKID FAILURE

WARNING

Do not use this procedure if brakes are applied.

If the ANTISKID INOP light illuminates, turn the antiskid switch OFF and use normal brakes. If abnormal brake operation is encountered at any time, use BRAKE FAILURE procedures outlined in this section.

BRAKE FAILURE

Brake failure may be caused by mechanical, hydraulic, or antiskid failure. Since diagnosis of the cause of the failure may be time consuming or impossible, the following actions are bets, regardless of the cause.

WARNING

Actual stopping distance with emergency brakes may be considerably longer than that computed for normal braking. If normal braking effectiveness is suspect and a go-around is not considered feasible, it is imperative that emergency braking be initiated as soon as possible after touchdown.

1. Emergency brake T-handle - Pull.
2. Brakes - Apply.

Apply rapid, intermittent pressure to top of brake pedals to pump up brakes. A few (three to five) applications will be required to obtain pressure for emergency braking. Do not release pedals completely; otherwise, pumping action will have to be repeated.

WARNING

When the emergency brake system is used, only one pilot will operate and pump the brakes to ensure effective braking.

TAKEOFF EMERGENCIES (Cont)

NOTE

- Do not attempt to taxi on emergency brake system, other than to clear runway.
- When braking the airplane with the emergency braking system, the antiskid system is inoperative.

NOSEWHEEL STEERING SYSTEM FAILURE

If control of the nosewheel steering has automatically transferred to the standby system, the nosewheel steering system may be disengaged, while still on the ground, by pressing and releasing either nosewheel steering button. If the standby system is not disengaged during the takeoff roll, it will disengage automatically when the airplane becomes airborne. Disengagement of the standby system is indicated by the nosewheel steering-on indicator lights, main steering system failure caution light, and master caution lights going out.

If any nosewheel steering malfunction occurs prior to decision speed, the takeoff should be aborted. If the takeoff is continued, and if the nosewheel steering fails to disengage manually during the takeoff roll but automatically disengages on liftoff, the main steering system will be disabled using the following procedure.

CAUTION

- If both manual and automatic disengagement fail and green NOSE STEER ON lights remain illuminated, do not retract gear. If the gear were retracted, rudder movements could cause a cocked nose gear which could prevent subsequent normal gear extension.
- With the landing gear position circuit breaker tripped, the steering control unit is deprived of signals from the nose gear load switch, making it impossible to engage the main steering system. Under this condition, automatic changeover to the standby system will not occur. Activation of the standby system can only be obtained through manual selection.

1. NLG STEER MAIN circuit breaker - Pull. (See figure 3-2, ref G.)
2. Steering selector switch - MAIN.
After landing, when nosewheel steering is required.
3. Steering - STANDBY.

The standby steering system can now be engaged by placing the nosewheel steering selector switch to STANDBY, and disengaged by returning the selector switch to MAIN. Do not engage steering system by selecting STANDBY until nose wheels are firmly on runway and rudder pedals are at or about neutral. When landing with a failed nosewheel steering system, steering engagement should be delayed, if practicable, until the airplane is stopped.

CAUTION

If the nosewheel steering selector switch is in STANDBY during landing, the steering is energized at touchdown and the nosewheels will be positioned proportional to rudder pedal position.

After manual selection of the standby system, failure will not result in a disconnection of the standby steering. Free caster may be obtained by any one of the following procedures:

- a. Return steering selector switch to MAIN.
- b. Turn off electrical master switch.
- c. Pull NLG STEER-STBY circuit breaker. (See figure 3-2, ref G.)

TIRE FAILURE

Tire failure on takeoff may present more problems than a tire failure on landing. Directional control is more difficult at the higher takeoff gross weights during an abort; therefore, if speed is at or near takeoff speed, continue takeoff and burn fuel down, or jettison, before landing.

TAKEOFF EMERGENCIES (Cont)

WARNING

Tire failure on any gear may appear as a nosewheel vibration. If the takeoff is continued, the landing gear should not be retracted. If tire failure is suspected, have tire visually checked for fire. If fire is confirmed, land as soon as possible. Landing should be made in accordance with the instructions under MAIN GEAR TIRE FAILURE LANDING or NOSE GEAR TIRE FAILURE LANDING in this section.

MAIN GEAR TIRE FAILURE ON TAKEOFF

Directional control is more difficult and braking efficiency is greatly reduced at higher gross weights with failure of one or both main gear tires. Therefore, under certain conditions, the takeoff should be continued rather than aborted. (Refer to ABORT, in this section.)

NOSEGEAR TIRE FAILURE ON TAKEOFF

Nosegear tire failure is serious if either tire fails on the takeoff or landing roll. If one tire has failed or lost pressure, the remaining tire is definitely overloaded and is much more likely to fail, especially at high gross weights. In case of complete nosegear tire failure on the takeoff run and if speed is too slow to continue takeoff run, the takeoff should be aborted. (Refer to ABORT, in this section.)

NOTE

During an abort, heavy braking increases the load on the nosegear, however, it is considered more important that the airplane be stopped as quickly as possible rather than to attempt to lighten nose wheel loading at the expense of a longer roll. Holding the control wheel full back during braking may reduce some of the load from the nosewheels.

RUNWAY OVERRUN BARRIER

Tests reveal that successful barrier engagements with a standard Type MA-1A runway overrun barrier are unlikely. If barrier engagement is imminent, retract speed brake and aim nosewheel between vertical straps of barrier webbing.

ENGINE FAILURE/FIRE DURING TAKEOFF

Failures of jet engines are, as a rule, the result of improper fuel scheduling or incorrect operating technique during critical flight conditions. If engine failure is due to improper operating technique, an air start can usually be made to restore engine operation. In case of obvious mechanical failure, an air start should not be attempted. Except for higher rates of descent, the airplane has normal flight characteristics with both engines dead. The single-engine handling characteristics are excellent. Unbalanced engine thrust does have a slight tendency to yaw the airplane toward the dead engine which must be neutralized with aileron and rudder, or trim. The airplane can be trimmed hands-off, and all normal flight maneuvers may be performed as long as SAFE SINGLE-ENGINE airspeed is maintained.

If decision speed had been reached or passed, maintain directional control and continue takeoff. The minimum control speed on the ground (90 KIAS or power-off stall speed plus 5 knots, whichever is higher) is the speed at which the airplane can be controlled on the ground with a failed engine and by use of aerodynamic controls alone. The speed is based on the failed engine windmilling. Military Rated Thrust on the good engine, the nose wheel off the runway, and use of ailerons and rudder to maintain directional control within 25 feet of the desired path.

The minimum control speed in the air (90 KIAS or power-off stall speed plus 5 knots, whichever is higher) is the speed required to provide sufficient control to fly a straight path over the ground with a failed engine. The speed is based on the failed engine windmilling. Military Rated Thrust on the good engine, and no more than a 5 degree bank away from the failed engine. At minimum control speed, it may be necessary to sacrifice altitude for airspeed while putting the airplane in a clean configuration.

TAKEOFF EMERGENCIES (Cont)

When airplane is safely airborne, retract landing gear and climb out at single-engine obstacle limited climbout speed (normal takeoff speed) until clear of obstacle. Then, accelerate to best single-engine climb speed of 180 KIAS for enroute climb. Determine which engine has failed (airplane will tend to yaw into dead engine), and trim airplane after getting emergency under control.

WARNING

During single-engine operations, when clear of obstacles do not allow airspeed to decrease below safe single-engine airspeed. Safe single-engine airspeed is normal takeoff speed or 115 KIAS, whichever is higher.

1. Speed brake - IN.
2. Gear - UP (when safely airborne).
3. Flaps - UP.
4. Throttles - As required.

If a fire warning light is on, the respective throttle should be moved to IDLE. If fire warning light goes out within 10 seconds, test circuit. If circuit tests good, continue

operating at reduced thrust and land as soon as possible. If fire warning light stays on or circuit does not test properly, move throttle to OFF and continue with checklist. If a partial power loss is experienced on one engine, it may be desirable to leave the throttle of the affected engine as is and continue with single-engine procedures.

Steps 5 through 9 will be performed, as required.

5. Fire pull T-handle, affected engine - Pull.
6. Fire extinguisher switch - EXT No. 1.
 - a. If fire warning continues, fire extinguisher switch - EXT No. 2.

Unless necessary to continue flight, do not attempt to restart engine if extinguisher system has been actuated.

7. Engine Master, affected engine - OFF.
8. Crossfeed and tank selector - ~~X~~-FEED.
9. Cabin air selector - OFF.
Thrust will be increased 1.5%.
10. Fuel - Jettison (as required).
- B** 11. Use HYDRAULIC PUMP FAILURE procedure.
12. Land as soon as possible.

IN-FLIGHT EMERGENCIES

ENGINE FIRE IN FLIGHT

WARNING

Anytime during this procedure, if the fire warning light goes out, test the circuit. If the circuit does not test properly, continue the checklist as if the Warning Light remained illuminated.

1. Throttle (affected engine) - IDLE.

If fire warning continues after 10 seconds:

2. Throttle (affected engine) - OFF.

If fire warning continues, steps 3 and 4 will be performed.

3. Fire pull T-handle - Pull.
4. Fire extinguisher switch - EXT No. 1.
 - a. If fire warning continues, fire extinguisher switch - EXT No. 2.

NOTE

If cabin pressurization is lost or cabin altitude climbs, place cabin air selector at good engine position.

Except in an emergency, do not attempt to restart engine if extinguisher system has been actuated.

If engine is shut down, perform steps 5 thru 9.

IN-FLIGHT EMERGENCIES (Cont)

5. Engine master - OFF.
6. Crossfeed and tank selector - X-FEED.

NOTE

- Normal fuel balancing may be used as required, because the cross-feed and tank selector overrides the throttle-actuated boost pump cutoff switch on the affected engine.
- During single-engine operation, if the proper trim technique is not used, the fuel quantity gauge will be inaccurate. Fuel tank differential should not exceed 200 pounds.

7. Fuel - Jettison (as required).

- B** 8. Use HYDRAULIC PUMP FAILURE procedure.

9. Land as soon as possible.

ENGINE FAILURE/SHUTDOWN IN FLIGHT

NOTE

If a partial power loss is experienced on one engine, it may be desirable to leave the throttle of the affected engine at a reduced setting and continue with single-engine procedures. If decision is made to shut down engine, or if total power loss occurs, proceed as follows:

1. Throttle (affected engine) - OFF.

NOTE

If cabin pressurization is lost or cabin altitude climbs, place cabin air selector at good engine position.

2. Air start - OFF.
3. Engine master - OFF.
4. Cross-feed and tank selector - X-FEED.

NOTE

- Normal fuel balancing may be used as required, because the cross-feed and tank selector overrides the throttle-actuated boost pump cutoff switch on the affected engine.

- During single-engine operation, if the proper trim technique is not used, the fuel quantity gauge will be inaccurate. Fuel tank differential should not exceed 200 pounds.

5. Fuel - Jettison (as required).

- B** 6. Use HYDRAULIC PUMP FAILURE procedure.

7. Land as soon as possible.

If an air start is warranted, refer to AIR START PROCEDURE.

AIR START PROCEDURE

Air starts will be attempted at or below 26,000 feet within the recommended airspeed envelope. (See figure 3-4.) Further attempts should be made at lower altitudes. Before attempting an air start, an effort should be made to determine the cause of the engine failure. If the failure was caused by an obvious mechanical breakdown or if the fire extinguisher has been activated, a restart should not be attempted unless, in the opinion of the pilot, a greater emergency exists...

WARNING

In the event of two engine failures, if there is to be a delay of several minutes before an air start is attempted, turn off unnecessary electrical equipment, to conserve battery power.

- B** 1. AC generator - OFF.
2. Throttle (affected engine) - OFF.

NOTE

If cabin pressurization is lost or cabin altitude climbs, place cabin air selector at good engine position.

3. Airspeed and altitude - Check.

Airspeed and altitude should be within air start range. (See figure 3-4.)

IN-FLIGHT EMERGENCIES (Cont)

4. Crossfeed and tank selector - X-FEED.
5. Fire pull T-handle (affected engine) - In.
6. Engine master (affected engine) - ON.
7. Air start (affected engine) - ON.

NOTE

If engine rpm is below 8 percent, the starter button may be used to accelerate the start.

8. Throttle (affected engine) - IDLE, then as required.

Check exhaust temperature rise and rpm increase to idle rpm. Then advance throttle, as required. If there is no indication of a relight within 20 seconds after throttle has been moved to IDLE, or if engine fails to accelerate to idle rpm within 1 minute after relight, retard throttle to OFF, and repeat start attempt.

9. Air start - OFF.

NOTE

- The air start switch must be turned off before the generator can be brought back on the line.
 - If engine rpm drops below generator cutout speed, it may be necessary to reset the generator after the start is completed.
10. Cross-feed and tank selector - As required.
If engine fails to start or decision has been made not to attempt an additional air start, refer to ENGINE FAILURE/SHUTDOWN IN FLIGHT.

NOTE

In the event of air start switch or system failure, a normal ground type start may be attempted provided that the affected engine controls are first positioned as indicated in ENGINE FAILURE/SHUTDOWN INFLIGHT Procedure. Ignition may not occur if windmilling rpm is above 25 percent.

- B** 11. AC generator - As required.
- B** 12. Electrical system - Checked.

DOOR OPEN IN FLIGHT

Illumination of the DOOR OPEN caution light indicates that the entrance door or the floor escape hatch outer door is not fully locked closed. If either of these conditions exists, pressurization air to the door seals will be shut off and depressurization will occur, illuminating the CABIN PRESS FAIL warning light when the cabin altitude goes above 10,000 feet. If depressurization does not occur, the DOOR OPEN caution light indication is probably false, and a faulty light circuit should be suspected. If the DOOR OPEN caution light comes on in flight, follow this procedure:

1. Seat belt sign - ON.
All occupants fasten seat belts.
2. Speed brake - IN.

CAUTION

The speed brake should be at IN because the door in question may be the floor escape hatch outer door, and a retracted speed brake will help prevent the door from leaving the airplane.

3. Airspeed and altitude - Reduce (as required).
4. Fuel - Jettison (as required).
5. Land as soon as practical.

Avoid flight conditions causing positive pressure on entrance door, such as yawing and slipping.

WARNING

Although the entrance door and overwing escape hatch are of the plug type, their behavior when unlocked with the fuselage depressurized is unpredictable. Damage to the airplane or injury to the occupants could result if these doors are accidentally opened in flight.

AIRSPEED AND ALTITUDE FOR ENGINE AIR STARTS

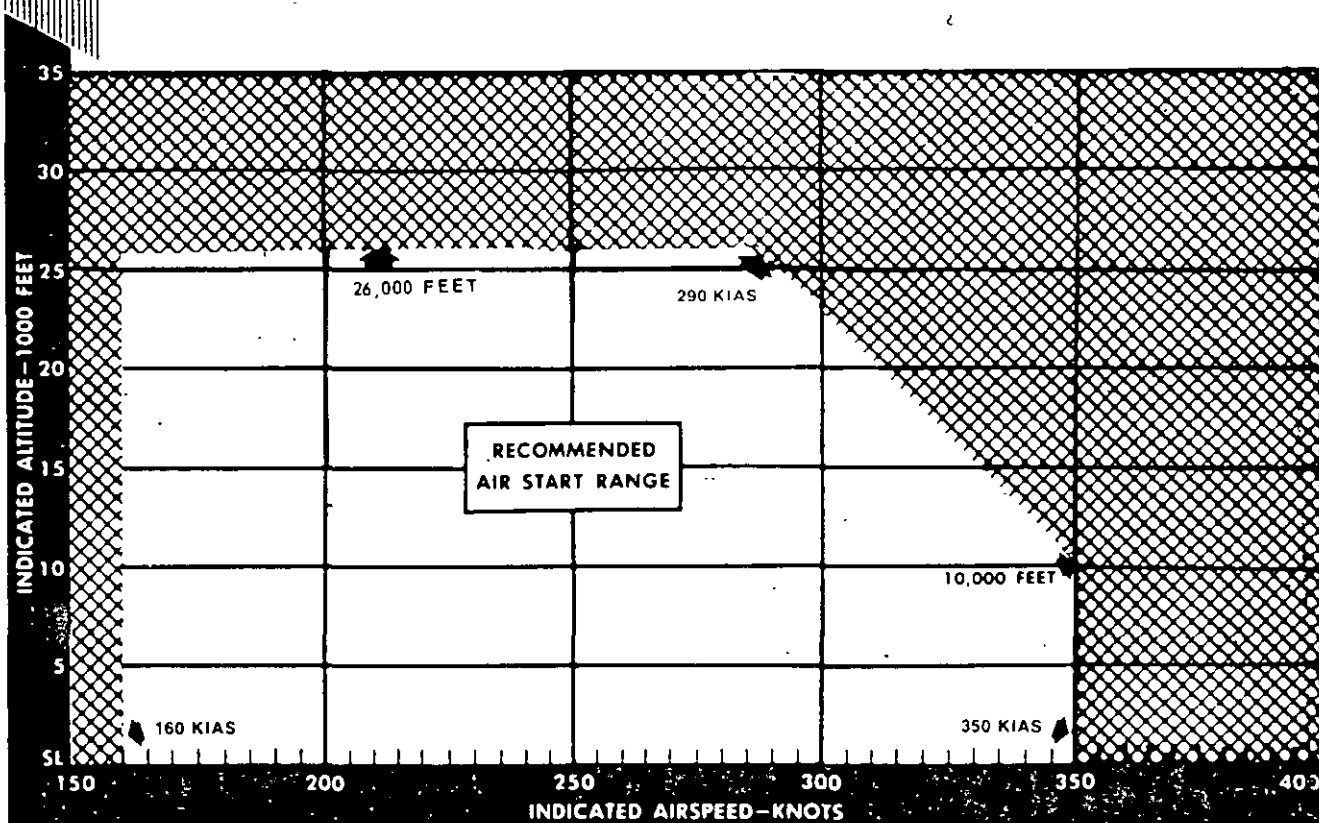


Figure 3-4

ELECTRICAL POWER SYSTEM FAILURE

DC GENERATOR FAILURE

If DC GEN OFF caution light comes on, check dc loadmeters to determine which dc generator has failed. Checking voltage of both generators may help determine the cause of failure.

ON T-39A AIRPLANES, the operating dc generator is capable of supplying essential electrical power needed for operation. If one generator has failed or has been disconnected for any reason, the dc secondary busses are disconnected.

ON T-39B AIRPLANES, the operating dc generator is capable of supplying essential electrical power needed for operation of all dc electrical busses, including the dc secondary busses.

If engine is operating, attempt to bring generator back into circuit as follows:

- 1 Generator circuit breakers - Check. (See figure 3-2, ref B.)
If any of the generator circuit breakers are popped, attempt to reset them. If any pop again, do not reset.
- 2 Generator switch - RESET, momentarily; then move to ON.

If the caution light remains out, the failure was temporary. If caution light comes on again, turn generator switch to OFF.

NOTE

If dc generator fails to reset after several attempts and flight conditions permit, attempt to reset by turning both dc generators off and resetting them, one at a time.

IN-FLIGHT EMERGENCIES (CONT)

CAUTION

On T-39A AIRPLANES, if either engine-driven dc generator fails or is turned off, the respective windshield ac generator will be inoperative. Ram-air inlet anti-ice and co-pilot's pitot heat will also be inoperative. Icing conditions should be avoided.

3. If the generator fails to reset after several attempts, turn OFF and land as soon as practical.

FAILURE OF BOTH DC GENERATORS

In flight, if the DC GEN OFF caution light comes on and the loadmeters indicate both generators have failed, the paralleling bus will be automatically disconnected and the essential bus emergency relay is energized closed, providing an automatic connection between the battery bus and the dc essential bus. Checking voltage of both generators may help determine cause of failure. Attempt to bring generators back into circuit as follows:

CAUTION

- All dc busses except the dc essential bus are automatically disconnected from the battery bus, so that the remaining battery power will be conserved for essential purposes only.
- On T-39A AIRPLANES, failure of both dc generators in flight will cause a loss of the hydraulic pump. The hydraulic pump will operate on the ground if battery power is available. Normal and auxiliary system pressure may be restored in flight by temporarily pulling the landing gear position circuit breaker (see figure 3-2, ref H) with the hydraulic pump switch at ON.

1. Generator circuit breakers - Check. (See figure 3-2, ref B).
2. Generator switches - RESET, momentarily; then ON.

If the caution light remains out, the failure may have been temporary.

3. DC loadmeter - Check.
 - a. If dc loadmeters show normal system load on both generators, continue mission.

- b. If only one generator resets, land as soon as practical.
- c. If both generators fail to reset after several attempts to reset, proceed with step 4.

CAUTION

On T-39A AIRPLANES, if either engine-driven dc generator fails or is turned off, the respective windshield ac generator will be inoperative. Ram-air inlet anti-ice and copilot's pitot heat will also be inoperative. Icing conditions should be avoided.

4. Generator switches - OFF.

A generator should be turned off only if it has failed.
5. All nonessential electrical equipment - OFF.

Under ideal conditions, the length of time that usable battery power is available for continuous operation is approximately 45 minutes. Battery output may be decreased, however, by a number of variable factors, including low state of battery charge.

- A** 6. Speed brake switch - OFF (centered).
- A** 7. Speed brake power circuit breaker - Pull. (See figure 3-2, ref F).
8. Fuel - Jettison (as required).
9. Land as soon as possible.

COMPLETE ELECTRICAL FAILURE

WARNING

- If total electrical failure is caused by interruption of all three dc essential bus conductor circuits, there will be little, if any, advance warning.
- Total electrical failure will result in loss of cabin pressurization. Oxygen masks should be donned, as required.

1. Battery switch - ESSENT.

If power is restored to the dc essential bus, go to the FAILURE OF BOTH DC GENERATORS checklist.

2. Generator switches - OFF.

- DC essential bus circuit breakers - Check. (See figure 3-2, ref K).

NOTE

Circuit breakers are on the panel behind the copilot's seat and on the circuit-breaker panel at the rear of the cabin.

- Generator switches - Reset as necessary.

CAUTION

If the failure was due to generator problems, an attempt to reset both generators may result in a recurrence of total electrical failure. Decision to reset generators should be dependent on an evaluation of such factors as altitude, icing, and time to landing. If one generator is successfully reset, the other generator should be left at OFF unless its use is essential for safe flight.

- Land as soon as possible.

BATTERY OVERTEMPERATURE

Battery warm light illuminated:

- Monitor battery temperature indicators for possible overheat condition.

Battery hot light illuminated:

- Affected battery disconnect switch - DISCONNECTED. (CP) †

NOTE

The battery warning lights will illuminate to indicate a warm or hot battery.

The warm/hot battery may be determined by observing the Battery Temperature indicator.

INVERTER FAILURE (T-39A ONLY)

On T-39A AIRPLANES, in case of a main inverter failure, essential ac power requirements automatically transfer to the standby inverter. The MAIN INVERTER FAIL, caution light will come on, and the AC INST PWR OFF caution light may come on momentarily. If AC INST PWR OFF caution light stays on, manually move inverter switch to STBY.

- Inverter circuit breakers - Check. (See figure 3-2, ref I and L).

NOTE

The MAIN INV POWER circuit breaker (red) behind the rear passenger seats must be pressed to reset.

CAUTION

The weather radar † shall be turned off when operating on standby inverter.

AC GENERATOR FAILURE (T-39B ONLY)

On T-39B AIRPLANES, if the AC GEN OFF caution light comes on, the essential ac load is automatically powered by the inverter, provided the instrument master switch is at ON and inverter switch is at AUTO. However, the ac generator should be reset, if possible.

IN-FLIGHT EMERGENCIES (Cont)

NOTE

If the ac generator fails, the windshield anti-ice system is inoperative.

1. AC generator circuit breaker - Check. (See fig. 3-2, ref N.)

2. AC generator switch - RESET, momentarily; then ON.

If the caution light remains out, the failure may have been temporary.

3. AC voltmeter and loadmeter - Check.

Both the ac loadmeter and voltmeter should be checked for correct indications following reset of the ac generator.

If voltmeter shows normal voltage, continue mission. If generator fails to reset, attempt to reset again.

4. AC generator switch - OFF (if necessary).

If generator fails to reset, move generator switch to OFF.

5. Inverter circuit breakers - Check. (See figure 3-2 ref M.)

If AC INST PWR OFF caution light comes on, indicating a possible failure of automatic instrument power transfer system, move inverter switch from AUTO to ON. If the AC INST PWROFF caution light remains on, ac power is lost for the remainder of the flight.

SMOKE AND FUMES

If smoke and fumes are detected early, the contaminated air may be isolated by moving the cabin air selector to LH ENG. If this does not eliminate contaminated air, move cabin air selector switch to RH ENG.

WARNING

All odors not identifiable by the flight crew shall be considered toxic. Immediately go on 100 percent oxygen. Properly ventilate airplane, and land as soon as practical. Do not take off when unidentified odors are detected.

1. Oxygen masks - ON.
2. Oxygen valve lever - OPEN (if required).

WARNING

- The available oxygen duration may be reduced to one-third of chart value when crew and passengers are under stress. This condition may be compounded at lower altitude where consumption rates increase significantly.
- The passengers will not receive 100-percent oxygen when the cabin altitude is below 28,000 feet. The ground test button is not to be used by the passengers, as the oxygen will be delivered under pressure and its duration will be greatly reduced. In flight, the ground test button is to be used only if the oxygen regulator will not function.
- Passenger oxygen masks are diluter-type masks and do not provide adequate protection against smoke and fumes.

3. Cabin air selector - RAM & DUMP.
4. Descend to safe altitude.
5. Pilot's window - Open (if required).

If the contaminated air cannot be cleared and vision is obstructed by smoke or fumes, opening the side window may improve the vision.

If smoke or fumes persist:

6. Land as soon as possible.

ELECTRICAL FIRE AND ISOLATION

If an electrical fire occurs, proceed as follows to isolate cause of fire.

1. Oxygen masks - On.
2. Oxygen valve lever - OPEN (If required).
3. All nonessential electrical equipment - Off.

IN-FLIGHT EMERGENCIES (Cont)

4. All circuit breakers - Check for indication of defective circuit.

If fire persists:

5. Cabin air selector - RAM & DUMP
6. Use portable fire extinguisher (if required).

WARNING

The extinguishing agent in the portable fire extinguisher can produce toxic effects if inhaled.

7. Descend to safe altitude.
8. Land as soon as possible.

If fire is extinguished:

9. Individually restore necessary equipment.
Allow sufficient time for indication of, or recurrence of, fire to occur when restoring power to equipment.
10. Land as soon as practical.

CABIN FIRE - NONELECTRICAL

1. Oxygen masks - On.
2. Oxygen valve lever - OPEN (if required).
3. Use portable fire extinguisher (if required).

WARNING

The extinguishing agent in the portable fire extinguisher can produce toxic effects if inhaled.

4. Descend to safe altitude.

Depending upon the type of fire involved, it may be desired to remain at altitude. For example, if the fire was in a seat, remaining at altitude would help to contain the fire, because of the lack of oxygen after pressurization is dumped.

5. Cabin air selector - RAM & DUMP.
6. After air is clear, repressurize cabin.

FUEL SYSTEM FAILURE

WARNING

Take off will not be attempted if a tank-mounted fuel boost pump or the centrifugal element of the engine-driven pump is inoperative.

NOTE

If fuel balancing fails to occur after fuel cross-feed and tank selector is positioned to heavier tank, pull lightweight wing boost pump circuit breaker. Once fuel balancing is accomplished, reset boost pump circuit breaker. (See figure 3-2, ref J.) (Refer to FUEL SYSTEM MANAGEMENT, in Section I.)

Failure of a tank-mounted fuel boost pump or the centrifugal element of the engine-driven fuel pump will cause the corresponding FUEL PRESS LOW caution light to illuminate. If caution light comes on, proceed as follows to preclude a possible engine flameout.

1. Cross-feed and tank selector - X-FEED.
2. FUEL PRESS LOW caution light - Check.

If failure was due to inoperative boost pump, the FUEL PRESS LOW caution light will go out and the cross-feed and tank selector should remain in X-FEED. If the centrifugal element of the engine-driven pump failed, the caution light will remain on, and cross-feed and tank selector should be returned to NORM.

WARNING

- When only one fuel boost pump is operating, approximately 200 pounds of fuel in the tank with the inoperative boost pump may not be available. Approximately 400 pounds of fuel may not be available when operating on suction feed (both boost pumps inoperative).

IN-FLIGHT EMERGENCIES (Cont)

WARNING

- Flameouts have occurred after prolonged nose-down attitude with 500 pounds fuel remaining in the tank with the inoperative boost pump.
 - With a boost pump failure, pull circuit breaker on defective pump. (See figure 3-2, ref J.)
3. Cross-feed and tank selector - As required.

WARNING

- An engine flameout may occur at altitudes above 15,000 feet with an engine on suction feed.
- The boost pump circuit breakers should not be reset.
- Single boost pump operation may not reliably support both engines at high thrust settings and low fuel level condition. Place cross-feed and tank selector to NORM under the following conditions:
 - (a) On final approach with both engines operating.
 - (b) During other flight conditions when the total fuel flow exceeds 2400 pounds per hour.
- When operating with one boost pump inoperative, do not use LH TANK or RH TANK position of fuel cross-feed and tank selector for fuel balancing. Selection of the heavy tank would deenergize the operable boost pump, placing both engines on suction feed.

NOTE

- If wing fuel becomes out of balance, a steady-state constant-heading sideslip of one-half to 1 ball deflection with the heavy wing high will correct the condition. Fuel will transfer at a rate of

approximately 100 pounds per minute, using one-half ball deflection. Fuel quantity gauges are unreliable, except in coordinated flight.

- With the cross-feed and tank selector at NORM, the engine with the inoperative fuel boost pump will be on suction feed.

The engine-driven fuel pump has suction feed capabilities in case of boost pump failure; however, this capability is limited, dependent upon fuel temperature. The engines will operate better on suction feed at lower altitudes than at high altitude. The suction feed capability is also improved with "cold soaked fuel."

FUEL JETTISON

Placing the fuel jettison to AUTO automatically jettisons fuel to a preset level, depending on flight attitude. An alternate means of jettisoning is also provided by moving the fuel jettison switch to spring-loaded MAN.

WARNING

When the fuel jettison switch is held in MAN, there is no automatic cutoff feature. Caution should be used, as all usable fuel could be jettisoned.

NOTE

Fuel jettison is impossible with failure of both boost pumps.

AUTOMATIC FUEL JETTISONING FAILURE

During automatic fuel jettisoning, a malfunction of a cell-mounted float switch could cause the respective fuel jettison shutoff valve to remain open. If the valve remains open, all fuel in the respective wing tank will be jettisoned. An open jettison valve is indicated by the FUEL JETTISON OPEN caution light remaining on and a continuation of fuel jettisoning (as indicated by abnormal decrease of fuel quantity). If this occurs, proceed as follows:

1. Fuel jettison switch - OFF.

IN-FLIGHT EMERGENCIES (Cont)

2. FUEL JETTISON OPEN caution light - Check out.
3. Fuel quantity - Check.
Check fuel quantity gauges to determine if fuel jettisoning has stopped. If fuel continues to jettison, proceed to step 4.
4. Left and right fuel jettison circuit breakers - Pull. (See figure 3-2, ref A.)

HYDRAULIC POWER SYSTEM FAILURE (T-39A ONLY)

Illumination of the HYD PRESS/PWR OFF caution light for a few seconds without illuminating the master caution lights requires no immediate action. If HYD PRESS/PWR OFF caution light and master caution lights illuminate, proceed as follows:

1. Hydraulic pump power control circuit breaker - Check in. (See figure 3-2, ref E.)
2. Hydraulic pump - OFF & RESET; then ON.
3. Hydraulic and master caution lights - Check out

WARNING

If pump operation is continuous (indicated by high loadmeter readings), turn pump off until required. Continuous operation of the hydraulic pump could cause an aft fuselage fire.

If both caution lights remain on:

4. Hydraulic pump - OFF for at least 5 minutes.

It may take up to 30 minutes to correct an overheat condition.

5. Hydraulic pump - ON.
Check both caution lights out.

WARNING

If pump operation is continuous (indicated by high loadmeter readings), turn pump off until required. Continuous operation of the hydraulic pump could cause an aft fuselage fire.

If both caution lights remain on:

6. Hydraulic pump - OFF.
7. Speed brake switch - Off.
8. Speed brake power circuit breaker - Pull. (See figure 3-2, ref F.)
9. Antiskid - OFF.
10. Use LANDING GEAR EMERGENCY LOWERING procedures.
11. Aux hydraulic - As required.

Monitor normal system pressure, and select auxiliary accumulator before landing, to ensure availability of hydraulic pressure for brakes and nosewheel steering during landing roll.

WARNING

- If aux hydraulic pressure is less than 1700 psi, accomplish EMERGENCY BRAKE LANDING procedures.
- After landing, attempt to stop straight ahead on runway centerline using one continuous brake application. Further movement of the airplane is not recommended unless 1700 psi is available and effective nosewheel steering and brakes have been assured. Taxiing with the emergency brakes only is not recommended, other than to clear the runway.
- Use of the antiskid system with a failure of the hydraulic system will rapidly deplete the auxiliary hydraulic pressure. Whenever auxiliary hydraulic system is selected, turn antiskid system switch to OFF.

IN-FLIGHT EMERGENCIES (Cont)

HYDRAULIC PUMP FAILURE
(T-39 ONLY)

1. Nonessential ac equipment - off.

NOTE

The ac electrical load should be reduced by turning off the windshield anti-ice, if possible. The three ac drive hydraulic fluid cooling circuit breakers, on the intermediate equipment compartment panel, should be pulled prior to landing. If these circuit breakers are not pulled, the ac drive hydraulic fluid cooling blower will automatically come on when the airplane lands, and deplete hydraulic pressure when it is needed for braking.

2. Speed brake switch - Off (centered).
3. Speed brake power circuit breaker - Pull. (See figure 3-2, ref F).

CAUTION

Use of the speed brake with one hydraulic pump inoperative will place an unnecessary load on the remaining pump.

HYDRAULIC POWER SYSTEM
FAILURE (T-39 ONLY)**NOTE**

If failure of hydraulic power system was caused by internal failure of one engine driven hydraulic pump, it may be possible to isolate the pump by using the following procedures:

1. AC generator - OFF.
2. Air start selector - As required.

Check HYD PUMP FAIL caution light to determine which engine driven hydraulic pump failed.

3. Hydraulic pressure gauge - Check.
4. Nonessential ac equipment - Off.
5. Speed brake - Off (centered).
6. Speed brake power circuit breaker - Pull (See fig 3-2, ref F.)

7. Use LANDING GEAR EMERGENCY LOWERING procedure.
8. Auxiliary hydraulic power switch - ON (when necessary).

WARNING

- If hydraulic pressure is less than 1700 psi, accomplish EMERGENCY BRAKE LANDING procedure.
- After landing, attempt to stop straight ahead on runway centerline using one continuous brake application. Further movement of the aircraft is not recommended unless 1700 psi is available and effective brakes have been assured. Taxiing with the emergency brake only is not recommended, other than to clear the runway.

9. Antiskid - As required.

If main hydraulic pressure available, antiskid system may be used.

WARNING

Use of the antiskid system with a failure of the hydraulic system will rapidly deplete the auxiliary hydraulic system. Whenever auxiliary hydraulic system is selected, turn antiskid system to OFF.

EMERGENCY DESCENT
(Minimum Time)

Circumstances may arise which require a rapid descent in the shortest time possible. If this occurs, move throttles to IDLE, extend speed brake, and maintain limit airspeed or Mach during descent.

AFT FUSELAGE OVERHEAT

Illumination of the AFT FUS OHEAT light indicates excessive temperature in the vicinity of the bleed-air ducts in the aft fuselage area. While a bleed-air duct leak is the most probable cause, the possibility of an aft fuselage area fire shall be considered. If AFT FUS OHEAT light illuminates proceed as follows:

IN-FLIGHT EMERGENCIES (Cont)

1. Cabin air selector - EMER PRESS.

The system may be at OFF when pressurization is not required.

2. Oxygen mask - On (if required).

If overheat light remains on, proceed to step 4.

3. Fire detector system - Check.

If AFT FUS OHEAT light tests properly, land as soon as possible. If light does not test properly, proceed with step 4.

- A** 4. Hydraulic pump - OFF.

- B** 5. AC generator - OFF.

6. Battery - OFF.

7. Speed brake switch - Off (centered).

Speed brake may be extended if needed for rapid descent.

8. Speed brake power control circuit breaker - Pull. (See figure 3-2, ref F.)

9. Land as soon as possible using LANDING GEAR EMERGENCY LOWERING procedures.

10. Aux hydraulic - as required.

ON T-39A AIRPLANES, monitor normal system pressure and select auxiliary accumulator before landing to ensure availability of hydraulic pressure for brakes and nosewheel steering during landing roll.

LOSS OF PRESSURIZATION

Illumination of the CABIN PRESS FAIL warning light indicates a cabin altitude in excess of 10,000 feet, a probable pressurization leak in the cabin and/or around the door seal. The cabin air selector switch should remain positioned at BOTH ENG, as selection of EMER PRESS will aggravate this condition. Maintain engine power settings as high as flight conditions will permit to ensure availability of maximum bleed air for pressurization.

Illumination of the PRESS DUCT FAIL caution light indicates a loss of pressurization duct pressure. Simultaneous illumination of the PRESS DUCT

FAIL and CABIN PRESS FAIL lights indicates a loss of pressurization duct pressure and airplane pressurization.

If the duct failure has occurred in the aft fuselage, the AFT FUS OHEAT light may also come on.

WARNING

An aft fuselage fire may cause loss of elevator and rudder control. If cabin pressure is lost with illumination of the AFT FUS OHEAT light, accomplish the AFT FUSELAGE OVERHEAT procedures prior to completing this checklist.

In case of a pressurization failure, proceed as follows:

1. Oxygen masks - On.
2. Oxygen valve lever - OPEN (if required.)
3. Cabin air selector - Position at either sub-step a. or b. as required.

The system may be at OFF when pressurization is not required.

- a. CABIN PRESS FAIL light - BOTH ENG.
- b. PRESS DUCT FAIL light - EMER PRESS.

NOTE

If selection of EMERG PRESS has no apparent effect, reduce power on both engines and then advance throttles as necessary.

If cabin pressurization is not restored, perform steps 4 thru 8.

4. Descend, as required, to maintain a cabin altitude below 25,000 feet.
5. Passengers' oxygen masks - Check on (if required).
6. Oxygen warning horn cutout button - Push.

IN-FLIGHT EMERGENCIES (Cont)

7. Cabin air selector - RAM (if required).
8. Land as soon as practical.

OIL SYSTEM FAILURE

OIL PRESSURE ABOVE 55 PSI.

If oil pressure indicates above 55 psi during flight, proceed as follows:

WARNING

If fuel fumes are present in the cockpit, the engine should be shut down using ENGINE FAILURE/SHUTDOWN IN FLIGHT procedures because of the possibility of a ruptured fuel oil cooler causing a fire hazard.

1. Throttle (affected engine) - Reduce thrust.
2. Oil pressure - Monitor.
 - a. If a reduction in thrust will bring oil pressure within limits, continue operation at reduced thrust and monitor oil pressure closely.
 - b. If throttle reduction will not maintain oil pressure within limits, shut engine down using ENGINE FAILURE/SHUTDOWN IN FLIGHT procedures.

OIL PRESSURE 35 TO 40 PSI.

If, during flight, oil pressure drops to 35-40 psi and is steady, reduce thrust on affected engine to below 90 percent rpm and proceed with flight. The condition must be corrected before the next flight. If oil pressure fluctuates in the 35 to 40 psi range, proceed as follows:

1. Throttle - Reduce thrust below 90 percent. Reduce thrust until fluctuation stops; if fluctuation does not stop at idle rpm, proceed with step 2.

2. Fuel - Jettison (as required).
3. Land as soon as practical.

OIL PRESSURE BELOW 35 PSI

If oil pressure drops below or fluctuates below 35 psi, shut down engine using ENGINE FAILURE/SHUTDOWN IN FLIGHT procedures.

ENGINE OIL OVERHEAT

Whenever either engine oil overheat light illuminates, check related pressure gauge. If the over-temperature is experienced after a reduction in throttle setting, for example, as thrust is reduced from climb to cruise, it is recommended the throttle be advanced. This will serve to increase the fuel flow, thereby increasing the cooling capacity of the fuel oil-cooler until the heat rejection from the engine can be accommodated.

CAUTION

If the temperature does not return to the operating range within a reasonable time after the throttle is advanced, the oil pressure gauge should be closely monitored, as an engine oil system failure and subsequent engine failure could occur.

High oil temperatures experienced during level, constant-thrust operation may indicate an engine or oil system malfunction. Under these conditions, reduce thrust in an attempt to control oil temperature. In either case, if oil temperature cannot be controlled within limits, either shut engine down or land as soon as practical.

SPEED BRAKE SYSTEM FAILURE

To close speed brake in flight, in case of a hydraulic failure, move speed brake switch to off (center). Placing the speed brake emergency dump switch at DUMP then dumps any trapped hydraulic fluid and allows airloads to return the speed brake to a trail position. Then return switch to NORM. This creates a hydraulic lock that prevents the speed brake from lowering.

Should an electrical malfunction cause the speed brake switch to remain energized in OUT, the speed brake dump valve becomes inoperative. To restore electrical energy to operate dump valve, pull speed brake power circuit breaker on left console. This circuit breaker should not be reset until the electrical malfunction has been corrected.

RUNAWAY TRIM

If horizontal stabilizer, rudder trim, or aileron trim continue to operate after normal trim switch has

IN-FLIGHT EMERGENCIES (Cont)

been returned to center (resulting in excessive trim), proceed as follows:

1. Trim emergency disconnect - Press and hold.
This deenergizes the normal trim circuit.
2. Trim control selector - OFF.
3. Trim emergency disconnect - Release.
Check that trim malfunction has stopped.
4. Trim control selector - ALT; then trim, as required.
5. Trim control selector - OFF. (If runaway trim condition still exists).

TRIM FAILURE

WARNING

In the event that stabilizer becomes inoperative while configured and trimmed in landing position, and a go-around is required, do not retract gear and flaps, unless necessary. This will minimize the wheel force required.

NOTE

- If one horizontal stabilizer trim actuator fails, the second trim actuator may stall when operated in the 2.5 to 4.0 degree trim range. The actuator will resume movement if the trim switch is depressed in the direction desired and, at the same time, stick pressure is released enough to allow trim movement out of this critical range.
- Trim actuators may work after descending from altitude due to warmer temperature.

If a failure occurs in normal system, proceed as follows:

1. Trim circuit breakers - Check in. (See figure 3-2, ref D.)
2. Trim control selector - ALT.
3. Alternate trim switches - As required.

NOTE

- If any of the trim systems should fail in either extreme travel position, the force required to neutralize the controls or to move the control surface to the opposite extreme is not beyond physical capabilities.
- If stabilizer trim fails in the lower range, elevator authority may be inadequate during landing flare with flaps down. If the trim fails at 5 degrees or less, a no-flap landing is recommended to minimize control wheel forces and increase elevator effectiveness. If the trim fails above 5 degrees, flaps should be set as required to minimize control wheel forces at landing speed with gear down.

SPIN RECOVERY

If a spin is inadvertently entered, proceed as follows:

1. Throttles - IDLE.
2. Controls - Neutralize.
3. Determine direction of spin.
4. Full rudder against spin.
5. Trim - NOSE DN.

WARNING

Failure to trim nose down will prolong or preclude recovery.

6. When spin stops, neutralize controls and recover from ensuing dive.

WARNING

Do not hold recovery controls after spin stops; otherwise, airplane may enter a spin in opposite direction.

IN-FLIGHT EMERGENCIES (Cont)

CAUTION

If landing gear or flaps are extended, the gear and flap limit speeds may be exceeded during recovery, which could cause structural damage.

WINDSHIELD DAMAGE

If windshield damage occurs, proceed as follows:

1. Windshield heat - OFF.
2. Airspeed - Reduce below 200 KIAS.
3. Descend - Maintain 6,000 ft AGL (weather and other flight conditions permitting).
4. Land as soon as possible.

LANDING EMERGENCIES

DITCHING

The airplane has good static buoyancy qualities, floating near level or slightly tail-low. Exit should be made from the overwing escape hatch. Passengers as well as pilots should be made familiar with their duties, position, and procedures. Jettison as much fuel as possible to lighten airplane and improve flotation. Ditch while power is still available, if possible, so that the most desirable approach can be made.

CAUTION

When either main gear is not down and locked, only 6 degrees of nose-up elevator trim is available. If more nose-up elevator trim is required, the alternate trim system must be used.

1. IFF/SIF and radio distress procedures - Accomplish.
2. Fuel - Jettison.
3. Alert passengers.
4. Pressurization - OFF.
5. Overwing escape hatch - Remove and stow.

NOTE

ON T-39A AIRPLANES, stow escape hatch between rear passenger/baggage seat and forward-facing passenger seat or between the two left side passenger seats.

ON T-39B AIRPLANES, stow escape hatch aft of the forward-facing passenger seats.

6. Safety belts - Tighten.
7. Gear - UP.
8. Flaps - DN.
9. Speed brake - IN.
10. Normal approach - Keep wings level and slightly nose-high.

CAUTION

- Unless wind is high or sea is rough, plan approach heading parallel to any uniform swell pattern, and try to touch down along a wave crest or just after crest passes.
- If the surface is irregular, the best procedure is to approach into the wind and touch down on the falling side of a wave.

LANDING EMERGENCIES (Cont)

11. Throttles - OFF.
12. Electrical Master - OFF.

CAUTION

Do not release any safety belt until airplane comes to a complete stop.

13. Abandon airplane through overwing escape hatch.

FORCED LANDING

1. Loose equipment - Secure.
2. Fuel - Jettison (as required).
3. Alert passengers.
4. Cabin air - OFF.
5. Overwing escape hatch - Remove and stow.

NOTE

ON T-39A AIRPLANES, stow escape hatch between rear passenger/baggage seat and forward-facing passenger seat or between the two left side passenger seats.

ON T-39B AIRPLANES, stow escape hatch aft of the forward-facing passenger seats.

6. Safety belts - Tighten.
7. Exterior lights - OFF.
8. Gear - DOWN.
9. Flaps - DOWN.
10. Speed brake - IN.
11. Alarm bell - Actuate, as required.
12. Touch down at normal landing speed.
13. Evacuate airplane.

MAXIMUM GLIDE

For maximum glide distance (refer to DESCENTS in part 5 of appendix I) with both engines failed (windmilling or frozen), the best gliding speed is 170

KIAS for a clean airplane, with landing gear and flaps up and speed brake in. (See figure 3-6.) When speed is maintained at 170 KIAS, the glide ratio is about 12.5 to 1. Thus, for every 10,000 feet of altitude, the airplane will glide about 21 nautical miles. The glide ratio and glide distance of the airplane with the landing gear down are about half those obtainable with the landing gear up.

PRECAUTIONARY LANDING

During emergency operation or when there is doubt of any system capability, a precautionary landing pattern (PLP) should be used. The PLP should conform as nearly as possible to normal instrument or visual approach procedures and references. However, the PLP should allow sufficient time and space to permit any corrections necessary to assure a landing from the first approach. If a complete loss of thrust is anticipated, applicable portions of the forced landing pattern (figure 3-5) should be used.

SINGLE-ENGINE LANDING

If a single-engine landing is required, normal landing patterns and airspeeds may be used (figure 2-4). Applicable portions of the forced landing pattern should be used (figure 3-5) if deemed necessary by the pilot. Until landing is assured, the final approach airspeed will not be less than safe single engine airspeed (approach speed or 115 KIAS, whichever is higher). The following configuration will be observed: wing flaps set at zero to a maximum of 66 percent and the speed brake in. When less than 66 percent of flaps is selected, add 10 KIAS to approach speed and use that speed or 115 KIAS, whichever is higher.

ON T-39A AIRPLANES, when the landing is assured, the wing flaps may be fully lowered and speed brake extended. If an engine is lost on final approach with a full flap configuration, the approach may be completed leaving the flaps extended; if extended, the speed brake should be retracted.

ON T-39B AIRPLANES, when the landing is assured, wing flaps may be fully lowered. If an engine is lost on final approach with a full flap configuration, the approach may be completed leaving the flaps extended.

DUAL FLAME-OUT LANDING (TYPICAL)

SPEEDS GIVEN ARE APPLICABLE FOR ANY WEIGHT CONDITION

PROCEDURE TO USE WHEN:
Engines are windmilling or frozen
or whenever an emergency requires
a forced landing.



NOTE

The speed brake and wing flaps are to be used as required to ensure reaching the landing spot.

LOW KEY POINT 3000 FEET ABOVE TERRAIN

4 FLY TURN "LONG" OR "SHORT" FOR ACCURATE TOUCHDOWN

BASE KEY POINT 1500 FEET ABOVE TERRAIN

5 ANTISKID SWITCH OFF.

6 AUXILIARY HYDRAULIC POWER SWITCH - ON (IF NECESSARY)

7 FINAL APPROACH - HOLD MINIMUM 140 KIAS

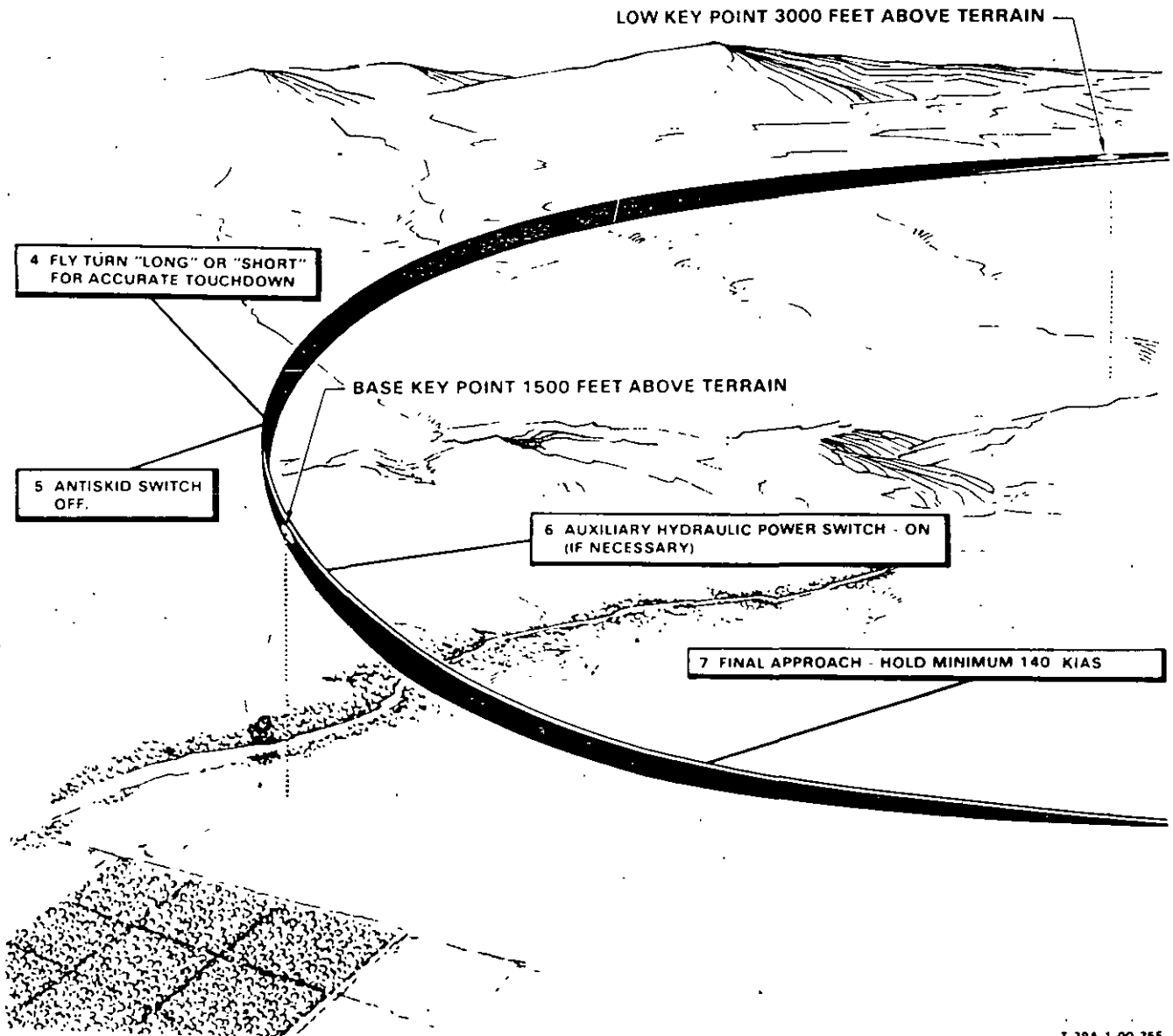
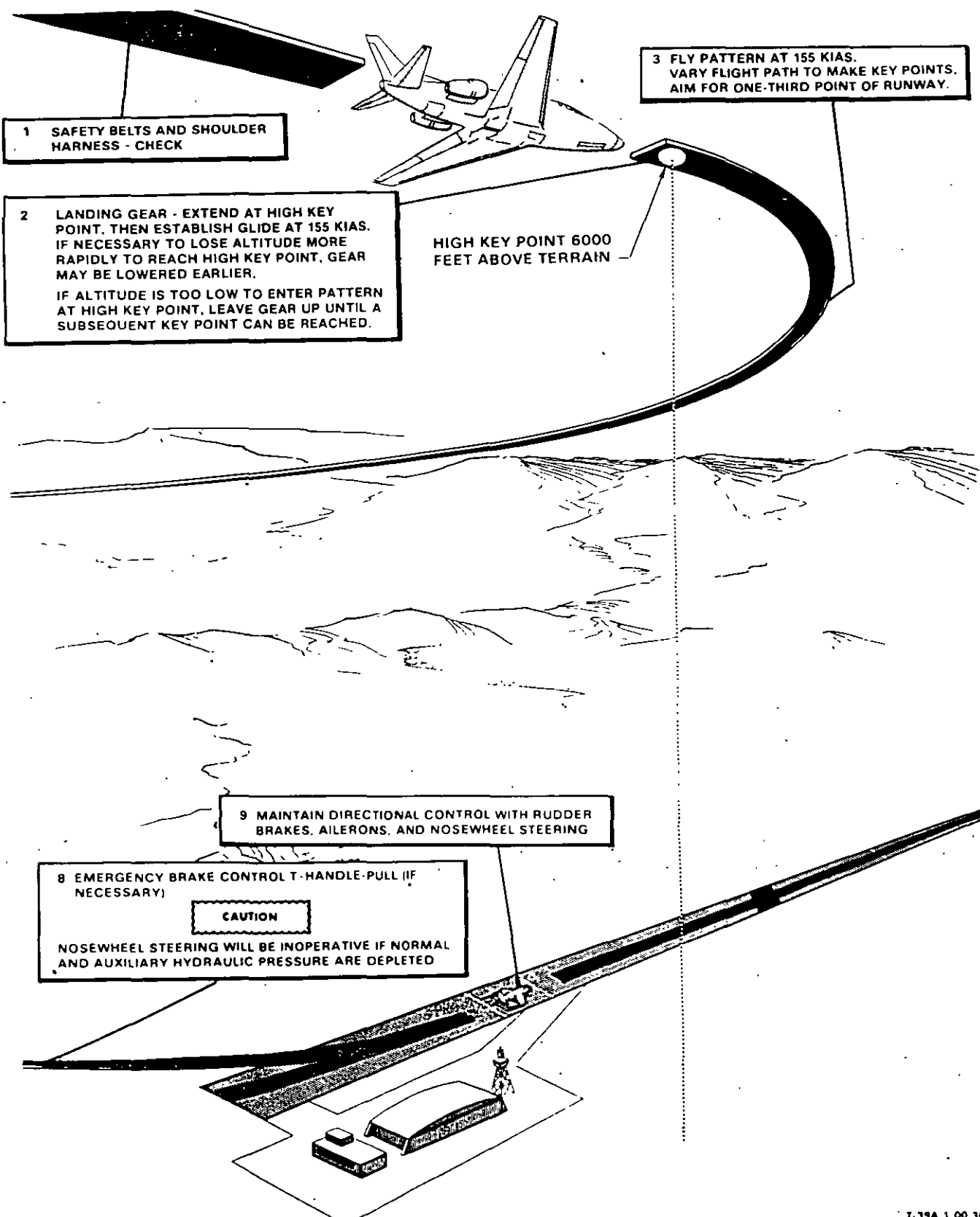


Figure 3-5 (Sheet 1 of 2)



1 SAFETY BELTS AND SHOULDER HARNESS - CHECK

2 LANDING GEAR - EXTEND AT HIGH KEY POINT, THEN ESTABLISH GLIDE AT 155 KIAS. IF NECESSARY TO LOSE ALTITUDE MORE RAPIDLY TO REACH HIGH KEY POINT, GEAR MAY BE LOWERED EARLIER. IF ALTITUDE IS TOO LOW TO ENTER PATTERN AT HIGH KEY POINT, LEAVE GEAR UP UNTIL A SUBSEQUENT KEY POINT CAN BE REACHED.

3 FLY PATTERN AT 155 KIAS. VARY FLIGHT PATH TO MAKE KEY POINTS. AIM FOR ONE-THIRD POINT OF RUNWAY.

HIGH KEY POINT 6000 FEET ABOVE TERRAIN

9 MAINTAIN DIRECTIONAL CONTROL WITH RUDDER BRAKES, ALERONS, AND NOSEWHEEL STEERING

8 EMERGENCY BRAKE CONTROL T-HANDLE-PULL (IF NECESSARY)

CAUTION

NOSEWHEEL STEERING WILL BE INOPERATIVE IF NORMAL AND AUXILIARY HYDRAULIC PRESSURE ARE DEPLETED

T-39A 1 00 36D

Figure 3-5 (Sheet 2 of 2)

LANDING EMERGENCIES (Cont)

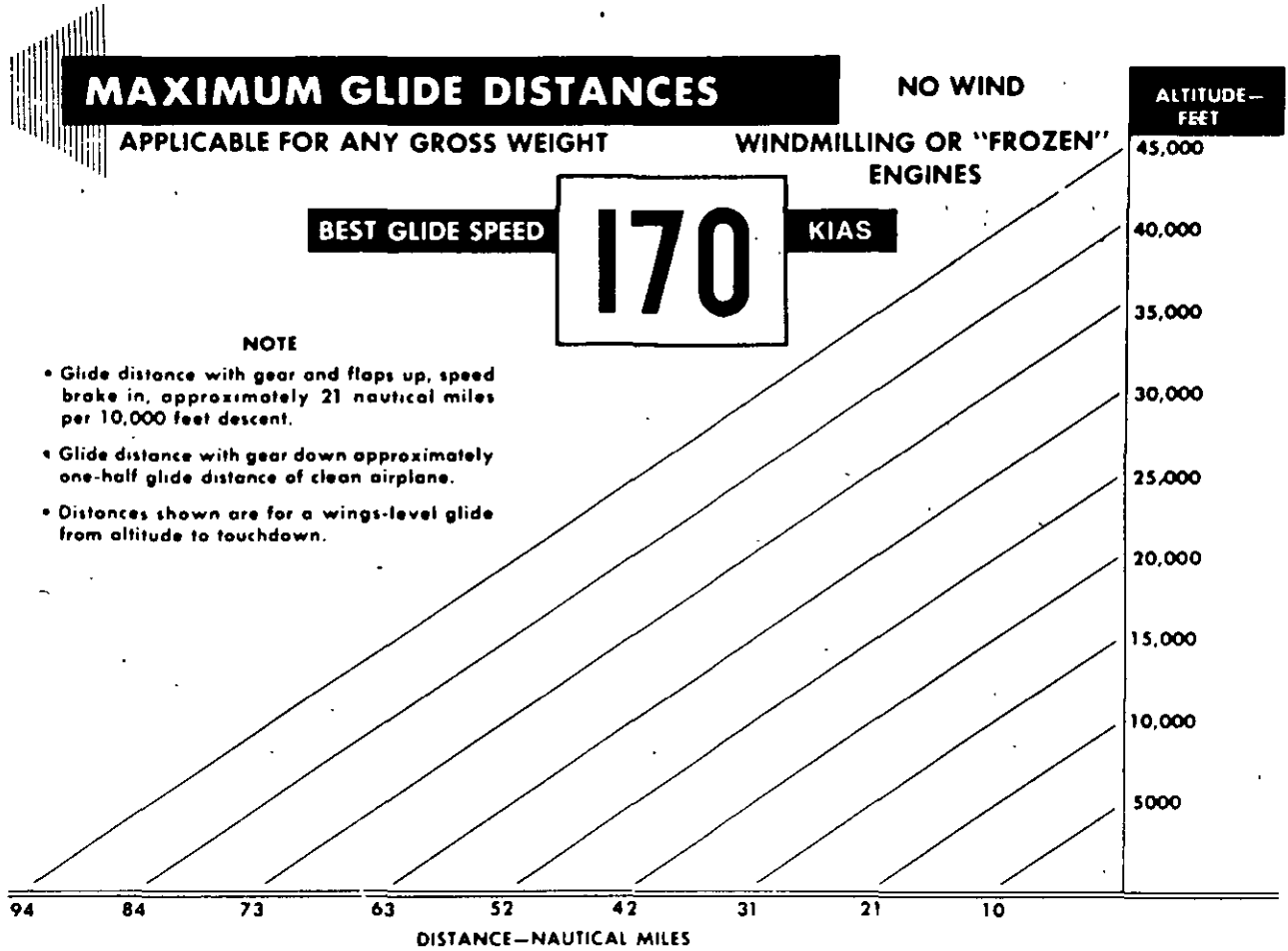


Figure 3-6

SINGLE-ENGINE GO-AROUND

WARNING

A successful single-engine go-around may not be possible with flaps extended more than 66 percent.

The decision for a go-around should be made as early as possible. Anticipate strong rudder pressure to offset differential thrust as throttle is advanced. After the throttle is advanced for single-engine go-around, immediately retract flaps to 66 percent (if extended more than 66 percent) and follow GO-AROUND procedure. Maintain a safe single-engine airspeed unless single-engine obstacle limiting

climb speed (approach speed) is required to clear obstacles. When clear of obstacles, accelerate to best single-engine climb speed (180 KIAS) for enroute climb.

LANDING GEAR EMERGENCY OPERATION

WARNING

- Do not attempt to resolve abnormal landing gear indications by other than the following procedures. Otherwise, possible damage to the landing gear system or a more hazardous situation may result.

LANDING EMERGENCIES (Cont)

WARNING

- If any landing gear position indicator light or the warning light (steady light in the landing gear handle) remains on after the gear handle is placed in the up position or comes on during flight, a possible mechanical malfunction may have occurred which could be aggravated by further attempts to hydraulically actuate the landing gear. Therefore, refer to the LANDING GEAR EMERGENCY LOWERING procedure.

NOTE

- If conditions permit, obtain the assistance of an outside observer to determine the position of the landing gear/doors before performing LANDING GEAR EMERGENCY LOWERING procedures.
- When the landing gear handle is placed down and neither the landing gear warning light nor the gear position lights illuminate, check the LDG POS circuit breaker. If the circuit breaker does not reset or trips again, turn the antiskid off and attempt another reset. (See figure 3-2, ref H.)

LANDING GEAR EMERGENCY LOWERING

If an abnormal gear indication is observed in the cockpit or if emergency lowering is necessary because of a known hydraulic system failure, proceed as follows:

NOTE

- If landing gear handle is stuck in up position, refer to LANDING GEAR HANDLE STUCK UP procedure.
 - Moving the landing gear handle before using the emergency lowering procedure could deplete any normal hydraulic system pressure.
1. Airspeed - Reduce below 180 KIAS.
 2. Gear emergency release T-handle - Pull straight out, and hook in cutout provided.

3. Gear handle - DOWN.
4. Gear position lights - Check for safe indication.

NOTE

All landing gear should lock down in approximately 30 seconds (slightly longer in cold weather). It may be necessary to yaw the airplane with full rudder deflection (up to 2 minutes) to fully extend the main gear into position. This can be done by smoothly applying as much rudder as required into the unsafe gear.

- a. Safe indication - Proceed to step 10.

CAUTION

If any gear position indicator was illuminated with the gear handle up, obtain assistance of an outside observer to determine gear position. If not possible, consider gear unsafe.

- b. Unsafe indication - Proceed to step 5.
5. Gear emergency release T-handle - Return to normal position.
6. Gear electric reset button - Depress and release.

CAUTION

If the airplane is equipped with a gear downlock electric reset button, and it fails to return to the full out position, hydraulic pressure will not be restored to the gear or gear door actuators. This condition can be corrected by manually pulling the button out.

7. Gear position lights - Check for safe indication.
 - a. Safe indication - Proceed to step 10.
 - b. Unsafe main gear indication - Proceed to step 8.

LANDING EMERGENCIES (Cont)

LANDING GEAR DOWNLOCKS

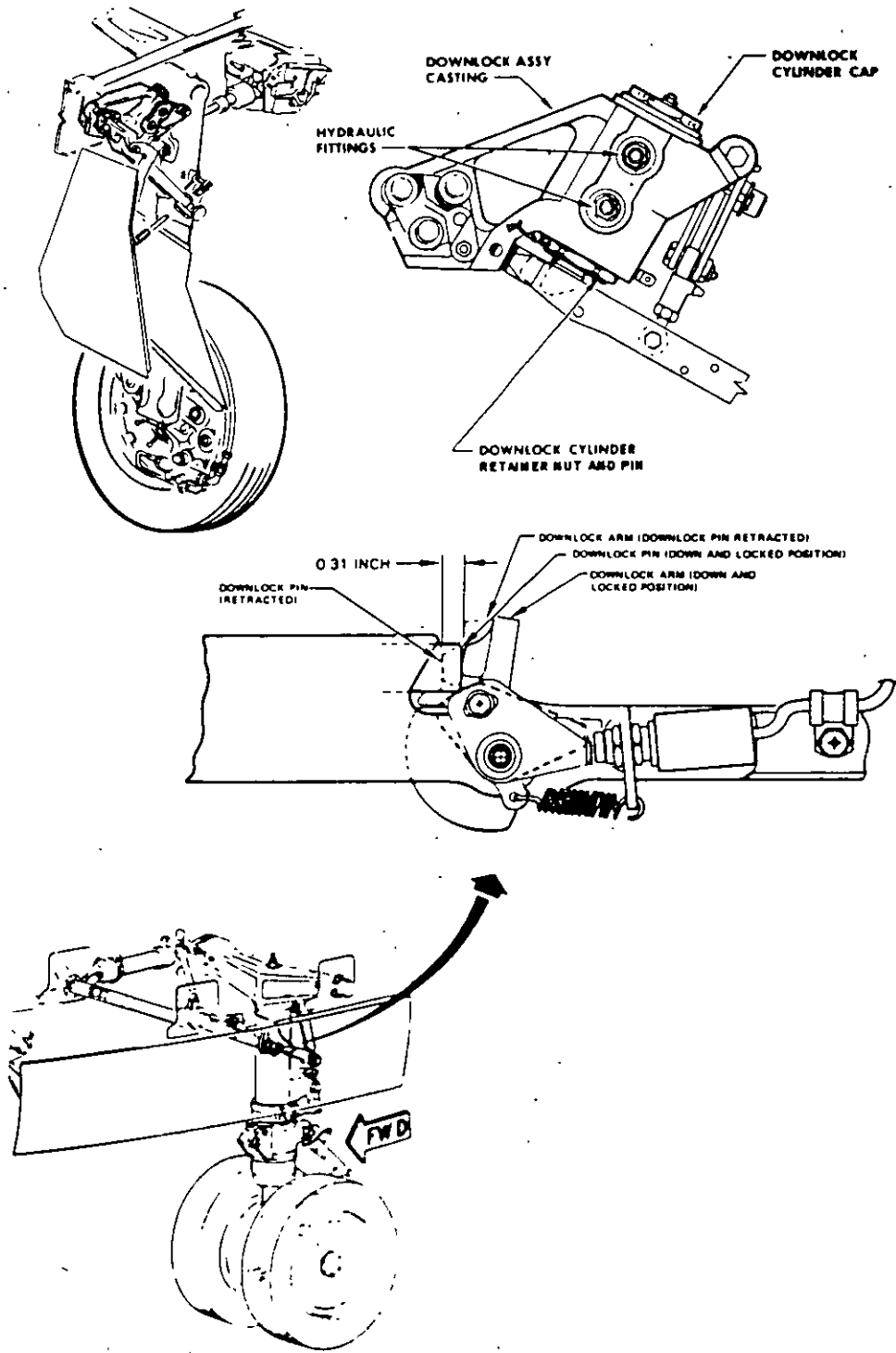


Figure 3-7

LANDING EMERGENCIES (Cont)

- c. Unsafe nose gear indication - Repeat steps 2 through 7 of this procedure as often as fuel and conditions permit, then proceed to step 9.

8. Check gear doors closed/nose-up trim 6° to 9°.

The landing gear system is designed such that once the main gear downlocks are in place, electrical circuits are completed to turn on the gear position lights, close the main landing gear doors, and change the horizontal stabilizer trim limit from 6° to 9° nose-up.

NOTE

If a flyby is used to visually confirm the position of the gear and main gear doors, the speed brake should be in. During darkness, the landing lights should also be turned off.

- a. Doors closed or trim available - Proceed to step 10.
- b. Doors open and no trim - Repeat steps 2 through 8 of this procedure as often as fuel and conditions permit, then proceed to step 9.

WARNING

If the left main gear indicates unsafe, the antiskid system may be inoperative.

9. Confirm position of gear.

Although the pilot cannot determine if he is encountering an indicating system malfunction or a downlock malfunction, a gear-down landing is recommended if an outside observer can inform the pilot that the gear appears down. In certain rare instances, the downlock pin may fail to engage. In these instances, the gear will fold at some point in the landing roll. Because of this possibility the LANDING WITH ANY UNSAFE GEAR procedure should be followed prior to touchdown.

- a. Extended - Land with gear down and accomplish LANDING WITH ANY UNSAFE GEAR procedure.

- b. Any gear not fully extended - If any gear is locked in up position or is confirmed to be in an intermediate position, retract landing gear and accomplish BELLY LANDING procedure.

- c. If gear cannot be raised, accomplish LANDING WITH ANY UNSAFE GEAR procedure.

10. Fuel - Jettison (as required).
11. Land as soon as practical.
12. Antiskid - OFF (with any hydraulic malfunction).
13. Aux hydraulic - On (with any hydraulic malfunction).

WARNING

- If aux hydraulic pressure is less than 1700 psi, accomplish EMERGENCY BRAKE LANDING procedure.
- After landing, attempt to stop straight on runway centerline using one continuous brake application. Further movement of the airplane is not recommended unless 1700 psi is available and effective nosewheel steering and brakes have been assured. The airplane will not be taxied using emergency brakes, other than to clear the runway.

CAUTION

If time permits, barrier cables should be removed or lowered prior to landing with a hydraulic pressure failure, as the main gear doors will be extended. If barrier cannot be lowered or removed, and landing distance computations permit, touch down beyond barrier. If aircraft is landed prior to cables, hold nose wheel off runway until beyond cables.

After landing with an unsafe indication, stop straight ahead on runway. Maintain hydraulic and

LANDING EMERGENCIES (Cont)

electrical power until landing gear downlock pins are observed to be properly engaged. Visually check all downlock pins. The main gear inspection can be made from behind the wing by looking into the wheel well outboard of the gear struts. The nose gear inspection can be made by looking into the wheel well from behind the strut from either side of the fuselage.

WARNING

Do not remove hydraulic pressure or taxi/tow airplane until landing gear downlock pins are properly engaged or other devices are installed to prevent gear collapse. (See figure 3-7.) The maintenance safety locks will not prevent the main gear from retracting when moving the airplane.

LANDING GEAR HANDLE STUCK UP

If electrical malfunctions in the landing gear control circuitry occur causing the landing gear control circuit breaker to pop, it will not be possible to lower the gear handle normally. Additionally, failure of the pushbutton-controlled solenoid lock may prevent movement of the landing gear handle to DOWN. To lower gear handle when handle is stuck in UP.

5. Gear position lights - Check for a safe indication.
 - a. Safe indication - Proceed to step 8.
 - b. Unsafe indication (handle down) - Proceed to step 2 of LANDING GEAR EMERGENCY LOWERING procedure.
 - c. Unsafe indication (handle stuck up) - Proceed to step 6.
6. Check nose-up trim 6° to 9°.
 - a. Trim available (unsafe main) - Proceed to step 8.
 - b. No trim or unsafe nose gear - Proceed to step 7.
7. Confirm position of gear.

Although the pilot cannot determine if he is encountering an indicating system malfunction or a downlock malfunction, a gear-down landing is recommended if an outside observer can inform the pilot that the gear appears down. In certain rare instances, the downlock pin may fail to engage. In these instances, the gear will fold at some point in the landing roll. Because of this possibility, the LANDING WITH ANY UNSAFE GEAR procedure should be accomplished.

1. Landing gear control and position circuit breakers - Check. (See figure 3-2, ref C and H.)
 - a. If circuit breaker resets after one attempt - Lower gear normally.
 - b. If circuit breaker is in or will not reset - Proceed with step 2.
2. Landing gear downlock override button - Depress and hold.
3. LDG GEAR handle - DOWN
 - a. If landing gear handle does not come down - Proceed to step 4.
 - b. If landing gear handle comes down - Proceed to step 5.
4. Gear emergency release T-handle - Pull straight out, and hook in cutout provided.
 - a. Extended - Land with gear down, and accomplish LANDING WITH ANY UNSAFE GEAR procedure.
 - b. Any gear not fully extended - If any gear is locked in up position or is confirmed to be in an intermediate position, retract the landing gear (return the gear emergency release T-handle to the normal position then depress and release the gear electric reset button), and accomplish BELLY LANDING procedure.
 - c. If gear cannot be raised - Accomplish LANDING WITH ANY UNSAFE GEAR procedure.
5. Fuel - Jettison (as required).
6. Land as soon as practical.
7. Antiskid - OFF (with any hydraulic malfunction).

LANDING EMERGENCIES (Cont)

11. Aux hydraulic - ON (with any hydraulic malfunction).

LANDING WITH ANY UNSAFE GEAR

If gear appears to be down but downlock engagement cannot be confirmed or an asymmetrical gear configuration cannot be retracted, proceed as follows:

WARNING

If possible, plan touchdown beyond arresting cables or have arresting cables removed.

CAUTION

If either main gear is not fully down and locked, it may be necessary to use alternate trim to obtain greater than 6-degrees nose-up horizontal stabilizer trim.

1. Loose equipment - Secure.
2. Fuel - Jettison (as required)
3. Alert passengers.
4. Pressurization - OFF.
5. Overwing escape hatch - Remove and stow

NOTE

- ON T-39A AIRPLANES, stow escape hatch between rear passenger baggage seat and forward-facing passenger seat or between the two left-side passenger seats.
 - ON T-39B AIRPLANES, stow escape hatch aft of the forward-facing passenger seats.
6. Safety belts - Tighten.
 7. All exterior lights - OFF.
 8. Flaps - DN.

9. Speed brake - As required.
 - a. Unsafe nose gear - Speed brake OUT.
 - b. Safe nose gear - Speed brake IN.
10. Make a normal approach and touchdown.

CAUTION

Do not retract flaps after touchdown.

- a. After landing with an unsafe indication, stop straight ahead on runway. Maintain hydraulic pressure and electrical power until landing gear downlock pins are observed to be properly engaged. The main gear inspection can be made from behind the wing by looking into the wheel well outboard of the gear struts. The nosegear inspection can be made by looking into the wheel well from behind the strut from either side of the fuselage. (See figure 3-7).

WARNING

Do not remove hydraulic pressure or tow/taxi airplane until landing gear downlock pins are properly engaged or other devices are installed to prevent gear collapse. The maintenance safety locks will not prevent the main gear from retracting when moving the airplane.

- b. If any gear is not extended or collapses, proceed as follows:
11. Throttles - OFF.

NOTE

- If a main gear is not extended or collapses, keep wings level as long as possible. Use nosewheel steering and brakes to maintain directional control.
- If nose gear is not extended or collapses, slowly lower nose of airplane to make contact with runway before elevator control is lost. Use brakes lightly for steering and stopping.

LANDING EMERGENCIES (Cont)

12. Battery - OFF (when electrical power is no longer required for steering).
13. Evacuate airplane.

BELLY LANDING

If any gear cannot be fully extended, retract other gear, if possible, and make a belly landing. A skid on the lower fuselage (wing joint) will lessen airplane damage.

WARNING

If possible, plan touchdown beyond arresting cables or have arresting cables removed.

CAUTION

- Alternate trim must be used to obtain greater than 6-degree nose-up horizontal stabilizer trim.
 - If equipment is available and time and conditions permit, the runway should be foamed when making a belly landing.
1. Loose equipment - Secure.
 2. Fuel - Jettison (as required).
 3. Alert passengers.
 4. Pressurization - OFF.
 5. Overwing escape hatch - Remove and stow

NOTE

- ON T-39A AIRPLANES, stow escape hatch between rear passenger/baggage seat and forward-facing passenger seat or between the two left-side passenger seats.
 - ON T-39B AIRPLANES, stow escape hatch aft of the forward-facing passenger seats.
6. Safety belts - Tighten.
 7. All exterior lights - OFF.

8. Flaps - DN.
9. Speed brake - IN.
10. Fly a normal approach.

CAUTION

Avoid touching down in a nose-high attitude. Do not retract flaps after touchdown.

11. Throttles - OFF (after touchdown).
12. Battery - OFF.
13. Evacuate airplane.

LANDING WITH ONE OR BOTH SLATS INOPERABLE

If one or both wing slats should fail to extend, the final approach airspeed should be increased by 15 knots.

LANDING WITH SPLIT FLAPS

The airplane is controllable with one flap fully extended and the other flap retracted, throughout the approach airspeed envelope. If an abnormal configuration is encountered in flight:

1. Maintain safe airspeed and altitude.
2. Attempt to raise the lowered flap by moving it in small increments, checking for controllability after each increment.
3. After the flap is raised, pull the LH FLAP and RH FLAP circuit breakers.
4. Accomplish a no flap landing.
5. If the lowered flap cannot be raised, increase final approach airspeed by 20 knots and accomplish a normal landing.

NOTE

Due to increased landing distance required for a 20 knots high touchdown speed, particularly at high gross weights and low RCR's, diversion to a longer runway or fuel jettison may be advisable.

LANDING EMERGENCIES (Cont)

CONTROLLABILITY CHECK

If an abnormal configuration not covered in this manual is encountered in flight, conduct a controllability check. A controllability check is conducted to determine the minimum safe airspeed to maintain during approach and landing. If suspected or actual inflight damage, fuel imbalance, or differential airspeed occurs, the following procedure should be used as necessary to determine the extent of the damage and controllability for landing. Maintain careful control of the aircraft at all times throughout this procedure.

1. Conduct a preliminary check for damage and personnel injuries.
2. Maintain a safe altitude.
3. Review Stall Recovery in Section VI.
4. Complete the DESCENT and APPROACH checklist.
5. Configure the aircraft landing and complete the BEFORE LANDING checklist.

WARNING

- The speed must never be decreased to the point at which full control deflection is required since there may be no recovery capability beyond this point. Control and configuration changes should be input gradually.
 - With structural damage there is a possibility of a split flap condition occurring if the flaps are lowered. A split slat condition is also possible as they begin to deploy at approximately 180 KIAS.
6. Gradually reduce airspeed in 5 knot increments until desired approach speed is attained while evaluating airplane controllability consistent with the intended approach and landing. Any impending control problems are indicated by an excessive rolling, yawing, or pitching moment. The airspeed is decreased until the desired landing speed is attained or an undesirable control problem is approached.
 7. If a stall buffet occurs, recover immediately. Fly final approach 30 KIAS above speed at which buffet occurs.

8. Maintain approach speed to touchdown.

EMERGENCY BRAKE LANDING

When the emergency brake system will be required for landing, it should be selected before touchdown.

WARNING

- To preclude landing with a locked wheel brake, do not pump up and hold brake pedals down before landing.
- Actual stopping distance with emergency brakes may be considerably longer than that computed for normal braking. If normal braking effectiveness is suspect and a go-around is not considered feasible, it is imperative that emergency braking be initiated as soon as possible after touchdown.

After touchdown, the brake pressure should be built up and maintained before rudder effectiveness is lost.

NOTE

Taxiing with emergency brakes only is not recommended, other than to clear the runway.

TIRE FAILURE

Reduce gross weight as much as possible. When landing with known or suspected tire damage, the tire will be considered as being flat.

MAIN GEAR TIRE FAILURE LANDING

When landing with a flat main gear tire, proceed as follows:

1. Fuel - Jettison (as required).
2. Normal approach.

Land on side of runway that is away from flat tire. This will reduce the need for differential braking if the airplane pulls toward the low tire.

3. Normal touchdown.
4. Flaps - Up.
5. Steering - Engage.

LANDING EMERGENCIES (Cont)

CAUTION

Delaying or failing to use nosewheel steering after landing, or after a tire failure during roll-out, compounds directional control problems as rudder and aileron effectiveness diminishes. When steering is engaged, the rudder pedals shall be at or near neutral, to avoid excessive side loads and additional directional control problems.

6. Wheel brakes - As required.

NOSE GEAR TIRE FAILURE LANDING

When landing is to be made with flat nose gear tire, proceed as follows:

1. Fuel - Jettison (as required).
2. Normal approach.

3. Nose wheels - Hold off.

The nose wheels can be held off longer by retracting the wing flaps, maintaining attitude and full nose-up trim. Ease nose wheels to runway. When nose wheels touch down, proceed to step 4.

4. Steering - Engage.

CAUTION

Avoid extreme rudder pedal deflections when nosewheel steering is engaged, since this may cause nose wheels to skid or skip sideways, losing steering effectiveness.

5. Brakes - Optimum.
6. Control wheel - Full aft.

SIMULATED EMERGENCIES

SIMULATED ENGINE-OUT MANEUVERS

ENGINE SHUTDOWN DEMONSTRATION

When demonstrating in-flight engine shutdown, place throttle of selected engine at IDLE for 1 minute before continuing to OFF. Refer to AIRSTART procedures.

CAUTION

ON T-39B AIRPLANES, failure to turn off the ac generator prior to shutting down an engine may result in damage to the engine accessory drive system. TACAN and IFF are lost when AC generator is off.

SIMULATED SINGLE-ENGINE LANDING

Single-engine landings may be practiced with one engine at IDLE, using either the forced landing or the normal landing pattern.

SIMULATED DUAL FLAMEOUT LANDING

Practice dual flameout landings and approaches with both engines at IDLE and the speed brake extended.

NOTE

It is recommended that the applicable forced landing techniques and procedures (figure 3-5) be followed during a simulated forced landing.

SIMULATED EMERGENCIES (Cont)**DEMONSTRATED LANDING
GEAR EMERGENCY LOWERING
(Normal Hydraulic Pressures)**

Emergency lowering of the landing gear can be demonstrated by using the LANDING GEAR EMERGENCY LOWERING procedure in this section.

CAUTION

- To prevent damage, care must be used when replacing the T-handle to the normal position.
- Do not depress landing gear electric reset until landing gear handle and landing gear are both in down position.
- If the T-handle is not fully returned to the normal position, subsequent landing gear operation may be abnormal.

**SIMULATED EMERGENCY
BRAKING**

Emergency braking may be simulated by pulling out the emergency brake control T-handle. However, without hydraulic system failure, reservoir air pressure will be available to minimize the pumping action required to obtain effective braking. Do not revert to normal braking until brakes are fully released and emergency brake handle is fully returned to normal.

SECTION IV CREW DUTIES

This section is intentionally left blank. Crew duties do not go beyond the scope of those duties described elsewhere in this flight manual.

SECTION V

OPERATING LIMITATIONS

TABLE OF CONTENTS

	PAGE		PAGE
Minimum Crew Requirements	5-1	Airplane Stall Limitations	5-8
Instrument Markings	5-1	Prohibited Maneuvers	5-8
Engine Limitations	5-1	Acceleration Limitations	5-8
Alternate and Emergency Fuel Limitations ...	5-4	Baggage Limitations	5-9
Airspeed Limitations	5-5	Cargo Loading and Limitations	5-9
Mach No. Vs Stagnation Temperature	5-7	Center-of-Gravity Limitations	5-10
High Altitude Flight Limitations	5-8	Weight Limitations	5-10

MINIMUM CREW REQUIREMENTS

The minimum crew required for this airplane is a pilot and a copilot.

INSTRUMENT MARKINGS

Careful attention must be given to the instrument markings (figure 5-1), because the limitations shown on these instruments and noted in the captions are not necessarily repeated in the text of this or any other section.

ENGINE LIMITATIONS

All normal engine limitations are shown in figure 5-1 and are based on JP-4 fuel. However, all engine limitations in this section are applicable to alternate or emergency fuels. Special precautions shall be observed when either the alternate or the emergency fuel is used.

THRUST DEFINITIONS AND TIME LIMITS

Takeoff Rated Thrust (TRT)

TRT is the highest value of thrust which the engine will deliver at specific ground conditions. This rating is restricted to 5 minutes of operation on the ground and during takeoff and is obtained by positioning the throttle to obtain a specific exhaust total pressure reading. This value is dependent upon prevailing conditions of field barometric pressure and runway air temperature. The chart for determining Takeoff Rated Thrust is contained in part 2 of appendix I.

Military Rated Thrust (MRT)

MRT is the highest value of thrust which the engine will deliver in flight. This rating is restricted to 30 minutes of operation and is obtained by positioning the throttles to obtain a specific exhaust total pressure reading. During climb, frequent power setting adjustments will be necessary to compensate for temperature and altitude change. The exhaust total pressure value is dependent upon prevailing conditions of outside air temperature, altitude and airspeed. The chart for determining MRT is contained in part 3 of appendix I.

NOTE

The useful life of the engine will be extended with increased reliability by use of Normal Rated Thrust, whenever possible.

Normal Rated Thrust (NRT)

NRT is defined as a maximum thrust which may be used continuously. NRT is selected by adjusting the throttle to obtain a specific exhaust total pressure, which will vary with altitude, air temperature, and Mach number.

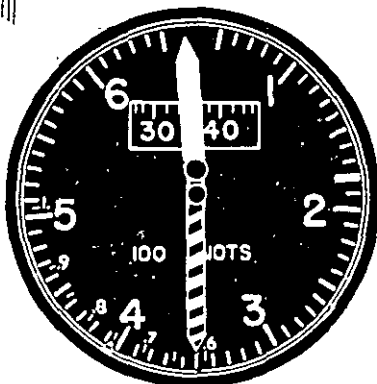
ENGINE OVERSPEED

The maximum allowable engine speed is 104.2 percent rpm. If this speed is exceeded on the ground, the engine must be shut down. If this speed is exceeded in flight, use minimum thrust (on the engine which encountered the overspeed) to sustain flight and land as soon as possible.

INSTRUMENT MARKINGS

NOTE
Engine limitations are based on JP-4 fuel.

AIRSPEED INDICATOR (2)



180 knots IAS

Maximum with gear down or more than 66% flaps extended



.77 indicated Mach

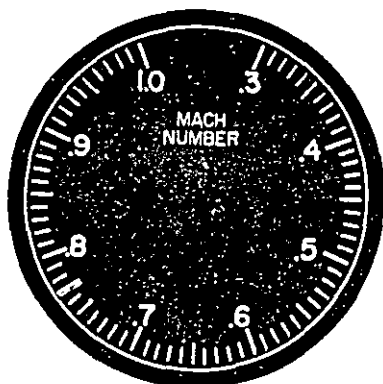
Maximum allowable above 21,100 feet




350 knots IAS

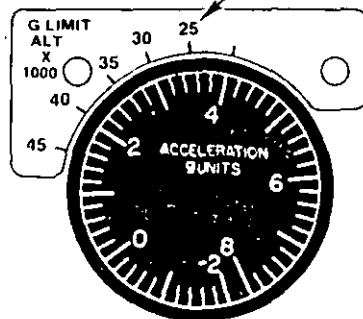
Maximum allowable from sea level to 21,100 feet

MACH METER



 .77 indicated Mach
Maximum allowable above 21,100 feet

SEE NOTE 2





ACCELEROMETER

NOTE

1. The scribed plate shows limit G as a Function of Altitude only for symmetrical flight and for fuel loading conditions where each fuel quantity gage indicates 2700 pounds or less. Refer to "Acceleration Limitations" in this section for additional limits.
2. 25,000 altitude placarded on T-39B ONLY.

OIL PRESSURE GAGE (2)



 35 psi Minimum at idle rpm
 40 to 55 psi Normal.

HORIZONTAL STABILIZER TRIM INDICATOR



6 to 9 degrees Caution

Do not exceed 180 knots IAS when horizontal stabilizer is trimmed in this area.

NOTE

This restriction is imposed because structural damage could occur at speeds above 180 knots IAS with the airplane trimmed in the 6- to 9-degree range.

T-39A-1-81-13

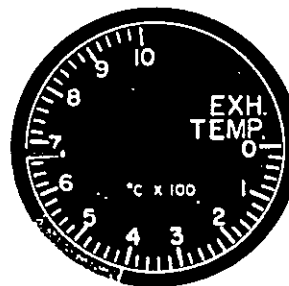
Figure 5-1 (Sheet 1 of 3)

EXHAUST TEMPERATURE GAGE (2)

- ██████████ 400° C - 565° C - Continuous Operation.
- 515° C - Maximum stabilized at idle rpm
- 525° C - Maximum during starting cycle
- 565° C - Maximum at Normal Rated Thrust
- ██████████ 677° C - Maximum at Military Thrust, Takeoff Rated Thrust and during engine acceleration

WARNING

If exhaust temperature exceeds 720° C, shut down engine.



NOTE

If exhaust temperature inadvertently drifts above 677° C at Military Thrust, retard throttles, as necessary, to maintain exhaust temperature at or below 677° C.

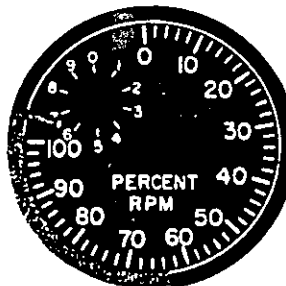
If exhaust temperature exceeds maximum limit for any condition during ground operation, shut down engine, and determine and correct cause.

Any time a maximum exhaust temperature limit is exceeded, the amount and duration must be entered on Form 781, so that the prescribed engine inspection can be performed.

TACHOMETER (2)

CAUTION

Engine speed fluctuations may occur in the 78% to 82% rpm range. Refer to ENGINE AIRBLEED SYSTEM, Section I.



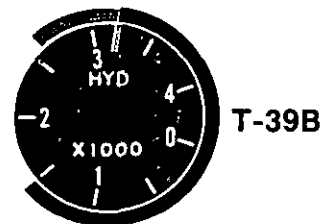
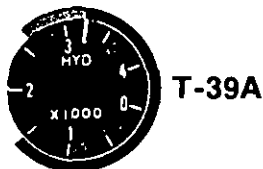
- | | |
|--------------------------|------------------------|
| ██████████ 41% to 44% | Idle |
| ██████████ 63% to 104.2% | Normal operating range |
| ██████████ 104.2% | Maximum |

Figure 5-1 (Sheet 2 of 3)

INSTRUMENT MARKINGS

HYDRAULIC PRESSURE GAGES

NORMAL SYSTEM



1500 to 2650 psi Caution
Shows malfunction with no flow demand.
Permissible during high flow demand.

1500 to 2800 psi Caution

Shows malfunction with no flow demand. Permissible during high flow demand.

2650 to 3200 psi Normal

3200 psi Maximum

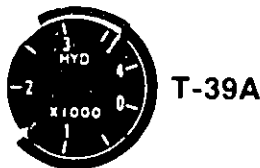
2800 to 3200 psi Normal

3200 psi Maximum

NOTE

Momentary overshoot permissible during transient conditions such as large flow demands by the various hydraulically operated systems.

AUXILIARY SYSTEM



1500 psi Minimum

1500 to 2800 psi Caution
Operation of hydraulic systems should be limited to minimum requirements, to conserve accumulator capacity

2800 to 3600 psi Normal
Indicates system accumulator is fully charged and system can be utilized as required.

3600 psi Maximum

T-39A-1-51-4F

Figure 5-1 (Sheet 3 of 3)

NOTE

The amount and duration of any engine overspeed must be entered on Form 781, so that the prescribed engine inspection can be performed.

EXHAUST TEMPERATURE LIMITS

Exhaust temperature limits are shown in figure 5-1.

EXHAUST TOTAL PRESSURE LIMITS

The chart for determining Military Thrust for takeoff is contained in part 2 of appendix I. The charts for determining Military Thrust in flight and NRT in flight are contained in part 3 of appendix I. Thrust computations may also be made using the J201A computer. (Refer to part 7 of appendix I.)

OIL PRESSURE LIMITS

Oil pressure limits are shown in figure 5-1. In addition, the following restrictions must be observed:

1. Oil pressure fluctuations of 5 psi within the normal operating range are permissible. During ground operation, if fluctuations occur and exceed 5 psi, the cause should be investigated before flight. During flight, if fluctuations occur and exceed 5 psi, reduce thrust on affected engine and land as soon as practical.
2. If oil pressure is stable within the ranges of 35 to 40 psi or 55 to 60 psi during ground operation above engine idle rpm, the condition should be remedied before flight.
3. If oil pressure is steady or fluctuating within the 35 to 40 psi range during flight, remedial action is necessary. Refer to OIL PRESSURE 35 TO 40 PSI, in section III.
4. If oil pressure is above 55 psi during flight, remedial action is necessary. Refer to OIL PRESSURE ABOVE 55 PSI in section III.

ALTERNATE AND EMERGENCY FUEL LIMITATIONS**ALTERNATE FUEL**

When an alternate fuel is used, flight is not to be conducted when the IOAT temperature is at or

below the freeze point for the fuel being used. (See figure 5-2.) To ensure proper engine performance, operations at temperatures 10°F above the freeze point and colder is to be avoided.

NOTE

Fuel quantity gauges may read about 1 percent high on a Standard Day when an alternate fuel is used.

Limitations of Alternate Fuels - Use of JP-5 or JP-8 in USAF turbojet engines dictates the need for observance of special precautions for engines trimmed for operation with JP-4 fuel, both ground starts and air restarts at low temperature may be more difficult when using these alternate fuels due to the negligible vapor pressure (0 psi) of both JP-5 and JP-8. Since the freeze point of JP-8 is -58°F and JP-5 is -51°F, the airplane will not be operated at altitudes where the stagnation temperature is at or below -48°F (-45°C) for JP-8 or -41°F (-40°C) for JP-5. (See figure 5-3.)

STAGNATION TEMPERATURE

Figure 5-3 is used primarily for flight planning. Given a predicated free air temperature, the flight crew can calculate the Mach number required to bring the stagnation temperature within allowable limits as follows:

Example: With fuel type F-34, free air temperature -55°C, and Mach 0.7, find stagnation temperature and limiting Mach number. Solution - Enter figure 5-3 at Mach 0.7 and -55° C free air temperature. Read stagnation temperature -29° F (-33.5° C), which is in allowable operating range. Proceed diagonally along -55° C free air temperature line to limit line, and read Mach 0.53. In this example, the airplane must be operated at speeds in excess of Mach 0.53 to keep the stagnation temperature within allowable limits.

EMERGENCY FUEL

Aviation gasoline in the lowest grade available may be used as an emergency fuel for one-time flights. It will generally be necessary to retrim the engines when aviation gasoline (AVGAS) is to be used.

ALTERNATE AND EMERGENCY FUEL

FUEL	TYPE FUEL	TEMPERATURE LIMITATIONS		USAF-MILITARY SPECIFICATION		NATO SYMBOL	COMMERCIAL DESIGNATION
		FREEZE POINT	RECOMMENDED OPERATING LIMIT Refer to Fig. 5-3				
SPECIFIED	WIDE-CUT GASOLINE	-72° F	-52.2° C (-62° F)	JP-4	MIL-T-5624	F-40†	
		-56° F	-43.3° C (-46° F)				ASTM TYPE B (JET B)
PREFERRED ALTERNATE	KEROSENE	-50°C (-58°F)	-45°C (-48°F)	JP-8	MIL-T-83133	F-34	NONE
ALTERNATE	KEROSENE	-36° F	-32.2° C (-26° F)	NONE	NONE	NONE	ASTM TYPE A (JET A)
		-54° F	-42.2° C (-44° F)	NONE	NONE	F-34†	ASTM JET A-1
		-51° F	-40.5° C (-41° F)	NONE	NONE	F-42	NONE
				JP-5	MIL-T-5624	F-44	NONE
EMERGENCY	AVIATION GASOLINE	NOT AVAILABLE		80/87	MIL-G-5572	F-12	AVGAS 80/87
				NONE	NONE	NONE	AVGAS 91/98
				100/130	MIL-G-5572	F-18	AVGAS 100/130
				NONE	NONE	NONE	AVGAS 108/135
				115/145	MIL-G-5572	F-22	AVGAS 115/145
ENGINE OIL					MIL-L-7808	O-148 O-149	
HYDRAULIC FLUID					MIL-H-83282 MIL-H-5606	H-537 H-515	NONE
OXYGEN					MIL-O-27210		
FIRE- EXTINGUISHING AGENT (ENGINE)					MIL-D-4540		

† Contains fuel icing inhibitor.

CAUTION

- When using JP-8, JP-5 or aviation gasoline, refer to Alternate and Emergency Fuel Limitations in this Section, and Fuel Specific Weight in Part 1 of Appendix 1.
- When emergency fuel is used, it is necessary to add 3 percent of Military Specification MIL-L-22851, Type II or Type III, Grade 1100, engine oil to the aviation gasoline for fuel pump lubrication. Aviation gasoline has poor lubricating properties, and the engine oil is necessary to prevent failure of the pump.
- When the NATO O-148 engine oil (Military Specification MIL-L-7808) is not available, NATO O-149 may be used or mixed with O-148 up to 50 percent. In such a case, when O-148 becomes available, the oil tank should be drained and filled with O-148

Figure 5-2

268

MACH NUMBER
VS
STAGNATION TEMPERATURE

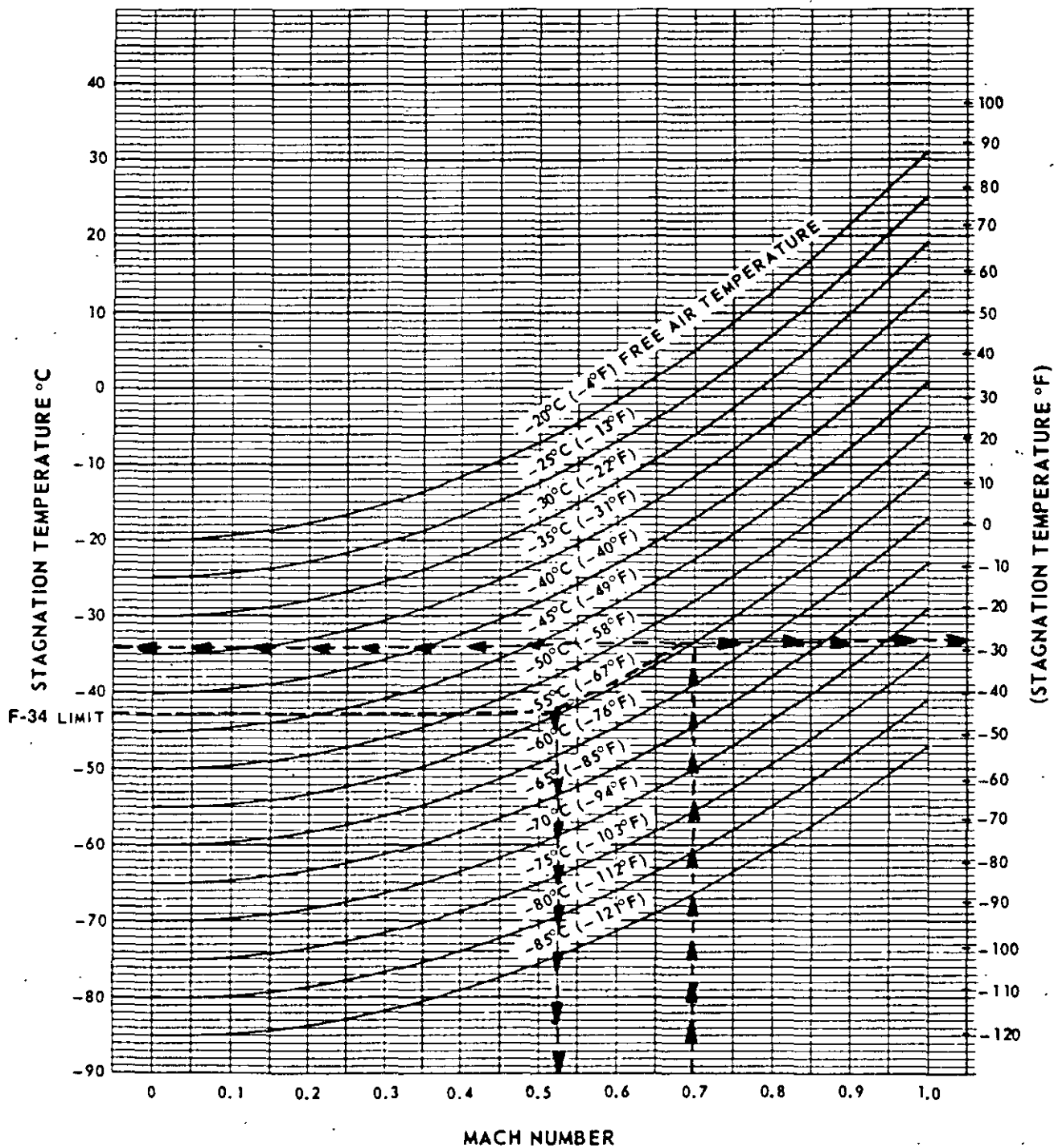


Figure 5-3

CAUTION

- Prolonged use of aviation gasoline causes leading of jet engines, and may eventually lead to overtemperatures and engine failure.
- Add 3 percent of Specification MIL-L-22851, Type II or Type III, Grade 1100, engine oil to the AVGAS.

NOTE

Fuel quantity gages may read as much as 2 percent low on a standard day when the emergency fuel is used.

Aviation gasoline has poor lubricating properties, and the engine oil is necessary to prevent failure of the fuel pumps.

AIRSPEED LIMITATIONS

MAXIMUM ALLOWABLE AIRSPEED

The maximum allowable airspeed is 350 KIAS from sea level to 21,100 foot altitude and 0.77 indicated Mach number above 21,100 feet.

LANDING GEAR LOWERING SPEED

The maximum allowable airspeed with the landing gear extended is 180 KIAS. If the landing gear is extended above this speed, structural damage can occur.

WING FLAP LOWERING SPEED

The maximum allowable airspeed with the flaps extended more than 66 percent is 180 KIAS. If an approach-flap setting of 66 percent or less is used, the maximum allowable airspeed is 225 KIAS. Structural damage may occur if these limits are exceeded.

LANDING-TAXI LIGHT EXTENSION SPEED†

Maximum allowable airspeed with the landing-taxi lights extended is 180 KIAS. If they are extended above this speed, they can be damaged.

WINDSHIELD WIPER SPEED LIMITATION

The maximum allowable airspeed for windshield wiper operation is 180 KIAS. Operation of the

windshield wipers in the low-speed position is limited to operation on the ground for a maximum of 10 minutes.

HORIZONTAL STABILIZER TRIM SPEED LIMITATION

When the airplane is trimmed within the range of 6 to 9 degrees airplane nose-up, do not exceed 180 KIAS; otherwise, structural damage can occur.

HIGH-ALTITUDE FLIGHT LIMITATIONS

Engine flameout may occur above 25,000 feet under certain conditions of high angle of attack and low airspeed. The critical high angle of attack can be encountered at unaccelerated (1G) stall. The flameout is caused by turbulent airflow from the wing entering the engine inlet ducts.

Above 35,000 feet, engine flameout may be encountered below 180 KIAS, because of fuel control or engine operational characteristics. In addition, above 35,000 feet, rapid throttle movements at any airspeed may cause engine flameout. Adjust one throttle at a time, to preclude possibility of simultaneous flameout of both engines.

AIRPLANE STALL LIMITATIONS

The following restrictions must be observed:

1. Intentional stalls shall be performed only under the following conditions:
 - a. Fuselage fuel tank empty, and wing fuel balanced.
 - b. No more than three crewmembers aboard.
 - c. No personnel aft of the center-facing passenger seat.
 - d. Review spin recovery procedures.
2. Prior to performing intentional stall maneuvers, the following pre-stall trim check shall be accomplished in each configuration in which stalls are to be performed:
 - a. Establish desired configuration.
 - b. Stabilize airplane in level flight at final approach airspeed.
 - c. Visually check slats for symmetrical extension.

† Some airplanes.

- d. Trim airplane "hands off."
 - e. Note aileron and rudder trim - If either indicates 3 degrees or more, stalls will not be conducted and an entry will be made on AFTO Form 781.
3. Do not perform stalls above 25,000 feet.

PROHIBITED MANEUVERS

The airplane is restricted from performing the following maneuvers:

1. Spins (Refer to SPIN RECOVERY, in section III.)
2. Aerobatics.
3. Yawing maneuvers in other than 1 G flight.
4. More than one-half aileron deflections.

NOTE

Full aileron deflections are permitted below the landing gear limit speed during takeoff and landing.

5. Bank angles in excess of 90 degrees.

ACCELERATION LIMITATIONS

The primary factors affecting acceleration limitations are the condition of fuel in the aft fuselage and wing tanks and the flight altitude. To ensure correct interpretation of the acceleration limitations imposed on this airplane, the following definitions apply:

1. Symmetrical applies where the airplane bank-angle is constant (no roll). Therefore, the airplane may be in other than a wings-level attitude but shall not be rolling during the maneuver.
2. Unsymmetrical applies where the airplane is rolling during the period of accelerated flight.

Acceleration limitations are imposed on this airplane for either structural or aerodynamic reasons. The structural limitations apply at all altitudes but may be less restrictive than the aerodynamic limits. The operating flight limits diagrams (figures 5-4 through 5-6) show the symmetrical maneuvering envelopes for two loading conditions. The

altitudes at which aerodynamic limits prevail are noted on the diagrams. The aerodynamic limits are imposed to prevent encountering flight conditions where a sudden upfloat of the ailerons will occur, resulting in an abrupt change in lateral controllability. The composite structural-aerodynamic symmetrical limits are presented on a scribed plate along the upper edge of the accelerometer. (See figure 5-1.)

ZERO AND NEGATIVE-G FLIGHT TIME LIMIT

The airplane is limited to 10 seconds of continuous flight at zero and negative G's, because of fuel oil and hydraulic system limitations. If this time limit is exceeded, engine flameout may occur, the engines may be damaged because of oil starvation, or hydraulic pump failure may occur.

BAGGAGE LIMITATIONS

Baggage must be stowed in such a manner that will ensure compliance with the weight and balance operational limits contained in TO 1T-39A-5.

Baggage limitations shall be observed as given in the following paragraphs.

FORWARD BAGGAGE AREA (T-39A ONLY)

On airplanes not changed by TO 1T-39A-549, the maximum total weight of baggage which may be carried is 250 pounds. On airplanes changed by TO 1T-39A-549, the forward baggage compartment is limited to 270 pounds maximum, with or without shelf. Do not exceed 180 pounds on the shelf or 130 pounds below the shelf.

1. On airplanes changed by TO 1T-39A-534 or -544 (installation of Collins VHF-101 and AN/ARN-59 equipment), the maximum total baggage weight is reduced by 50 pounds.
2. On airplanes changed by TO 1T-39A-547 or TO 1T-39A-583 (installation of VHF radio), the maximum total baggage weight is reduced by 25 pounds.

CAUTION

Because of structural limitations, the only items which may be carried in the coat compartment, except for the emergency ax, first-aid kit, oxygen demonstration mask, and oxygen walk-around bottle, are items which can be hung on coat hangers. These items will be hung on the hangers and not stowed on the compartment floor.*

AFT BAGGAGE AREA

Airplanes before AF62-4448 not changed by TO 1T-39A-549 do not have an aft baggage area. AF62-4448 and all later airplanes not changed by TO 1T-39A-549 have an aft baggage area, and the maximum total weight of baggage which may be carried in this area is 170 pounds.

Airplanes changed by TO 1T-39A-549 have a two-passenger baggage seat in the aft end of the cabin. The maximum total weight which may be carried in this area is 340 pounds equally distributed. When half the area is used for baggage, the maximum total weight of baggage which may be carried is 170 pounds.

PASSENGER SEATS

On airplanes changed by TO 1T-39A-549, when the center-facing passenger seat is used for stowing baggage, the maximum weight which may be carried in this area is 170 pounds. When using other passenger seats for stowing baggage, the maximum weight which may be carried in each seat is also 170 pounds.

CARGO LOADING AND LIMITATIONS

All equipment necessary to give this airplane a cargo-carrying capability is contained in the cargo tiedown kit. This tiedown kit consists of plywood pallets, tiedown fittings, tiedown straps, drag load cables, and a cargo net. The plywood pallets are used to provide more uniform weight distribution. Tiedown fittings attach to the existing seat studs through cutouts in these pallets. Cargo may then be secured by use of the cargo net, with adjustable tiedown straps and drag load cables to provide vertical and lateral retention.

*Airplanes not changed by TO 1T-39A-549

By removing the two passenger seats on the left side or all four passenger seats (depending on the cargo to be carried), the cabin compartment may be equipped to handle diversified types of cargo. Two typical loading configurations are shown in figure 5-8, and maximum cargo dimensions are given in figure 5-7. Normal loading of the airplane is accomplished through the main entrance door.

NOTE

- When cargo is installed, check to ensure that escape hatches are not blocked and a route is clear to ground escape hatch.
- Acceleration limitations which shall be observed when cargo is carried are presented in figure 5-4.

CENTER-OF-GRAVITY LIMITATIONS

The following paragraphs outline specific limitations which must be observed in order to maintain the airplane center of gravity within limits.

1. The aft center of gravity limit for all ground operations (up to the point the wheels break ground at liftoff) is 33.0 percent MAC. The aft center of gravity limit for all flight operations is 31.0 percent MAC.
2. Baggage and/or cargo shall be stowed in such a manner that the center of gravity is maintained in compliance with the weight and balance operating limits contained in TO 1T-39A-5.
3. If the airplane center of gravity prior to starting engines is aft of 31.3% MAC, both pilot and copilot seats must remain occupied until the aft fuselage fuel tank contains less than 300 pounds of fuel.
4. During takeoff, landing, and all prolonged climbs and descents, all personnel must be seated or stationary and the pilot's and copilot's seats shall be occupied. Only one person at a time is permitted to stand in the cockpit, baggage compartment area or between the rear seats.
- **5. Personnel are not permitted in the area aft of the rear passenger seats.
6. All occupants shall be seated during all maneuvers with load factors in excess of 2.5 G.

**Airplane S/N 592869

OPERATING FLIGHT LIMITS

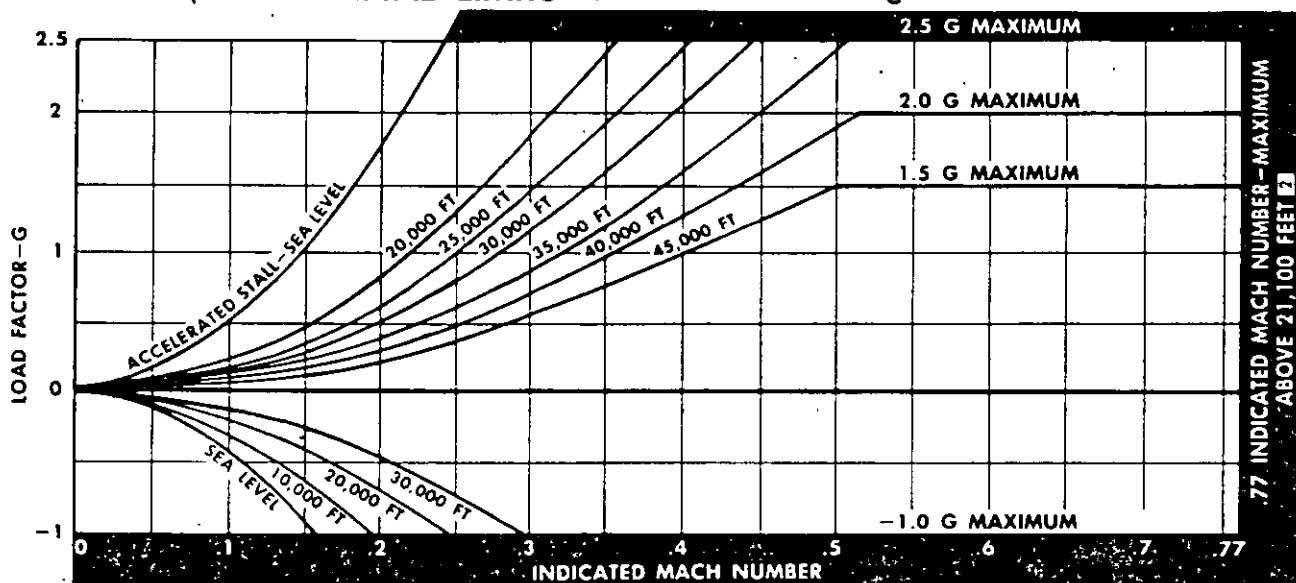
(AIRPLANES NOT CHANGED BY
TO 1T-39A-924)

(SYMMETRICAL LIMITS)

LOADING CONDITIONS

Any combination of the following:

- Each fuel quantity gage indicating more than 2700 pounds, or
- Personnel standing, or
- Cargo



NOTE

- G-limit below 35,000 feet is structural limit.
- G-limits above 35,000 feet are imposed to prevent encountering an abrupt reduction in lateral controllability.

CAUTION

With landing gear or flaps extended, do not exceed 2.0 G; otherwise, structural damage can occur.

UNSYMMETRICAL LIMITS—

Sea level to 40,000 feet: +1.67 G and 0 G.
40,000 feet to 45,000 feet: +1.67 G varying linearly to +1.5 G and 0 G.

- From sea level to 21,100 feet, maximum allowable airspeed is 350 KIAS.

Figure 5-4

WEIGHT LIMITATIONS

The maximum allowable ramp, taxi, and takeoff weight for airplanes prior to modification by TO 1T-39-924, is 18,650 pounds. The maximum allowable ramp and taxi weight for airplanes which have been modified or meet criteria for compliance with TO 1T-39-924, is 19,035 pounds. On DD Form 365-4, 200 pounds of fuel is normally used for start, taxi, and takeoff ground roll. This weight is subtracted from fuel contained in airplane prior to start of engines to provide Takeoff Fuel (Ref 10).

The maximum weight limit for an airplane at liftoff is 18,650 pounds. An additional 185 pounds of fuel will be used for acceleration to climb speed, in a gear up, flaps up configuration. The allowable zero fuel weight (operating weight plus allowable cabin load up to a maximum of *1820 pounds prior to any fuel load) is 12,250 pounds. For the operating weight of

an individual airplane see DD Form 365-4 example. Total Aircraft Weight (Ref 12) is Operating Weight (Ref 9) plus Takeoff Fuel Weight (Ref 10). The allowable takeoff load is the lower figure of allowable takeoff weight less total aircraft weight, zero fuel weight less operating weight, or *1820 pounds bare floor limit.

For weight limitations see figure 5-7.

Four factors will affect the airplane's actual ramp and takeoff gross weights:

- The basic weight of the airplane given in DD Form 365-3.
- Weight of personnel/cargo to be carried.

*1320 pound cabin floor load maximum on airplane: S/N 592869.

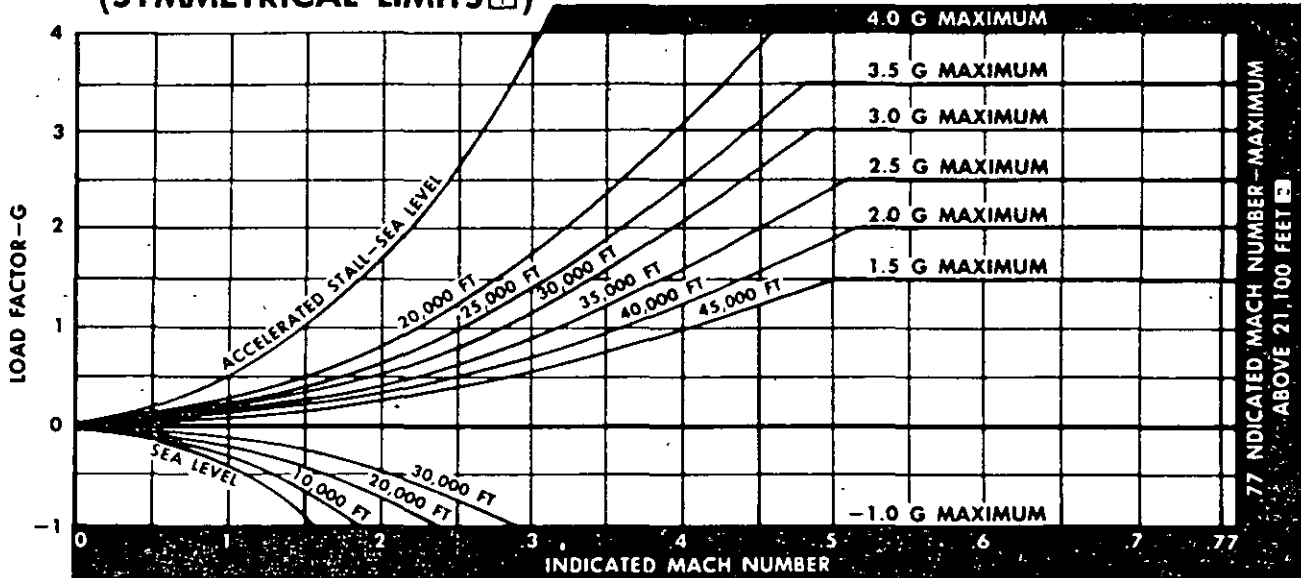
OPERATING FLIGHT LIMITS

(AIRPLANES NOT CHANGED BY TO 1T-39A-924)

(SYMMETRICAL LIMITS)

LOADING CONDITIONS

Each fuel quantity gage indicating 2700 pounds or less, all personnel seated, and no cargo.



NOTE

- G-limit below 20,000 feet is structural limit.
- G-limits above 20,000 feet are imposed to prevent encountering an abrupt reduction in lateral controllability.

CAUTION

With landing gear or flaps extended, do not exceed 2.0 G; otherwise, structural damage can occur.

UNSYMMETRICAL LIMITS-

Sea level to 33,300 feet: +2.67 G and 0 G.
33,300 to 45,000 feet: +2.67 G varying linearly to +1.5 G and 0 G.

From sea level to 21,100 feet, maximum allowable airspeed is 350 KIAS.

39A.1.92-438

Figure 5-5

3. Weight of fuel to be carried. (Fuel specific weight will vary from 6.4 to 6.8 pounds per gallon on a standard day depending on type and grade of fuel. For further information see Part One of the Appendix to this manual.)
4. Weight of fuel consumed during engine start, taxi, and takeoff ground roll to point of liftoff (normally 200 pounds).

It is the responsibility of the pilot to determine that the weight limits are not exceeded. No two airplanes have the same basic weight, and the number of personnel, weight of baggage/cargo, and amount of fuel required for each mission may vary. It is possible to exceed the airplane design limits by improperly loading the airplane. Exceeding the design limits will result in lower fatigue life, reduced safety factor, and possible structural damage (See DD Form 365-4 for allowable load).

274

OPERATING FLIGHT LIMITS

(AIRPLANES CHANGED BY TO 1T-39A-924)

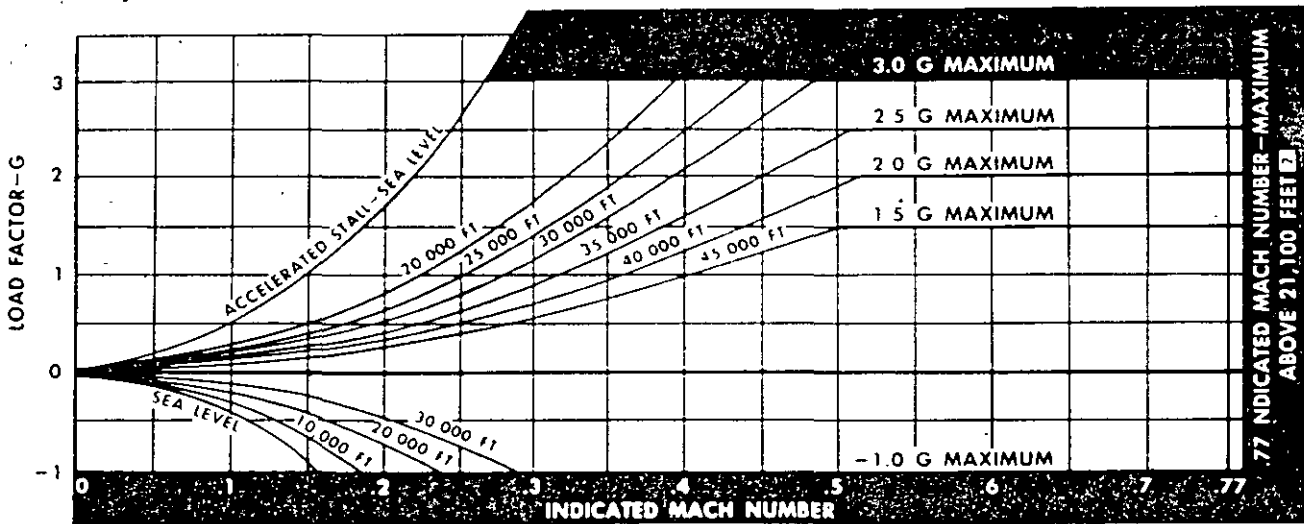
(SYMMETRICAL LIMITS)

LOADING CONDITIONS

Any fuel loading and all personnel seated.

NOTE

With any personnel standing, maximum allowable positive symmetrical limit is 2.5 G.



NOTE

- G-limit below 30,000 feet is structural limit
- G-limits above 30,000 feet are imposed to prevent encountering an abrupt reduction in lateral controllability

CAUTION

With landing gear or flaps extended, do not exceed 2.0 G otherwise, structural damage can occur

UNSYMMETRICAL LIMITS-

Sea level to 33,300 feet +2.0 G and 0 G
33,300 to 45,000 feet +2.0 G varying linearly to +1.5 G and 0 G

From sea level to 21,100 feet, maximum allowable airspeed is 350 KIAS.

Figure 5-6

For more detailed information, refer to TO 1T-39A-5, "Basic Weight Checklist and Loading Data." It is permissible to service the fuselage tank to less than capacity in order to increase allowable cabin load.

CAUTION

- Care must be exercised that neither the allowable cabin load, zero fuel weight nor gross weight limits are exceeded. It is possible to load an airplane in excess of the allowable ramp, takeoff gross weights. The fuselage tank must not be

serviced beyond the amount which would cause these allowable gross weights to be exceeded, prior to loading of personnel/cargo for the mission to be flown.

- Due to structural limitations, the maximum weight on the entrance door is 400 pounds. The maximum weight for the cabin floor is *1820 pounds.

*1820 pounds for airplane 592869.

275

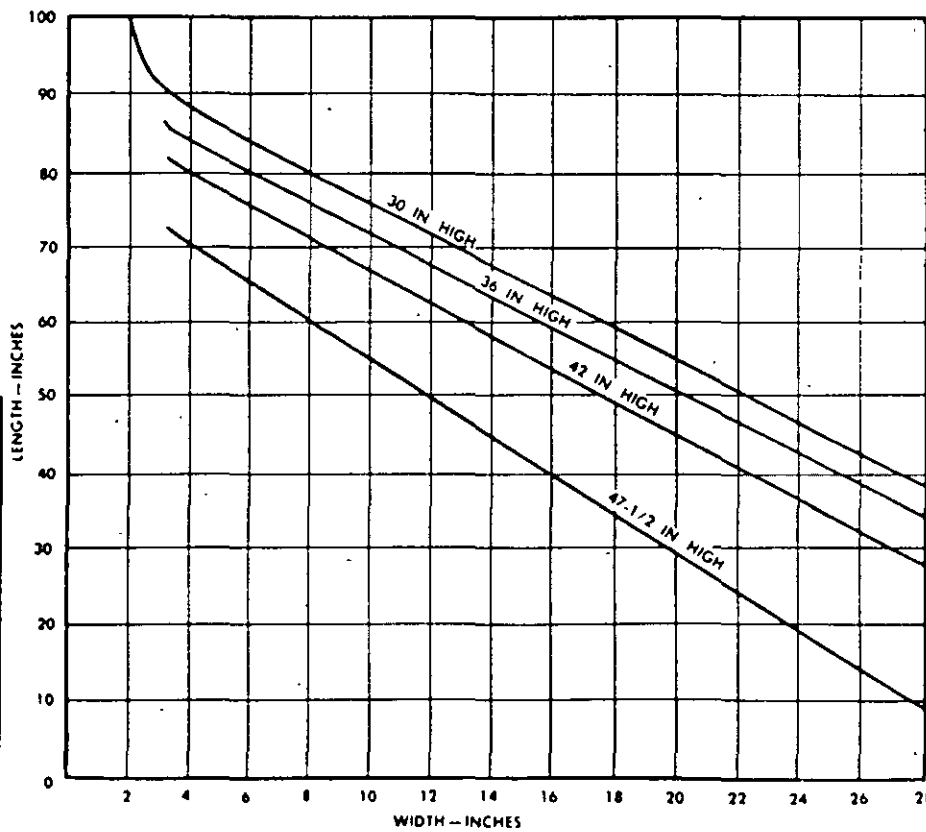
DESIGN LIMITS

CONFIGURATION	RAMP AND TAXI WEIGHT	AIRBORNE	ZERO FUEL WEIGHT	LANDING WEIGHT*
T-39A AIRPLANES CHANGED BY T.O IT-39A-924	19035	18,650	12,250	17,500
ALL OTHER AIRPLANES	18,650	18,650	12,250	17,500

*The maximum rate of descent at touchdown shall not exceed 600 feet per minute. A landing weight of 18,650 pounds is permissible provided the rate of descent at touchdown does not exceed 360 feet per minute. If these limits are exceeded, a maintenance inspection is required.

Figure 5-7

MAXIMUM CARGO DIMENSIONS

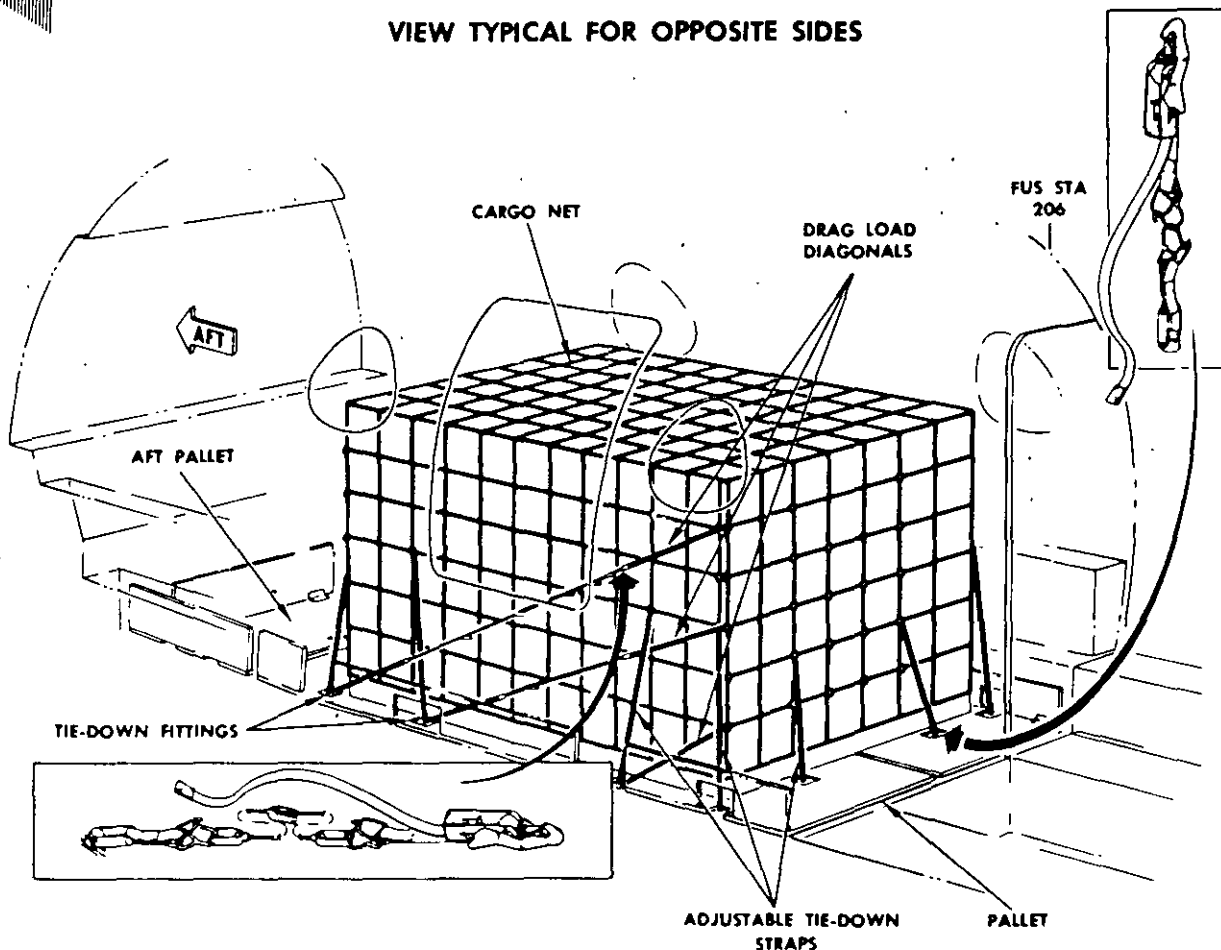


This chart gives the package sizes that can be loaded through the entrance door when the baggage compartment has been removed. Two dimensions should be known, length and width. Checking the chart vertically from the known width and intersecting the known length, the first diagonal line above denotes the maximum allowable height of the package.

Figure 5-8

CARGO LOADING

VIEW TYPICAL FOR OPPOSITE SIDES



INSTRUCTIONS FOR CARGO LOADING

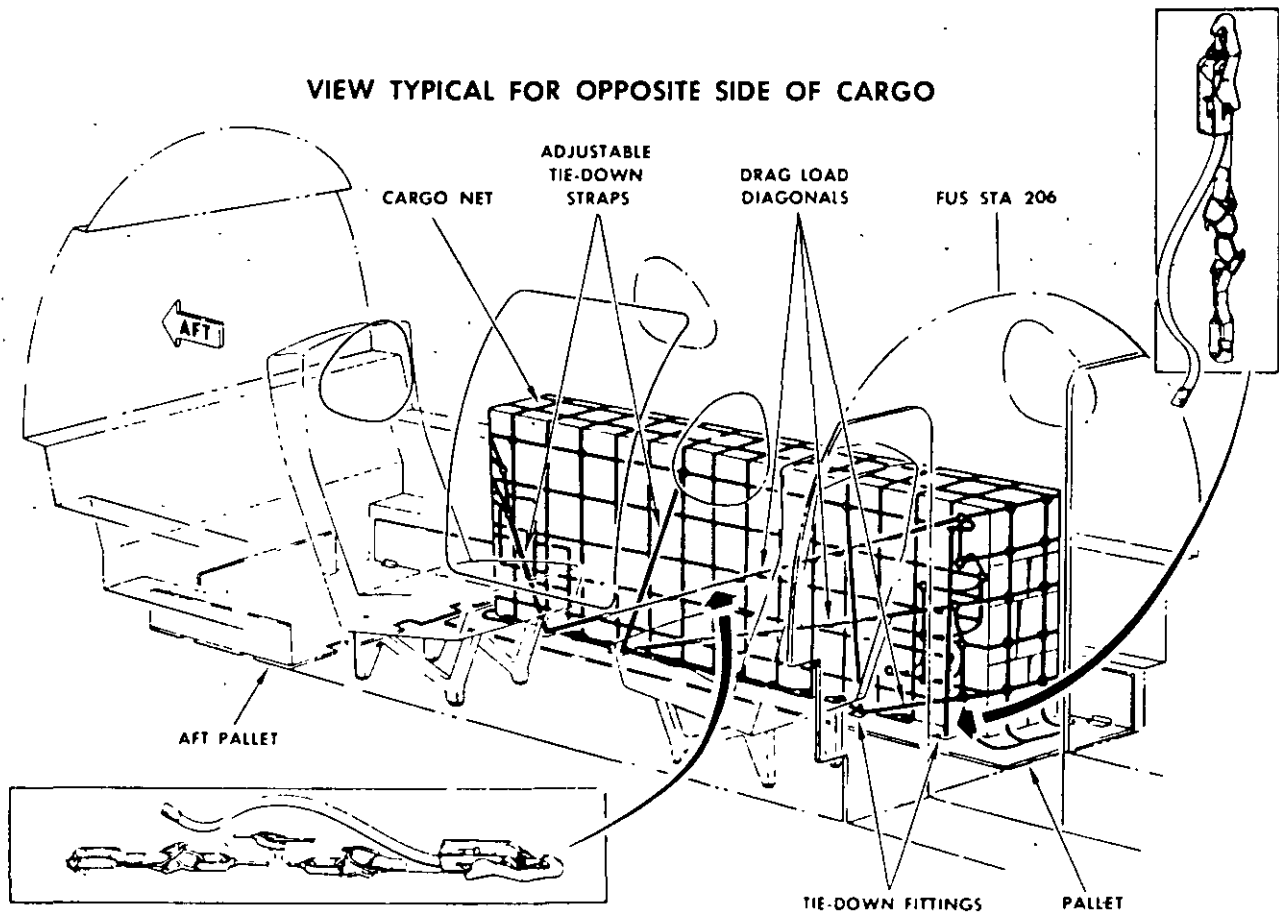
1. Remove passenger seats. If desired, remove right-hand bulkhead (station 206), baggage shelf, and right-hand fence (stations 147 to 206).
2. Install floor pallets and attach tie-down fittings to seat studs.
3. Load cargo according to the following instructions:
 - A. The maximum cargo weight is 1820* pounds. This weight limit is imposed by structural limitations on the cargo floor. It does not include items such as a fire extinguisher which may be mounted on the fuselage wall or bulkhead. The combined weight of cargo, baggage, seats, carpets and passengers which may rest on or be mounted on the cargo floor must be included for a combined weight not to exceed 1820 pounds. Wall or bulkhead mounted items are to be considered as affecting gross weight values only.
 - B. Maximum cargo envelope, as illustrated length 5 feet 5 inches, width 3 feet 5 inches, height 3 feet 3 inches.
 - C. Maximum floor loading: 130 pounds per square foot in cargo area.
4. Tie-down instructions:
 - A. Install cargo net over cargo, with net centered over cargo. Minimum cargo unit size is 6 x 6 inches.**
 - B. Attach adjustable tie-down straps to net and tie-down fittings as shown. Pull net taut.
 - C. Attach four drag load cables to aft tie-down fittings. Secure to forward side of net, using adjustable tie-down straps.
 - D. Pull drag load cables taut, using adjustable straps. Adjustable strap length must be 15-1/2 inches minimum, 19 inches maximum. If strap length exceeds dimension limits, adjust drag cable to next nearest link.
5. For weight and balance instructions, refer to Weight and Balance Technical Manual, T.O. 1-18-40.

**1,120 pounds for airplanes, S/N 59,269

**For cargo less than specified minimum unit size, place tarpaulin over cargo before installing cargo net.

Figure 5-9 (Sheet 1 of 2)

VIEW TYPICAL FOR OPPOSITE SIDE OF CARGO



INSTRUCTIONS FOR CARGO LOADING WITH TWO PASSENGERS

1. Remove both left passenger seats
2. Install floor pallet and attach tie-down fittings to seat studs
3. Load cargo according to the following instructions
 - A Maximum cargo weight 660 pounds
 - B Weight of cargo, baggage, passengers, passenger seats, must not exceed a total of:
 - 1320 pounds for airplanes S/N 592868 and 592869
 - 1820 pounds for all other airplanes
 - C Maximum cargo envelope, as illustrated length 7 feet 0 inches, width 0 feet 9 inches, height 3 feet 3 inches
 - D Maximum floor loading 130 pounds per square foot in cargo area
4. Tie-down instructions
 - A Install cargo net over cargo, with net centered over cargo
 - B If cargo is not a single rigid unit, or a combination of units lashed together, install units in a suitable carton or alternatively, install a vertical restraining panel full height of cargo and on inboard (aisle) side before installing cargo net. When a restraining panel is used in lieu of a large carton, the minimum cargo unit size is 6 x 6 inches unless cargo items are covered with a tarpaulin before the cargo net is installed.
 - C Attach adjustable tie-down straps to net and tie-down fittings as shown. Pull net taut.
 - D Attach four drag load cables to aft tie-down fittings. Secure to forward side of net, using adjustable tie-down straps. Diagonal locations shown are for a cargo height of 27 inches. For cargo height of 39 inches, locate diagonals at same heights as for 1320-pound cargo configuration.
 - E Pull drag load cables taut, using adjustable straps. Adjustable strap length must be 17 inches minimum, 24 inches maximum. If strap length exceeds dimension limits, adjust drag cable to next nearest link.
5. If a passenger is to be carried in the forward right-hand seat, the right-hand bulkhead (station 206), the baggage shelf, and the right-hand fence (stations 147 to 206) must be installed.
6. For weight and balance instructions, refer to Weight and Balance Technical Manual, T.O. 1-18-40.

Figure 5-9 (Sheet 2 of 2)

WEIGHT AND BALANCE CLEARANCE FORM F - TRANSPORT										FOR USE IN T.O. 1T-39A-1 NAV AIR OF 1T-39A-1 AND T.O. 1T-39A-9					
DATE (MM/DD/YY):		AIRCRAFT TYPE		FROM		HOME STATION									
MISSION		SERIAL NO		TO		PILOT									
REMARKS										REF	ITEM	WEIGHT		MOM	
A/C is modified by TO 1T-39A-549										1	BASIC AIRCRAFT (From Chart C)	9930	25148		
ZERO FUEL WT = Reference 9 plus 13 plus 18.										2	OIL 3.2 (gal)	24			8.0
TAKEOFF FUEL = Full fuel less 200lb for start, taxi, and acceleration to lift off.										3	CREW (4) 2@170	340	39.2		
										4	CREW'S BAGGAGE	125	23.0		
										5	STEWARDS EQUIPMENT				
										6	EMERGENCY EQUIPMENT				
										7	EXTRA EQUIPMENT				
										8					
										9	OPERATING WEIGHT	10419	2585.0		
										10	TAKEOFF FUEL 1042 (gal)	6775	1810.7		
										11	WATER IN J				
LOAD ADJUSTER NUMBER										12	TOTAL AIRCRAFT WEIGHT	11719.4	4395.7		
CORRECTIONS: MOST FWD: MOST AFT				13 DISTRIBUTION OF ALLOWABLE LOAD (P. 3) (T.O. 1T-39A-1)						ZERO FUEL WT		10629			
COMPT OR ARM	ITEM	CHANGES (WGT/MOM)	PASSENGERS	COMPT OR ARM	CARGO	CARGO	COMPT OR ARM	ZERO FUEL WT	2643.5						
		WEIGHT	NO					ZERO FUEL % MAC	23.4						
D	1 PAX	-170 -45.7	2 340	D				340	91.4						
D	BAGGAGE	-20 -6.2		D	60 (Arm 309)			60	19.0						
SAMPLE FORM															
TOTAL WT REMOVED		190	51.9												
TOTAL WT ADDED		0	0												
NET DIFFERENCE		-190	-51.9												
LIMITATIONS										14					
CONDITION		TAKEOFF	LANDING	FUEL	15										
ALLOWABLE GROSS WEIGHT		18650		12250	16	TAKEOFF CONDITION (uncorrected)	11759.4	4450.6	11						
TOTAL AIRCRAFT WEIGHT		17194			17	TAKEOFF CG IN % MAC OR IN	256.08"	30.8%							
OPERATING WEIGHT				10419	18	CORRECTIONS (if supplied)	-190	-51.9							
ALLOWABLE LOAD (with 1/2 zero fuel or limiting wing fuel)		1456		1831	19	TAKEOFF CONDITION (corrected)	11740.4	4454.2							
PERMISSIBLE CG TAKEOFF		FORWARD 23.5%	AFT 31.0%		20	TAKEOFF CG IN % MAC OR IN	255.89"	30.6%							
PERMISSIBLE CG LANDING		FORWARD 20.0%	AFT 27.0%		21	ZERO FUEL WT	11062.9	2643.5							
PERMISSIBLE CG ZERO FUEL WT		FORWARD 21.2%	AFT 26.3%		22	LESS AIR DROP LOAD									
COMPUTED BY SIGNATURE										23	ESTIMATED LANDING FUEL	650	151.0		
WEIGHT AND BALANCE AUTHORITY SIGNATURE										24	ESTIMATED LANDING CONDITION	1127.9	279.45		
PILOT SIGNATURE										25	ESTIMATED LANDING CG IN % MAC OR IN	247.67"	22.4%		

DD FORM 365-4 82 JAN

REPLACES DD FORM 365 SEP 54 WHICH WILL BE USED

Figure 5-10

SECTION VI

FLIGHT CHARACTERISTICS

TABLE OF CONTENTS

	PAGE		PAGE
General Flight Characteristics	6-1	Level-flight Characteristics	6-4
Stalls	6-1	Directional Stability Characteristics	6-4
Engine Flameout	6-3	Maneuvering Flight	6-4
Spins	6-3	Dives	6-4
Flight Control Effectiveness	6-3		

GENERAL FLIGHT CHARACTERISTICS

Light to moderate control force is adequate for maneuvering the airplane throughout the designed speed and altitude range. Stability and general flight characteristics are good within the operating limits of the airplane.

STALLS

The stall characteristics of the airplane are safe, and there is a well-defined stall indication. Some light to moderate airframe buffet is noticeable during the approach to the stall, but does not increase appreciably at the stall. A mild rolling tendency usually will be observed at stall, and possibly some stick force lightening. Light wing flap buffet is also present with the flaps extended, but becomes negligible above the stall.

The airplane can be controlled below the stall to a minimum speed, which in most conditions is limited by available longitudinal control.

The airplane will be elevator-limited at stall with forward center of gravity, landing gear and flaps extended, and idle thrust. The full stall cannot be obtained in this configuration, and the airplane will oscillate mildly in pitch if full elevator is maintained. The oscillation stops as soon as back pressure is released. Stall speeds for varying bank angles, flaps up or down, power-off, and power-on are shown in figure 6-1.

NOTE

Thrust settings used during power on stalls approximate that power required to maintain a speed of 1.6 above the power-off stall speed ($1.6V_{S_0}$) for a level-flight cruise condition. This speed approximates the normal downwind pattern speed as shown in figure 2-6.

ACCELERATED STALLS

Accelerated stall characteristics are essentially like those for unaccelerated stalls. However, buffet warning begins considerably above stall speed, but does not increase significantly until just before stall.

STALL RECOVERY

Stall recovery is most easily accomplished by relaxing back pressure and lowering the nose of the airplane; simultaneously increase engine thrust symmetrically as necessary to build up airspeed. Unusual aircraft attitudes may result if the stall condition is aggravated by continuous back pressure, abnormal or abrupt control inputs.

WARNING

- Nose down trim must be applied as airspeed increases to prevent excessive control stick forces. (Refer to Horizontal Stabilizer Trim in this section.)
- Advance throttles cautiously as asymmetrical thrust can produce yawing and rolling tendencies that could lead to an inadvertent spin.

STALL SPEEDS—KNOTS IAS

DATA AS OF: OCTOBER 1972
 BASED ON: AFFTC FLIGHT TEST DATA

POWER OFF (IDLE)

GROSS WEIGHT — POUNDS	FLAPS UP				FLAPS 66% DOWN				FLAPS 100% DOWN			
	ANGLE OF BANK — DEG				ANGLE OF BANK — DEG				ANGLE OF BANK — DEG			
	0	30	45	60	0	30	45	60	0	30	45	60
	LOAD FACTOR — G				LOAD FACTOR — G				LOAD FACTOR — G			
	1.0	1.15	1.4	2.0	1.0	1.15	1.4	2.0	1.0	1.15	1.4	2.0
10,000	79	85	94	112	76	81	89	107	74	79	87	104
12,000	87	93	103	123	83	89	98	117	81	87	96	115
14,000	94	101	111	132	89	96	106	126	87	94	104	124
16,000	100	108	119	141	95	103	114	135	93	101	111	133
18,000	106	114	126	150	101	109	121	144	99	107	118	141

POWER ON

(Thrust required to maintain 1.6 V_s in a cruise flight condition. See applicable text.)

GROSS WEIGHT — POUNDS	FLAPS UP				FLAPS 66% DOWN				FLAPS 100% DOWN			
	ANGLE OF BANK — DEG				ANGLE OF BANK — DEG				ANGLE OF BANK — DEG			
	0	30	45	60	0	30	45	60	0	30	45	60
	LOAD FACTOR — G				LOAD FACTOR — G				LOAD FACTOR — G			
	1.0	1.15	1.4	2.0	1.0	1.15	1.4	2.0	1.0	1.15	1.4	2.0
10,000	78	83	92	110	74	79	87	105	73	78	86	102
12,000	86	91	101	121	81	87	96	115	80	85	94	112
14,000	92	99	109	130	87	94	104	124	86	92	102	121
16,000	98	106	117	139	93	101	111	132	91	99	109	130
18,000	104	112	124	148	99	107	118	141	97	104	115	138

NOTE

Landing gear position does not affect stall speeds.

Figure 6-1

251

ENGINE FLAMEOUT

The engine compressor is sensitive to airflow disturbances from the wing during either the 1 G or accelerated stall at altitudes above 25,000 feet. This can result in engine compressor stall and subsequent engine flameout if the condition is permitted to progress. (Refer to Airplane Stall and High Altitude Flight Limitations in section V.)



WARNING

Intentional spins in this airplane are prohibited.

T 39A-1-4-4

SPINS

A spin test program has not been performed on this airplane. However, wind tunnel tests and analytical studies indicate that a normal spin recovery (refer to Section III) is the optimum procedure for recovering from a spin.

FLIGHT CONTROL EFFECTIVENESS

HORIZONTAL STABILIZER AND ELEVATORS

Elevator control friction is very low, resulting in light elevator breakout force. Stick forces can become very light in cruise and power approach configuration at aft CG's.

Extended periods of flight (15 minutes or more), with an abnormal nose-high attitude (exceeding

8 1/2 degrees), with one-half to three-quarters wing fuel will cause the fuel to shift outboard and aft in the wing tanks. This fuel shift will cause the airplane CG to move slightly aft, resulting in a light to moderate trim and force change in the elevator control. (Refer to Fuel Availability During Flight in section I.)

Elevator trim changes induced by changes in engine thrust are easily controllable and forces are light. Trim changes due to raising the flaps are moderate. Trim changes while raising the landing gear are negligible. When the airplane is trimmed to a landing configuration with the gear and flaps down, a large trim change will occur as the throttles are advanced to Military Thrust and the gear and flaps are raised. Stick forces will become high to overcome the trim change. Engine thrust and configuration changes should not be made simultaneously, and the airplane should be trimmed continuously throughout such changes to keep the elevator control forces low.

The elevators provide excellent pitch control throughout the speed and altitude range of the airplane.

HORIZONTAL STABILIZER TRIM

The horizontal stabilizer trim system is adequate throughout the speed and altitude range of the airplane. However, it is possible to stall the stabilizer trim motors if an attempt is made to trim out a push force in excess of approximately 50 pounds at high airspeeds. Reducing airspeed or reducing the push force while actuating trim will eliminate the stalled condition of the trim motors.

AILERONS

The ailerons will provide adequate control in cruise and high speed flight. Aileron control is also adequate in the approach and landing configurations. The ailerons are effective in steering the airplane on the ground at speeds down to about 50 KIAS. The landing gear geometry is such that the change in lift between the wing panels when aileron is applied will cause the airplane to tilt and turn toward the down wing (application of left aileron will cause the right wing to rise, depressing the left main gear strut and causing the airplane to tend to turn left). At speeds above about 50 KIAS during takeoff run or landing roll, the ailerons should be used to augment directional control, rather than asymmetric braking or asymmetric application of thrust.

AILERON TRIM

The aileron trim is adequate for all normal flight conditions. Any allowable asymmetric fuel condition which develops between the wing fuel tanks can be trimmed out.

RUDDER

The rudder effectiveness is adequate under all flight conditions, including single-engine operation. Dihedral effect (roll due to yaw) is positive. Consequently, the rudder is most effective in picking up a low wing at low airspeeds. A steady heading can be maintained into a stall.

RUDDER TRIM

There is sufficient rudder trim available to trim out all yaw at all speeds during two-engine operation. At recommended cruise speed during single-engine operation, the mild yaw due to asymmetric thrust can be trimmed out easily. However, at low airspeeds during single-engine operation, a 5 degree bank into the good engine will facilitate directional control.

FLAPS

The wing flaps provide reduced approach and landing speeds. Light buffet will be encountered when the flaps are lowered full down.

SPEED BRAKE

The speed brake can be fully extended at any airspeed and is very effective as a drag device. No buffet will occur when the speed brake is extended (gear and flaps up). A slight nose-down trim change occurs, and cockpit and cabin noise increases noticeably when the speed brake is extended.

SLATS

The wing leading edge slats improve airplane stability at high angles of attack, decrease airplane drag in maneuvering flight, and delay the onset of buffet. They are designed to operate at both low and high Mach numbers. Slat operation is automatic and depends on the airspeed and angle of attack. The slats normally are open at low airspeeds and closed at recommended climb and cruise speeds.

LEVEL-FLIGHT CHARACTERISTICS

LOW SPEED

Recommended speeds for takeoff, approach, and landing are given in the appropriate charts in appendix I. At low speeds, flight characteristics are conventional, with normal control effectiveness and airplane response. (Refer to Directional Stability Characteristics in this section for additional information.)

NOTE

During low-speed flight when power is changed from idle power to full power, such as in a go-around, there is a nose-up tendency. Trim should be started when power is applied to assist in maintaining desired attitude.

CRUISE SPEED

Elevator and aileron control forces are light in the cruise speed region at high altitude, and very little pilot effort is required to effect a change in airplane attitude. Cruise conditions can be maintained quite easily.

DIRECTIONAL STABILITY CHARACTERISTICS

The static directional stability of the airplane is positive for all airspeeds and configurations. However, yawing oscillations in gusty or turbulent air may be damped out by holding the rudder and ailerons neutral.

MANEUVERING FLIGHT

Maneuvering flight elevator force increases with an increase of G forces when the center of gravity is forward. When the center of gravity is aft, there is less change in elevator force for a given change in G. Increasing altitude at constant Mach number will result in maneuvering forces becoming somewhat lighter.

DIVES

During maximum-rate descents, stability and control characteristics are good. Control forces are at a comfortable level, and no adverse airplane characteristics prevail.

SECTION VII

ALL-WEATHER OPERATION

TABLE OF CONTENTS

PAGE	PAGE
Instrument Flight Procedures 7-1	Night Flying 7-10
Ice and Rain 7-5	Cold Weather Procedures 7-10
Turbulence and Thunderstorms 7-9	Hot Weather and Desert Procedures 7-12

NOTE

- This section consists of procedures and information that differ from, or supplement, the normal operating procedures in sections I and II and Air Force Manual 51-37.
- The T-39 is a category C airplane.

INSTRUMENT FLIGHT PROCEDURES

This airplane has the same stability and flight characteristics during instrument flight conditions as when flown under visual flight conditions. However, like most jet airplanes, it is sensitive to changes of control pressures and power response, which requires a relatively high degree of instrument proficiency and conscientious pre-flight planning. The flight director system is the primary instrument reference source on this airplane, and is on the pilot's side. A conventional, round dial instrument panel is on the copilot's side. The airplane can be controlled solely by reference to instruments from either pilot's position.

INSTRUMENT TAKEOFF

Complete the normal taxiing and before takeoff checks. (Refer to section II.) Select appropriate navigational aids to be used for the departure, and set navigational instruments and switches as required. After aligning the airplane visually with runway centerline, check the HSI, BDHI, and magnetic compass against the runway heading. If desired, the bank steering bar may be used for directional information by moving the heading mode selector switch to MANUAL and setting the heading command marker under the top lubber line

of the HSI. Set ADI by aligning the arrow on the pitch trim knob with the reference mark. This setting, in taxi attitude, should show an attitude of approximately 2 to 3 degrees nose down. Thus, the ADI will provide a picture of the airplane's inflight attitude relative to a level flight condition at normal cruise airspeeds. Takeoff procedures during an instrument takeoff are essentially the same as for a visual takeoff. However, if icing conditions are expected, turn on ram-air inlet, and engine inlet anti-ice systems prior to setting Takeoff Rated Thrust. Release brakes, and maintain directional control with nosewheel steering until the rudder becomes effective.

NOTE

Nosewheel steering may be used throughout the takeoff roll; however, directional control becomes increasingly sensitive above 60 KIAS.

The HSI is the primary source for heading control, but reference should be made to the bank steering bar, if used; and whatever outside reference is available. Use of windshield wipers may be required to improve forward visibility during precipitation. Using normal rotation airspeed,

JET PENETRATION AND

VOR/ADF

- POWER—75% RPM
- AIRSPEED—ESTABLISH 250 KIAS
- SPEED BRAKE—OUT

• INITIAL PENETRATION ALTITUDE

• PERFORM PENETRATION TURN AT PUBLISHED ALTITUDE.

• LIMIT ANGLE OF BANK TO 30 DEGREES MAXIMUM.

• RECOMMEND LEVEL-OFF BE STARTED 1000 FEET ABOVE MINIMUM PENETRATION ALTITUDE (DECREASE PITCH ATTITUDE BY 1/2 ON ADI).

• MAINTAIN INBOUND COURSE AND DESCEND TO PUBLISHED MINIMUM ALTITUDE.

• RECOMMEND 175 KIAS BEFORE ESTABLISHING LANDING CONFIGURATION AND AIRSPEED

Final approach configuration should be established prior to final approach fix

• NOTE THE TIME.

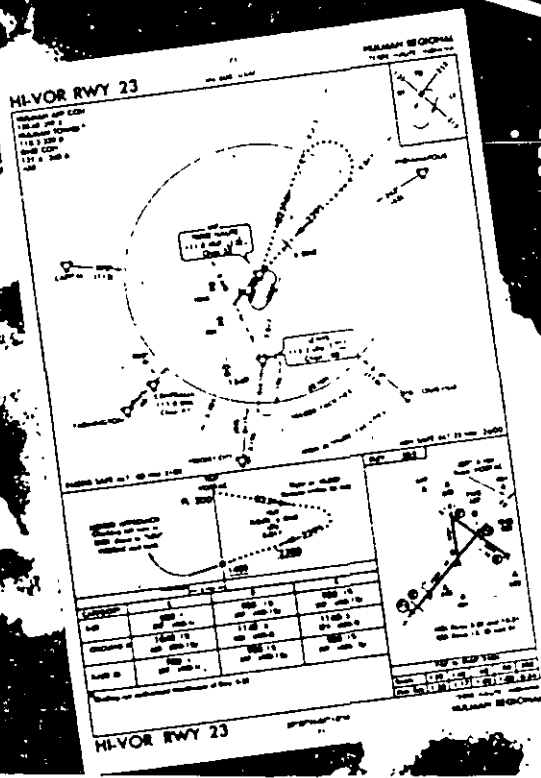


Figure 7-1 (Sheet 1 of 2)

385

rotate smoothly to the takeoff attitude (10 degree pitch change). With the change in attitude, the airplane will become airborne as takeoff speed is reached.

As the airplane leaves the ground, reference should be made to the ADI for both pitch and bank until a definite climb is established. When the altimeter and vertical velocity indicator show a definite climb, retract landing gear.

INSTRUMENT CLIMB

An instrument climb is accomplished in the same manner as a visual climb by maintaining a 7 to 8 degree nose up indication on the ADI until intercepting the climb schedule. Turns immediately after takeoff should be delayed until at least 160 KIAS. Maximum bank angle during climbing turns is 30 degrees.

INSTRUMENT CRUISING FLIGHT

Instrument cruise procedures do not differ from normal flight procedures. For ease and precision of flight, the angle of bank should be limited to 30 degrees during all turns.

HOLDING

The recommended holding airspeed is 225 KIAS with clean configuration at all gross weights; however, for low altitude holding 175 KIAS is recommended.

INSTRUMENT LETDOWNS

JET PENETRATIONS

Instrument descents to initial penetration altitude, before reaching destination fix, may be made at the airspeeds and power settings given in the descent charts in part 5 of appendix I. For a normal penetration, starting at initial penetration altitude, reduce thrust to 75 percent rpm, lower pitch attitude to approximately 10 degrees nose down on the ADI (pitch trim knob aligned) to establish 250 KIAS. As the airspeed approaches 250 KIAS, extend the speed brake and maintain 250 KIAS.

Comply with the published instrument approach procedure while descending to the minimum penetration altitude. For ease of airplane control, all turns should be limited to 30 degrees of bank angle. Start level-off from a penetration when 1000 feet above the minimum penetration altitude by

decreasing the pitch attitude on the ADI by one half. After level-off, reduce airspeed to 175 KIAS and use the speed brake as desired. (See figure 7-1 for typical penetration.)

INSTRUMENT APPROACH

Flight characteristics during instrument approaches do not differ from those encountered during normal visual flight. Normally, 175 KIAS is used for all maneuvering before extending the landing gear. Minimum maneuvering airspeed is 20 KIAS above final approach airspeed. Desired approach configuration should be established prior to final approach fix or intercepting the glide path. When established on final approach, airspeed may be reduced to final approach airspeed. Final approach airspeed will be established by the threshold. (See figures 7-2 and 7-3 for typical radar and ILS approaches.)



Avoid extreme nose-high attitudes on glide path. At high angles of attack, an excessive sink rate may develop unnoticed.

NOTE

Fuel indications may vary in error as much as 200 pounds because of changes in the airplane attitude during a penetration or approach.

CIRCLING APPROACH

Circling approaches are normally flown by establishing final approach configuration (gear down, flaps 66 percent) at 20 KIAS above approach speed (30 KIAS if less than 66% flaps are used) before crossing the final approach fix. Once visual contact with field is established, maneuver, using visual pattern procedures to a point from which a normal landing can be executed. If possible, circling approaches should be planned so as not to exceed 30 degree bank during maneuvering.

NOTE

If maneuvering airspeed exceeds 140 KIAS use Category D approach minimums.

284

MISSED APPROACH

Advance throttles as required, retract speed brake, and establish a 7 to 8 degree nose-up attitude on ADI (pitch trim knob aligned). Refer to GO-AROUND checklist, in Section II.

NOTE

Abrupt use of Military Thrust, when initiating the missed approach, will result in excessive acceleration and climb rates and may produce undesirable yaw

because of uneven acceleration. Smooth and positive throttle movement technique is recommended to minimize these tendencies.

Retract landing gear and wing flaps when a definite climb is indicated on altimeter and vertical velocity indicator. Execute published missed approach procedure. If another approach is to be executed, level off at missed approach altitude, and adjust thrust to maintain 175 KIAS. If a climb to altitude is desired, adjust throttles and intercept climb schedule.

ICE AND RAIN

Prolonged flight through areas of known or forecast icing conditions is not recommended. If flight through areas of icing conditions must be made, flight time should be limited to periods of short duration, such as climbs and descents.

WARNING

Do not operate in areas of severe icing.

AIRPLANE ICING

This airplane is equipped with anti-icing systems for the engine inlet area, ram-air inlet, side and overhead windshields, and forward windshields. The airplane is also equipped with pitot heat and windshield wipers. When possible, the performance capabilities of the airplane should be utilized to avoid icing conditions. The resultant drag and weight increase associated with structural icing acts to reduce the airspeed and to increase thrust requirements, with consequent reduction in range. Rain, without icing conditions, has little, or no, appreciable effect on the flight characteristics.

NOTE

Flight within an area of icing conditions may result in erroneous airspeed and Mach indications, even though pitot heat is turned on before entering the area. The attitude indicator, altimeter, vertical velocity, and known thrust settings can be used with an acceptable degree of accuracy during this flight condition.

ENGINE ICING

Icing of the engine inlet is possible during operation in weather with temperatures near the freezing point. Low airspeed and high engine rpm are most conducive to engine icing. An increase in fuel flow and decrease of rpm, with a loss of thrust (no mechanical difficulties present) usually indicates engine icing. A compressor stall may indicate engine icing.

CAUTION

If the exhaust temperatures increase as a result of engine icing, the throttles should be retarded immediately and an effort made to leave the icing area.

If icing conditions are encountered and the airplane subsequently enters an area where temperatures are above the freezing point and structural ice is still present, the engines should be operated at the lowest practical rpm to minimize possible engine damage. Normal engine operation can be resumed after the airplane is free of ice.

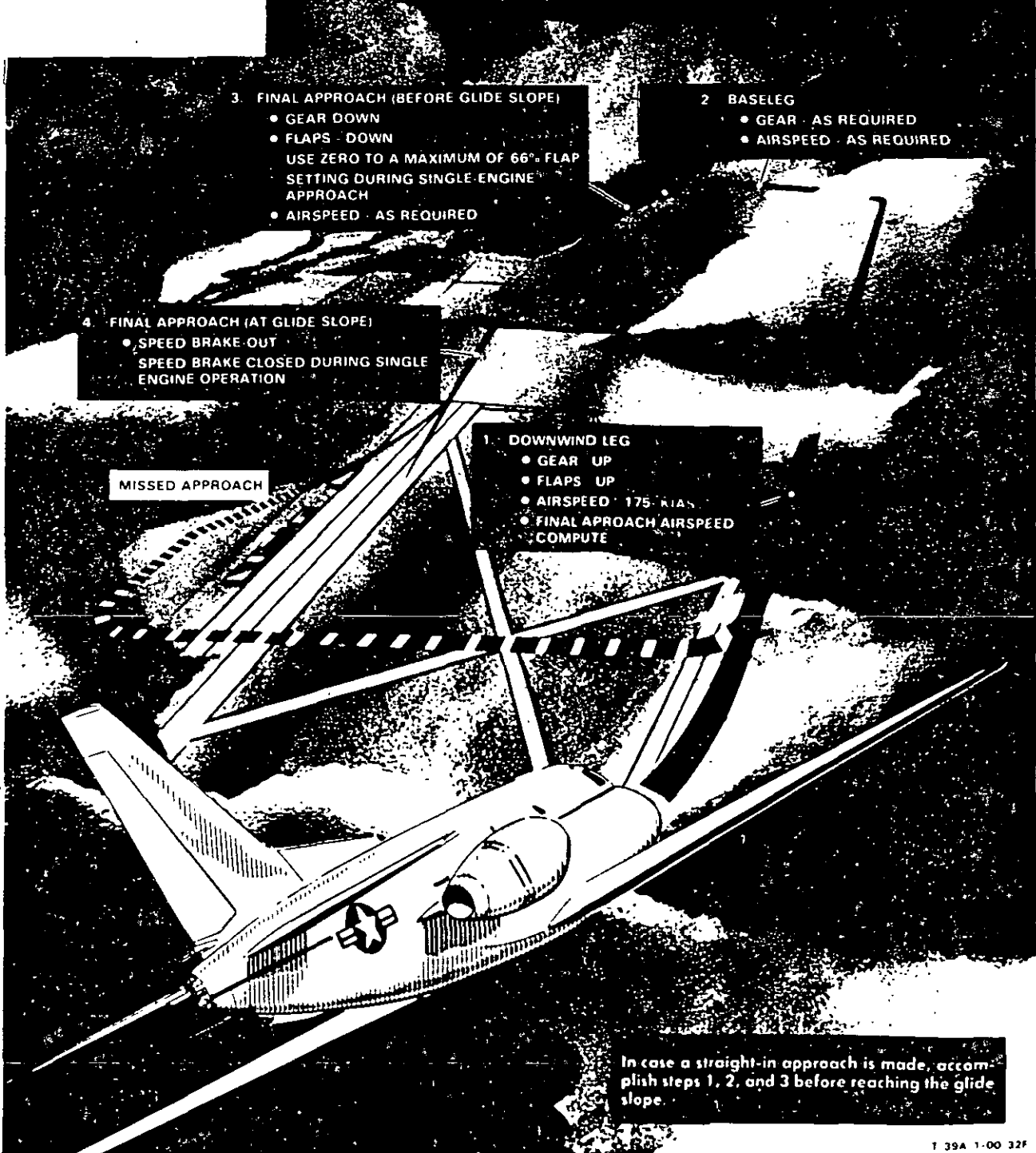
If ice accumulation is noted, airplane altitude should be changed immediately to leave the area of icing conditions. Normally no power loss will occur if ice is ingested into the engines.

WARNING

Icing can damage the engine in ways not readily apparent. If icing is encountered, have an engine specialist, if available, check the engine thoroughly before the next flight.

RADAR APPROACH

(TYPICAL)



T 39A 1-00 32F

Figure 7-2

259

ILS APPROACH (TYPICAL)

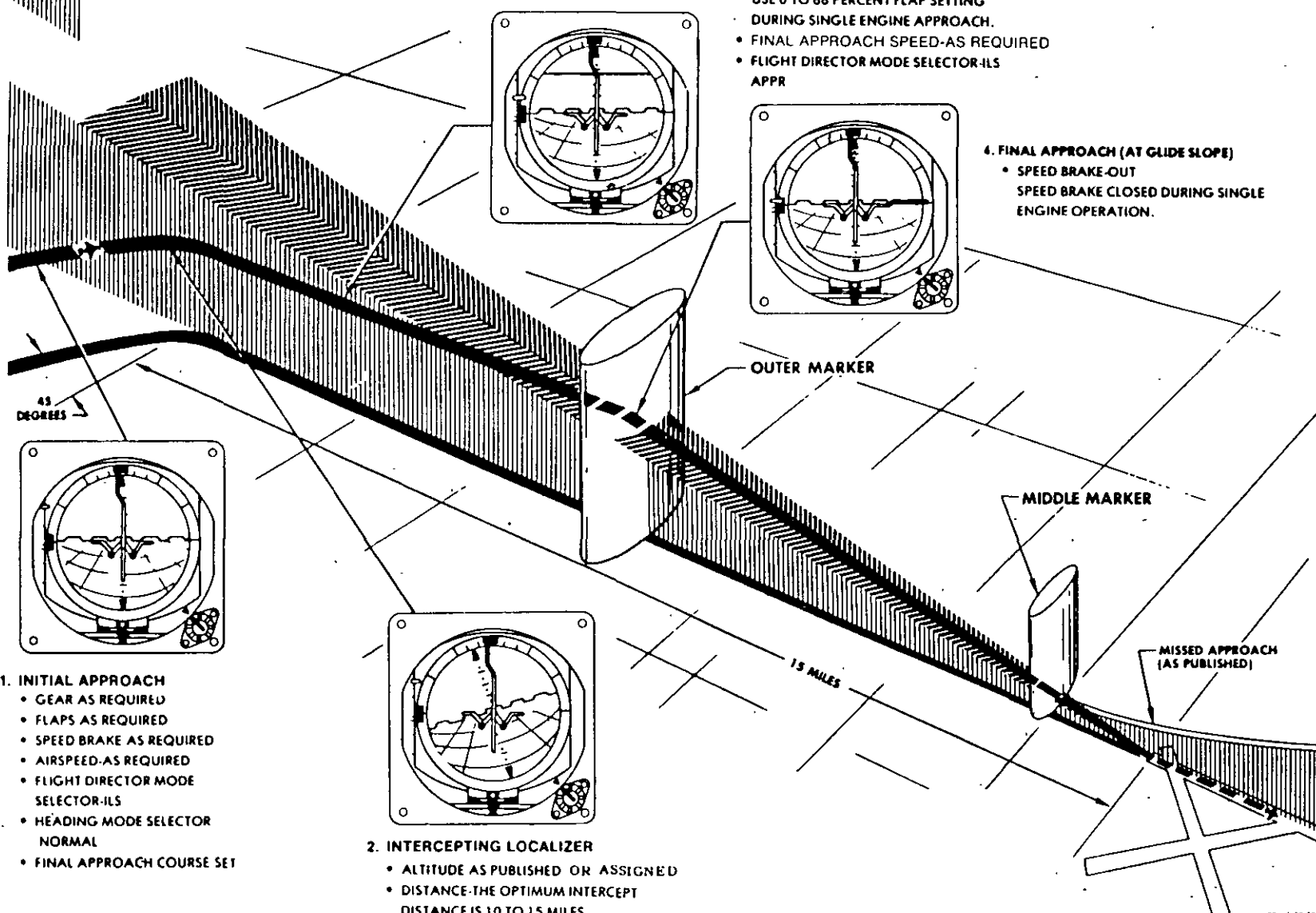
3. FINAL APPROACH (BEFORE GLIDE SLOPE)

- GEAR-DOWN
- FLAPS-DOWN
USE 0 TO 66 PERCENT FLAP SETTING DURING SINGLE ENGINE APPROACH.
- FINAL APPROACH SPEED-AS REQUIRED
- FLIGHT DIRECTOR MODE SELECTOR-ILS APPR

4. FINAL APPROACH (AT GLIDE SLOPE)

- SPEED BRAKE-OUT
SPEED BRAKE CLOSED DURING SINGLE ENGINE OPERATION.

Figure 7-3



1. INITIAL APPROACH

- GEAR AS REQUIRED
- FLAPS AS REQUIRED
- SPEED BRAKE AS REQUIRED
- AIRSPEED-AS REQUIRED
- FLIGHT DIRECTOR MODE SELECTOR-ILS
- HEADING MODE SELECTOR NORMAL
- FINAL APPROACH COURSE SET

2. INTERCEPTING LOCALIZER

- ALTITUDE AS PUBLISHED OR ASSIGNED
- DISTANCE-THE OPTIMUM INTERCEPT DISTANCE IS 10 TO 15 MILES

290
7-7

OPERATION IN RAIN OR ICING CONDITIONS

GROUND OPERATION

Operate the airplane and systems as indicated in Cold Weather Procedures, in this section. The windshield wipers can be used to improve forward visibility during precipitation.

WARNING

Takeoffs from runways which have large puddles of water may cause engine flameout.

TAKEOFF AND INITIAL CLIMB

Turn on the appropriate anti-ice systems before takeoff. (Refer to section I for operating procedures.) Insure that the engine inlet anti-ice system is on before takeoff/in flight if the free air temperature/indicated outside air temperature (IOAT) is between +8°C (47°F) and -20°C (-5°F), and either visible moisture is present or the dew point is within 4°C (7°F) of the free air temperature. These are conditions under which engine icing can occur without wing icing.

CAUTION

Refusal speeds will be considerably lower than normal and stopping distances much greater on wet or icy runways.

CRUISE

When possible, operate the airplane to avoid icing conditions. If icing conditions are encountered, immediate action should be taken as follows:

1. Turn on engine inlet anti-ice, if not already on.
2. Change altitude rapidly by climbing or descending, or vary course to prevent ice accumulation on airplane structure.
3. Airspeed should not be reduced to less than slat-opening speed, to prevent slats freezing in the open position.
4. Monitor exhaust temperatures and reduce rpm, as necessary, to prevent excessive exhaust temperatures.

DESCENT

Turn on appropriate anti-icing systems before descending into icing conditions.

CAUTION

A minimum of 75 percent rpm is required to provide adequate compressor bleed air for engine anti-icing.

APPROACH

Visually check airplane leading edges for indication of structural icing. If at night, the wing ice-check lights may be used for this purpose.

WARNING

- Ice accumulation greatly increases stalling speed; therefore, increase airspeed during approach and landing under these conditions.
- Erratic or erroneous pitot-static instrument indications may occur while flying in heavy rain during final approach for landing. If these erratic indications do occur, select alternate static-pressure source. Use of alternate static-pressure source will result in an indicated airspeed of approximately 5 knots lower than with the normal system, and an indicated altitude approximately 60 feet lower than with the normal system. The computed final approach airspeeds and normal altimeter indications should be flown when operating on the alternate pitot-static system.

LANDING

Landing distance computation shall be based on the runway condition (wet, icy, etc.) and the appropriate stopping factor applied. The approach and landing technique for a minimum roll/wet or slippery runway should be reviewed prior to landing. (Refer to section II.)

TURBULENCE AND THUNDERSTORMS

WARNING

Do not fly through areas of severe turbulence.

Whenever marginal conditions are indicated, or doubt exists as to the severity of unknown weather conditions, thorough pre-planning with the weather forecaster must be accomplished. Careful planning and good judgment shall be exercised and capabilities realized before areas of weather activity are entered or circumnavigated.

Should flight through an area of thunderstorm activity be necessary, the recommended procedures for flight in severe turbulence are:

1. **Airspeed** - A gust penetration speed of 225 KIAS or 0.74 Mach, whichever is less, should be established. Trim airplane for level flight at this speed. Severe turbulence will cause large, and often rapid, variations in indicated airspeed. Do not chase airspeed.
2. **Attitude** - The attitude of the airplane becomes the primary reference in areas of extreme turbulence. After establishing airplane attitude and trim setting for target airspeed of 225 KIAS or 0.74 Mach, whichever is less, use attitude indicator as primary instrument.

Do not change trim settings after proper attitude has been established. Fly this attitude during turbulent conditions. Maintain control as near neutral as possible, to avoid exaggerating flight conditions by overcontrolling.

Do not use sudden or extreme control inputs. Extreme gusts will cause large attitude changes, but smooth and moderate use of the flight controls will reestablish the desired attitude. Be very conscious of tendencies to overcontrol with rudder at this time. Attempt to maintain neutral rudder at all times.

3. **Altitude** - Severe vertical gusts may cause appreciable altitude variations. Allow altitude to vary. Sacrifice altitude to maintain desired attitude and airspeed. Do not chase altimeter.
4. **Thrust** - Establish and maintain thrust setting consistent with desired penetration

speed and attitude. Change thrust only in case of extreme airspeed variation.

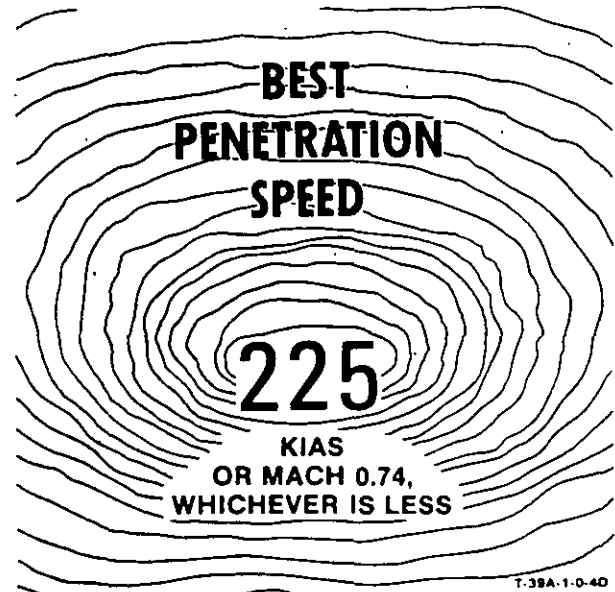


Figure 7-4

ENGINE-SURGE AND FLAMEOUT CAUSED BY ADVERSE WEATHER CONDITIONS

The following factors, singly or in combination, can cause engine flameout:

1. Penetration of cumulus buildups with associated high liquid content.
2. Disrupted airflow due to engine inlet and guide vane icing.
3. Turbulence associated with penetration can result in excessive nose up angles of attack, causing marginal engine performance.
4. Above 45,000 feet, engine-surge margin is reduced and there is poor air distribution across the face of the compressors.

CAUTION

Flying in turbulence or hail may increase inlet duct distortion. At higher altitudes, this distortion can result in engine surge and possible flameout.

Areas of turbulent air, hailstorms, or thunderstorms should be avoided whenever possible, because of the increased danger of engine flameout.

Exhaust temperature and exhaust total pressure gages should be monitored continuously during weather penetration. Exhaust temperature indication alone may come too late to allow timely corrective action. The engine inlet anti-icing system prevents the formation of ice and is not a de-icer.

When possible, icing conditions should be anticipated in advance and the engine inlet anti-icing system should be turned on to warm up the engine air inlet. If ice has already begun to build up before the engine inlet anti-icing system is turned on, the throttle setting should be reduced to minimize danger of internal engine damage until all ice has been broken off and ingested by the engines. When the presence of ice is no longer evident, the engines should be checked at idle and the throttles advanced to the desired setting.

NIGHT FLYING

There are no specific techniques for flying this airplane at night that differ from those for day flight.

NOTE

- The wing ice-check lights are very discernible at night and may be used to

supplement the anti-collision and position lights.

- The emergency lighting system should never be used to light the interior of the airplane for cleanup or maintenance work.

COLD-WEATHER PROCEDURES

The majority of cold-weather operating difficulties are encountered on the ground. The following instructions supplement the normal operating instructions when arctic-type weather is encountered. Extreme diligence on the part of both the ground and flight crews is the answer to successful arctic operation.

CAUTION

Do not chip or scrape ice from airplane surface, as this may cause damage.

BEFORE ENTERING AIRPLANE

1. Perform exterior inspection as outlined in Section II.

WARNING

Depending on the weight and distribution of the snow and ice, takeoff distances and climbout performance can be adversely affected. The roughness, pattern, and location of the snow and ice can affect stall speeds and handling characteristics to a dangerous degree. In-flight structural damage may also result, because of the vibrations induced by unbalanced loads of accumulated ice and snow.

2. Ensure entire airplane is free of snow, frost, and ice.

3. Ensure engines are free of internal ice and rotate freely by hand.
4. Ensure hydraulic accumulator has been properly precharged for existing temperatures.
5. Ensure all dirt and ice is removed from landing gear shock struts, actuating cylinder pistons, and all limit switches.
6. Inspect area behind the airplane to ensure loose snow and ice will not be blown onto personnel, other airplanes, or equipment during engine start.

ENTERING AIRPLANE

1. Use caution on entrance door steps. The metal steps (if not covered with strips or rubber matting) become extremely slippery as snow, ice, or water is deposited by personnel entering the airplane.

STARTING ENGINE

1. At temperatures below -18°C (0°F), external dc electrical power should always be available to ensure starting. Airplane battery power is not adequate to provide the rpm required for normal starting after the airplane has been exposed to below-zero temperatures for a 24-hour period, or longer.
2. Successful battery starts can be made at temperatures as low as -29°C (-20°F) when the engines have been shut down for periods up to 4 hours.

CAUTION

- If the airplane has been "cold soaking" overnight at -40°C (-40°F) or below, engine starts should not be attempted without first preheating the fuel control for 10 or 15 minutes with a portable ground heater. This procedure will prevent serious fuel flow surges during engine acceleration to IDLE and eliminates the dangers of a hot start or excessive engine accelerations.
- It is possible to obtain successful engine starts at low temperatures by placing the throttle in IDLE at 9 percent or higher of engine rpm. Extreme caution must be exercised, and starts should not be attempted at less than 9 percent of engine rpm. Fuel flow and exhaust gas temperature should be closely monitored, and the throttle should be stop-cocked if the exhaust gas temperature or the fuel flow limits are exceeded.
- If an engine is shut down to avoid exceeding 525°C , the fuel control should be heated before attempting another start.

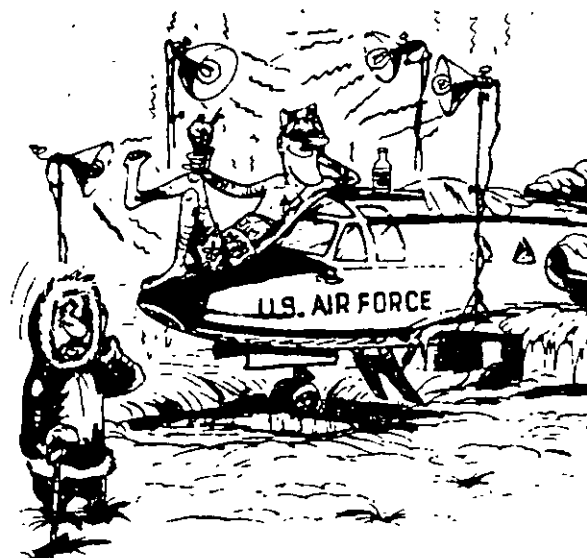
NOTE

If starting rpm cannot be reached on the first start attempt, subsequent start attempts may produce higher rpm. Starter limitations should be observed.

WARMUP AND GROUND CHECK

Normally, engine warmup is unnecessary, and as soon as the engine stabilizes at idle rpm with normal

oil pressure, the throttle may be advanced to Military Thrust. However, if the engine has been "cold soaked" at temperatures of -35°C (-31°F) or below, a 2 minute warmup at IDLE will be required.



WARNING

Make sure all instruments have warmed up sufficiently to ensure normal operation. Check flight instruments for sluggishness during taxiing.

T-39A-1-0-1

TAXIING

1. Taxi at slow speed when taxiing over rough, snow-packed surface.

CAUTION

- The tubeless nosewheel tires may go flat while taxiing at -29°C (-20°F) or below. This is caused by the tires "working" in the ruts of the snowpacked taxiway and pulling loose around the tire bead seal. To prevent this, heat should be applied to the nosegear tires for 15 to 20 minutes before taxiing, or tubes should be installed for continuous low-temperature operation.
- When operating in snow, the speed brake must be retracted, as damage could result from snow piling up in front of the speed brake and main gear doors.

2. When the nose wheel is centered, the steering system is designed to provide a less rigid or sudden steering control. This is to provide the optimum steering on dry, smooth surfaces and to prevent small rudder deflections, while taxiing or during takeoff, from causing abrupt directional changes. However, when taxiing on icy, rutted, or rough snowpacked surfaces, the lack of this positive, hard control may be noticeable, and extra precaution must be exercised to maintain good steering control during these conditions.
3. By taxiing on the side of the taxiway off the crown, good steering can be maintained with the nose wheel out of the centered position.
4. Increase distance between airplanes while taxiing at subfreezing temperatures, to ensure safe stopping distance and to prevent icing of airplane surfaces by melted snow and ice picked up by the jet blast of a preceding airplane.

BEFORE TAKEOFF

Make normal full-power engine check. However, if field conditions make this impossible, final checks must be made during the first part of the takeoff roll.



Takeoff from a runway covered with a considerable accumulation of wet snow or slush is not recommended. Accumulation of heavy slush and subsequent freezing in the right wheel well may cause a partial obstruction of aileron movement.

TAKEOFF

During low-temperature takeoff, the airplane acceleration and performance is improved, and the

landing gear handle must be placed in the UP position as soon as there is a definite climb established, to avoid exceeding the gear-down limit speed.

AFTER TAKEOFF

After takeoff from a wet snow-covered or slush covered field, operate landing gear through several complete cycles to prevent gear freezing in retracted position. (Expect considerably slower operation of landing gear in cold weather because of stiffening of all lubricants.)

LANDING

Due to the high residual thrust associated with cold weather operations, and the possibility of adverse runway conditions, the pilot should consider using the procedures outlined under MINIMUM ROLL/WET OR SLIPPERY RUNWAY LANDING in section II.



After landing, retract the speed brake if departure from prepared surface is imminent. This action will minimize airplane damage.

AFTER LEAVING AIRPLANE

1. Whenever possible, leave airplane parked with full fuel tanks.
2. Check that batteries are removed when airplane is parked outside at temperatures below -29°C (-20°F) for more than 4 hours.
3. Close entrance door.
4. Check that proper protective covers are installed on airplane.

HOT WEATHER AND DESERT PROCEDURES

Hot weather and desert procedures differ from normal procedures when high temperatures, coupled with blowing sand and dust, are encountered. Extreme precaution must be exercised by both the ground and flight crews to

prevent damage to the airplane systems during desert operations. Proper protection and inspection of the airplane while it is on the ground and observance of the precautions covered in this section will ensure the most successful operation.

BEFORE ENTERING AIRPLANE

WARNING

1. Cool the pressurized compartments with a portable air conditioner, if one is available.
2. Remove all protective covers and dust plugs.
3. Inspect tires and shock struts for proper inflation.
4. Clean dust and sand from struts, hydraulic pistons, and limit switches.
5. Inspect door and escape hatch seals for deformation and damage due to high temperatures.
6. Check the wing slats for proper movement.
7. Always place the airplane in a position to avoid sandblasting the equipment, other airplanes, and personnel during engine starts and runup.
8. Check the intake ducts and remove any accumulation of dust and sand.

Takeoff planning is of prime importance when operating from a marginal-length runway with high ambient temperatures. (Refer to appropriate charts in part 2 of appendix I.)

NOTE

Excessive moisture condensation may occur through the cabin pressurization system. This condensation may become extremely dense within the passenger compartment and cause undue concern or apprehension among the passengers. The amount of condensation can be reduced by moving the cabin air temperature rheostat to a warmer selection.

ON ENTERING AIRPLANE

APPROACH AND LANDING

1. Check instruments and electrical equipment for excessive moisture from high humidity, and ground-heat them, if necessary, to dry them.
2. Check cockpit for excessive accumulations of dust or sand.

Maintain recommended approach and landing speeds as shown in appendix I. Allow for longer landing rolls resulting from slightly increased ground speeds with high outside air temperatures.

CAUTION

NOTE

High cockpit temperatures may cause circuit breakers to pop.

Hot weather operation requires the pilot to be cautious of gusts and wind shifts near the ground.

Use all available runway for stopping to avoid overheating the wheel brakes and prevent tire failure.

GROUND OPERATION

WARNING

1. Expect the engines to accelerate to idle more slowly than on a normal or cold day.
2. Minimize the duration of engine ground operation.
3. Limit use of brakes during taxiing to prevent overheating.
4. Keep sufficient distance between airplanes during taxiing to prevent sand and dust from being blown into the engines.

After a minimum-roll landing or excessive braking, do not attempt any further operation for at least one hour. All personnel will be warned to stay clear of the main landing gear areas until the brakes have cooled.

TAKEOFF

AFTER LEAVING AIRPLANE

Delay rotation, if the takeoff roll is not critical, to provide positive control and a higher initial rate of climb.

1. Make sure that protective covers are installed on pitot heads and intake and exhaust ducts.

TO 1T-39A-1

2. Close entrance door, and cockpit window.
3. Tie the airplane down if a possibility of windstorms exists.

NOTE

Tiedown fittings are stored in the baggage compartment.

APPENDIX I

PERFORMANCE DATA

TABLE OF CONTENTS

PART	PAGE
1 INTRODUCTION	A1-1
2 TAKEOFF	A2-1
3 CLIMB	A3-1
4 RANGE	A4-1
5 DESCENTS	A5-1
6 LANDING	A6-1
7 J201A AND B COMPUTERS	A7-1

PART 1 - INTRODUCTION

TABLE OF CONTENTS

Titles CAPITALIZED denote charts.

Scope and Arrangement	A1-1
Description of Performance Presentation	A1-1
Performance Data Basis	A1-1
Definitions and Airspeed, Altitude, and Temperature Corrections	A1-1
Nonstandard Day Temperature	A1-3
Fuel Specific Weight	A1-3
AIRSPEED CORRECTION (Pilot's)	A1-4
AIRSPEED CORRECTION (Co Pilot's)	A1-5
AAU-19/A ALTIMETER POSITION ERROR CORRECTION	A1-6
FREE AIR TEMPERATURE CORRECTION	A1-7
STANDARD DAY TEMPERATURE	A1-8
AIRSPEED CONVERSION DATA	A1-9
SPECIFIC WEIGHT VS FUEL TEMPERATURE	A1-10

SCOPE AND ARRANGEMENT

The flight performance charts in this section provide data for accurate preflight planning. Two types of charts are included: (1) profile-type charts for operational and maximum range; and (2) graphical charts for takeoff, climb, descent, and landing. The profile-type charts are provided for "quickie mission planning." These charts are optimized for no-wind conditions and are based on specific Mach numbers to aid flight planning by reducing the number of computations that must be made. A discussion and explanation of the use of the charts is provided.

DESCRIPTION OF PERFORMANCE PRESENTATION

Basically, mission planning with these charts involves nothing more than the determination of each leg of the mission and the summarizing of these legs to determine the time, fuel, distance, etc.

PERFORMANCE DATA BASIS

Flight planning information shown is based on Sabreliner flight test and the T-39A Category II performance test program. All charts are based on ICAO Standard Day atmospheric conditions; however, corrections for nonstandard atmospheric conditions have been included on the charts.

DEFINITIONS AND AIRSPEED, ALTITUDE AND TEMPERATURE CORRECTIONS

DEFINITIONS

Altimeter position correction - That figure (in feet) which, when applied to the indicated pressure altitude, gives calibrated pressure altitude.

Approach speed (V_{REF}) - That speed in IAS (which varies with gross weight) that is 130 percent of V_{SO} (from landing distance charts).

Calibrated pressure altitude - The indicated pressure altitude corrected for installation error.

CAS - Calibrated airspeed is indicated airspeed corrected for installation error.

CFL - Critical field length is the runway length required to accelerate to decision speed on two engines. experience an engine failure, then either stop or takeoff within remaining runway length.

Circling - FAS +20.

Decision speed - Refusal speed or rotation speed, whichever is less.

EAS - Equivalent airspeed is calibrated airspeed corrected for compressibility factor.

Final approach speed (FAS) - Is V_{REF} corrected for aircraft configuration (such as no flaps, no slats, etc.):

FLAPS	SLATS	FINAL APPROACH SPEED
66%-100% (Down)	Extended	V_{REF}
0%-65%	Extended	$V_{REF} + 10$
Split	Extended	$V_{REF} + 20$
66%-100% (Down)	Retracted	$V_{REF} + 15$
0%-65%	Retracted	$V_{REF} + 25$
Split	Retracted	$V_{REF} + 35$

Free air temperature - Outside air temperature (ambient).

GS - Ground speed is true airspeed corrected for wind.

IAS - Indicated airspeed is the reading taken from the airspeed indicator.

Indicated altitude - The reading of the pressure altimeter with the actual sea-level pressure set in the window.

Indicated air temperature - The reading from the free air temperature indicator.

Indicated pressure altitude - The reading of the pressure altimeter when set to a barometric pressure of 29.92 in. Hg.

KIAS - Knots indicated airspeed.

Minimum run/wet slippery runway = FAS -5.

MRT - Military rated thrust is the maximum thrust which may be used in flight.

NRT - Normal rated thrust is the maximum thrust which may be used continuously.

Operational range - Optimum trade-off between increased cruise speeds and speeds for maximum range which results in a minimum loss of range.

RS - Refusal speed is the maximum speed to which the airplane can accelerate and stop in the remaining available runway.

RCR - Runway condition reading.

Safe Single Engine Speed - FAS or 115, whichever is higher, unless climbout is obstacle limited and obstacle limiting climb speed is lower.

TAS - True airspeed is equivalent airspeed corrected for atmospheric density.

Touchdown speed - FAS -7.

TRT - Takeoff rated thrust is the maximum thrust which may be used for takeoff.

ΔV_i - Airspeed position error correction.

Ground minimum control speed (V_{MCG}) - The minimum airspeed on the ground at which the airplane is controllable with rudder and ailerons only, when an engine fails suddenly and the remaining engine is at Military Thrust.

V_S - Stall speed; flaps up, power on.

V_{SO} - Stall speed; flaps down, power on.

$V_{REF} - 1.3V_{SO}$ from landing charts; 66% or greater flaps, slats extended.

Add the total gust factor to approach speed.

AIRSPEED CORRECTION

A correction must be applied to IAS to obtain CAS because of the position of the pitot-static system's static sources. There is an error in airspeed associated with virtually all static sources due to their position. Position error corrections due to the pilot's static source's locations are shown in figure A1-1. Position error correction due to the copilot's static source locations are shown in figure A1-2. The position error corrections are different for the pilot and copilot because their static pressure is obtained from differently located sources. CAS may be obtained by correcting IAS according to the following formula:

$$CAS = IAS + \Delta V_i$$

ALTITUDE CORRECTION

The indicated pressure altitude is obtained by applying a correction to the calibrated pressure altitude. This correction can be obtained from the charts in figure A1-3.

$$\text{Pressure Altitude} = \text{Stby Alt Indication} + \text{Correction}$$

AIR TEMPERATURE

Because of compressibility and installation errors, the indicated air temperature must be corrected to obtain the calibrated air temperature. This correction is incorporated into figure A1-4, and free air temperature can be read directly from the chart when indicated Mach number and indicated temperature are known.

The J201A computer may be used to obtain free air temperature (static) when referral to the free air

temperature chart is not practical. (Refer to part 7 of appendix I.) Certain other computers enable computing the error of temperature indicating systems when the recovery coefficients for the systems are known. With these computers, first determine temperature rise, using Mach number, indicated air temperature, and 0.8 as recovery coefficient. (The 0.8 value will usually be shown; however, another value may be substituted.) This temperature rise must then be divided by 0.8 (or substitute) and multiplied by 0.62 (the recovery coefficient for this airplane). The free air temperature is colder than indicated by the result.

MACH NUMBER CORRECTION

There is no correction to be applied to true Mach number to obtain indicated Mach number. Any reference to Mach number may be considered as indicated or true.

AIRSPED CONVERSION

An airspeed conversion chart (figure A1-6) is used to convert calibrated airspeed (CAS) to true airspeed (TAS) or true Mach number. Indicated airspeed (IAS) must be converted to CAS before entering the chart. Conversely, CAS and true Mach number may be determined when TAS is known. A temperature correction plot allows the required values to be determined for nonstandard day temperatures.

NOTE

The temperature to be used is the actual free air temperature and not the indicated temperature.

NONSTANDARD DAY TEMPERATURE

When the free air temperature is higher than standard, the airplane will perform as if it weighs more than it actually does. When the free air temperature is lower than standard, the airplane will perform as if it weighs less than it actually does. Where cruise is performed at the cruise ceiling (limited by Normal Rated Thrust) at temperature above standard, the altitude will be decreased. If cruise is performed below the cruise ceiling, the maximum cruise thrust is not being used. Actually an excess of thrust is available on a Standard Day. The thrust loss due to an increase in ambient temperature has only the effect of requiring a higher cruise engine speed and a slightly higher specific fuel consumption. Use of an equivalent

weight permits utilization of the Standard Day charts under nonstandard temperature conditions. Equivalent weight is obtained by applying a weight increment to actual airplane gross weight. The equivalent weight is used only to determine the nonstandard climb performance and cruise ceiling. For each 10°C rise in air temperature above Standard Day conditions, increase actual gross weight, as shown on the individual chart, before entering the climb chart. For each 10°C below Standard Day conditions, reduce actual gross weight, as shown on the individual chart, before entering the climb chart. Cruise performance is determined for the actual airplane gross weight.

Standard Day temperature throughout the altitude range of the airplane can be determined from the Standard Day temperature chart (figure A1-5).

FUEL SPECIFIC WEIGHT

In precise mission planning, the specific fuel weight must be considered. This weight will vary from grade to grade, between fuels of the same grade (because of refining methods), and with temperature. All data given in this section are based on the use of a JP-4 fuel. A chart (figure A1-7) shows the specific weight of average condition JP-4 for fuel temperatures from -10°C to 120°C. The same information is also presented for alternate and emergency fuels. To use the chart, determine the specific weight and temperature of a particular fuel.

NOTE

The specific fuel consumption of the alternate and emergency fuels is the same as JP-4. A slight increase in range will be noticed, when fuels heavier than JP-4 are used, and a slight decrease in range will be noticed when fuels with a reduced weight per gallon are used.

PILOT'S AIRSPEED POSITION ERROR CORRECTION

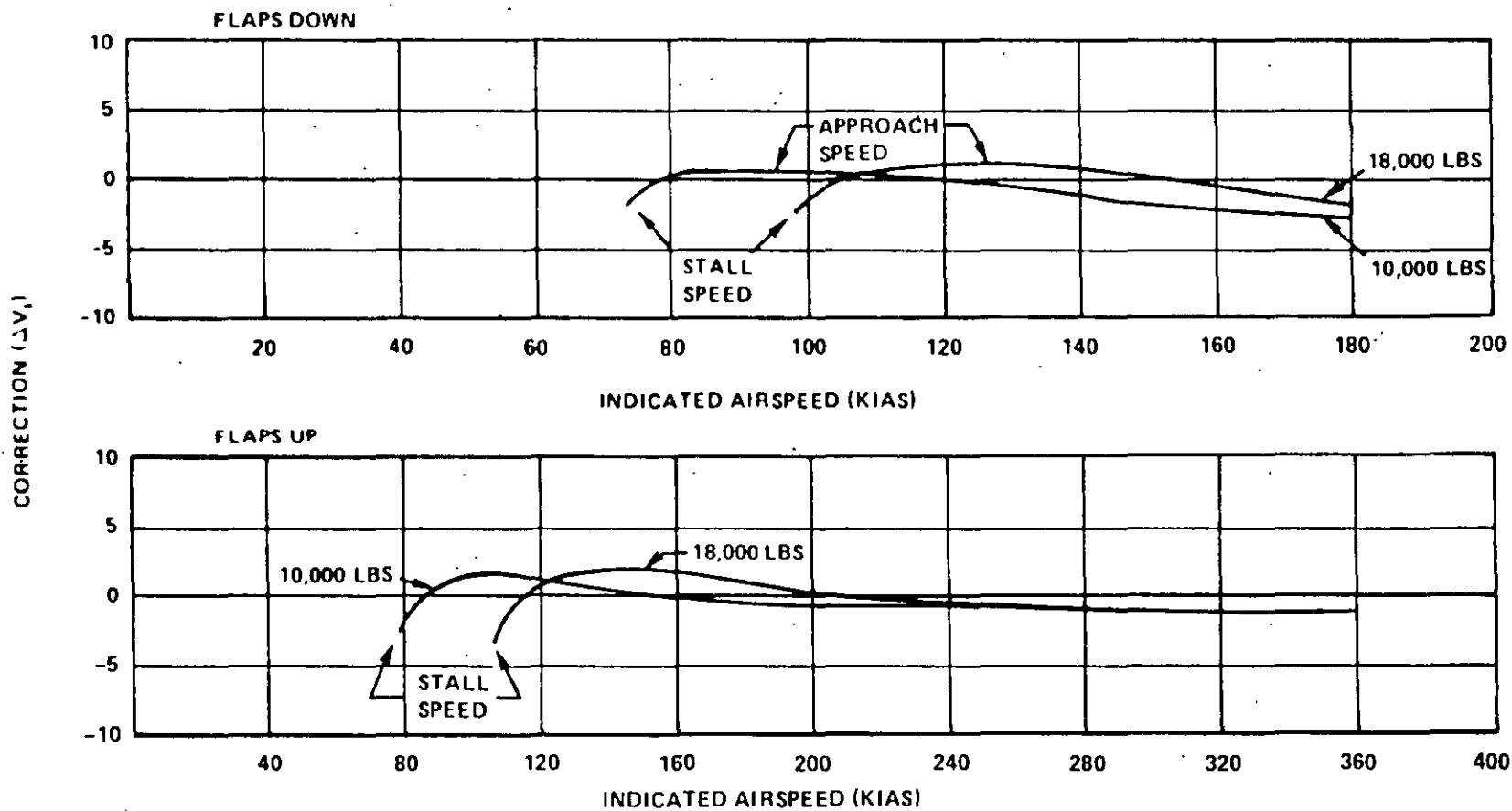


Figure A1-1

COPILLOT'S AIRSPEED POSITION ERROR CORRECTION

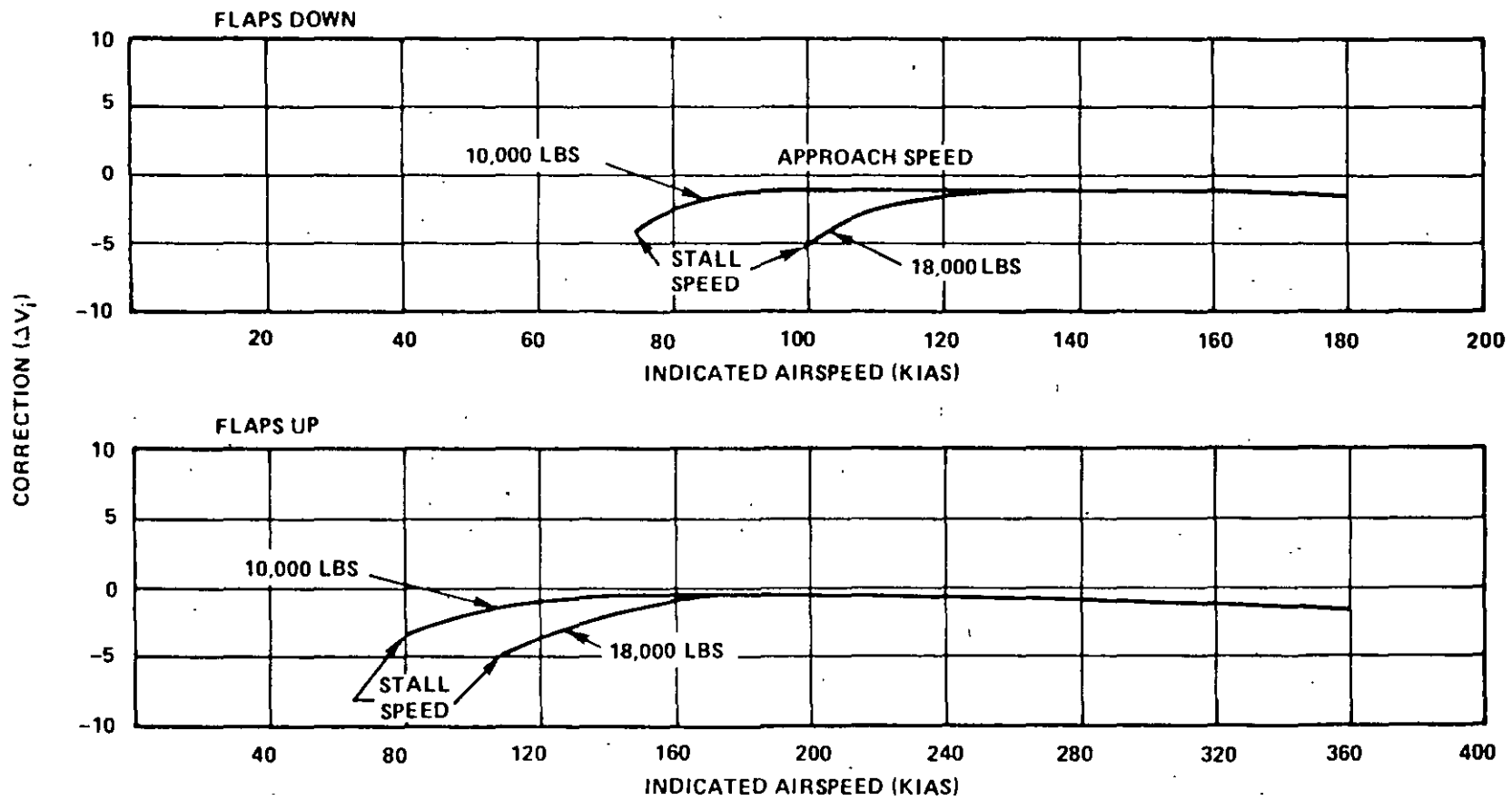


Figure A1-2

DATA: MAY 1972
BASIS: AFFTC FLIGHT TEST

AAU-19/A ALTIMETER STANDBY
POSITION ERROR CORRECTION

MODEL: T-39A/B
ENGINE: (2) J60-P3

PRESSURE ALTITUDE = INDICATED STANDBY ALTIMETER + CORRECTION

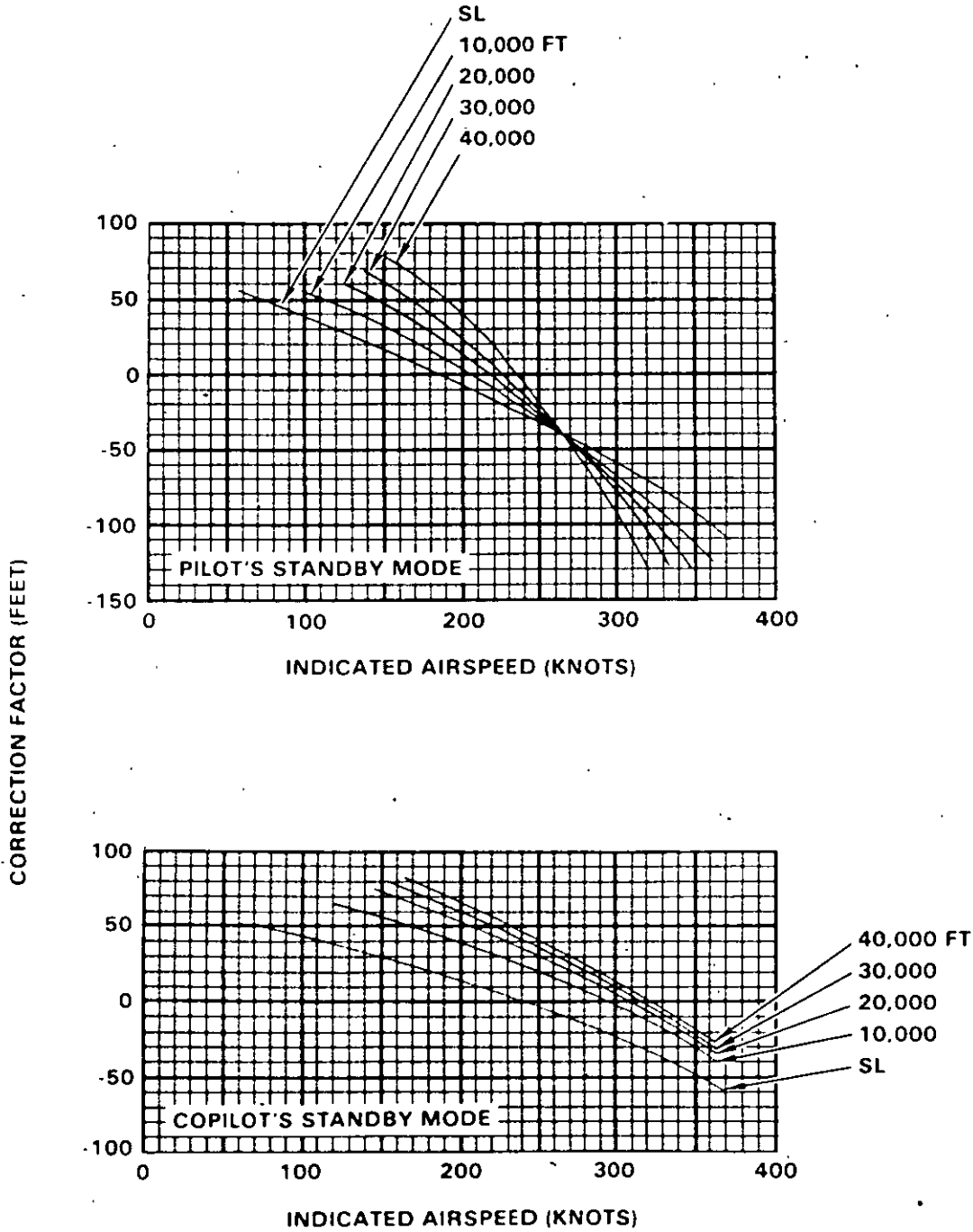


Figure A1-3

304

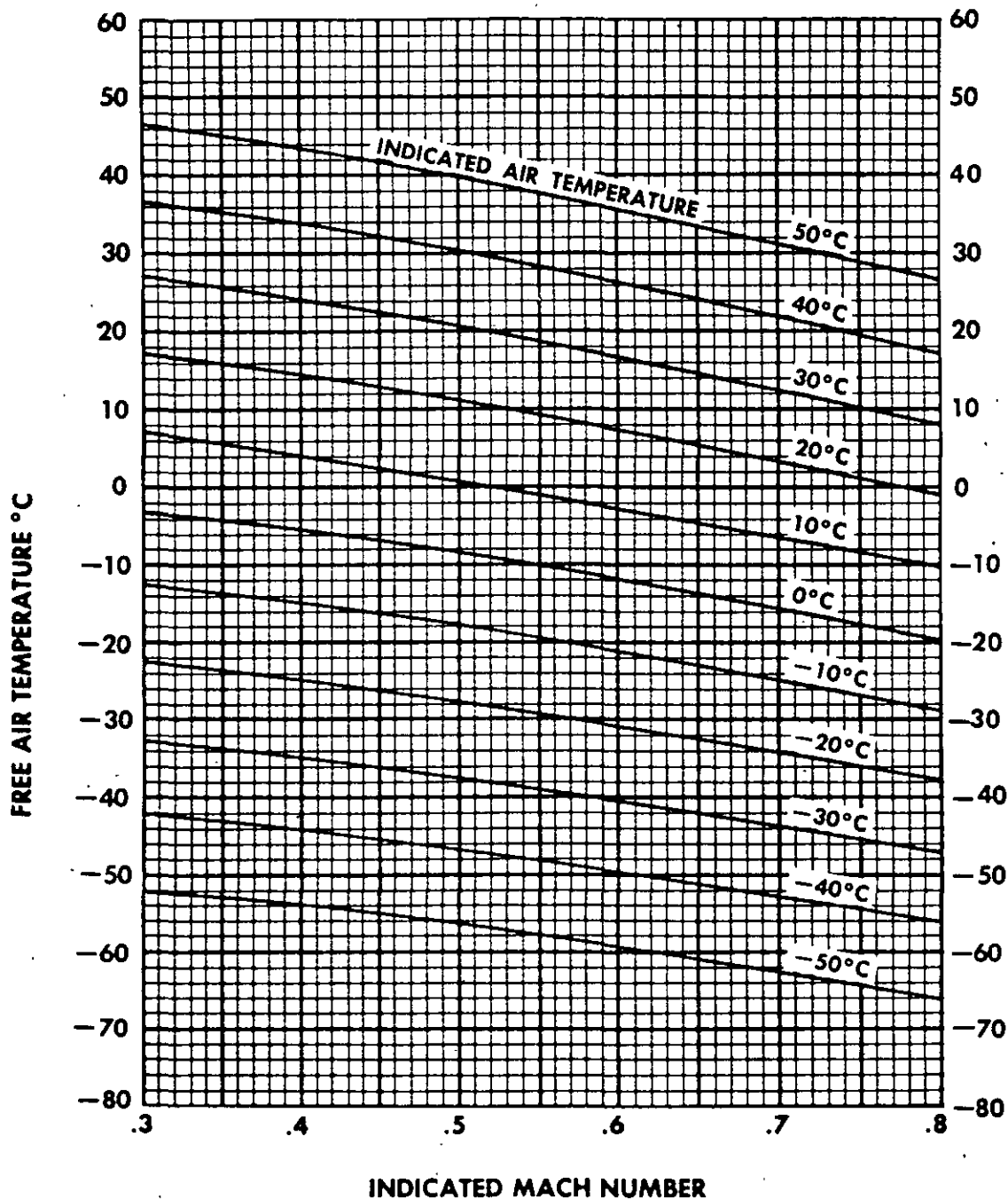
DATA AS OF: OCTOBER 1964
BASED ON: FLIGHT TEST
(USAF FTC-TDR-64-23, AND RI)

FREE AIR TEMPERATURE CORRECTION

MODEL: T-39A & B
ENGINES: (2) J60-P-3 or -3A

NOTE

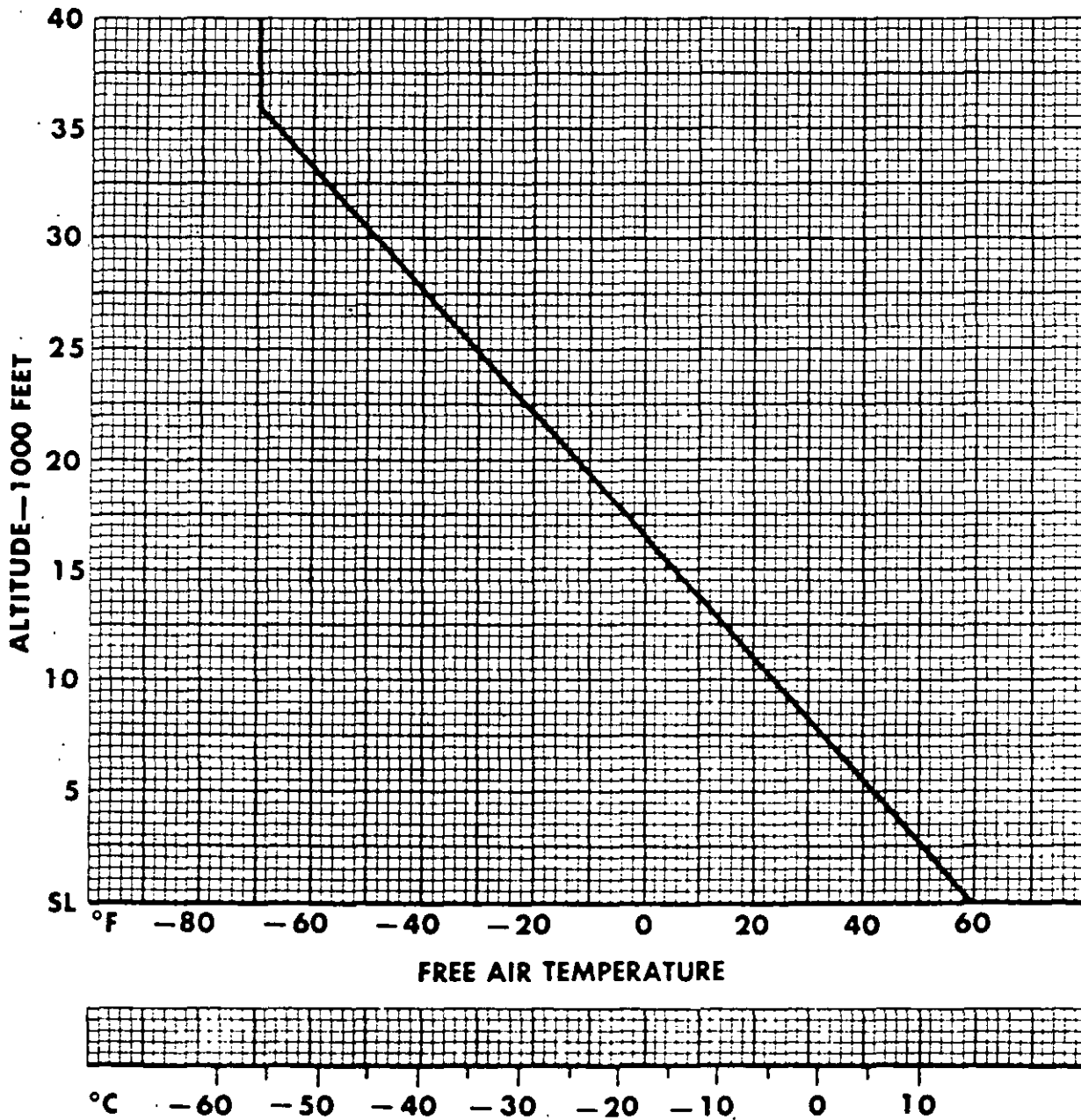
Chart data based on ram-air recovery coefficient of .62.



39A-1-93-31C

Figure A1-4

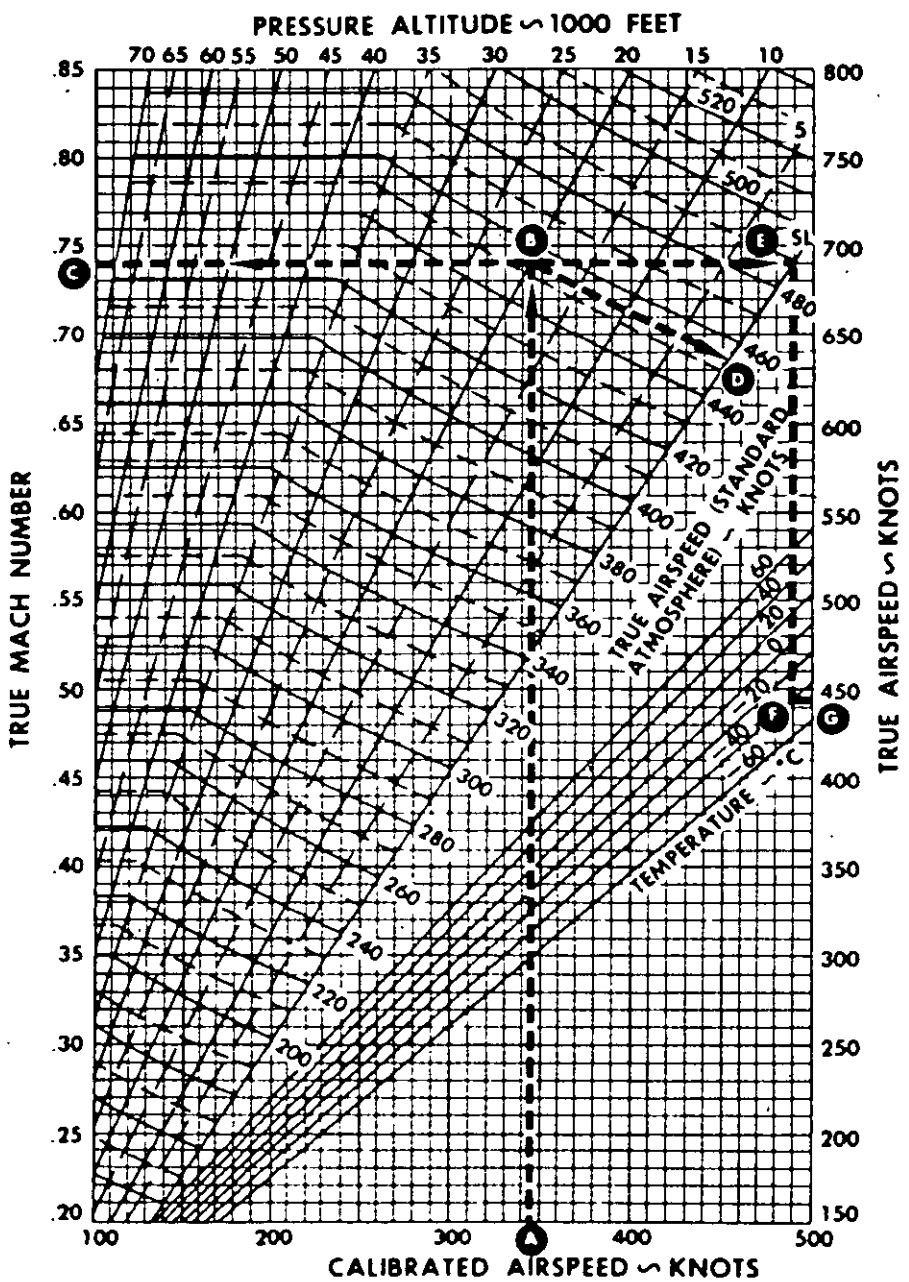
STANDARD DAY TEMPERATURE



T-39A-1-93-20C

Figure A1-5

AIRSPED CONVERSION DATA



HOW TO USE CHART

Enter with CAS **A**, move vertically to altitude **B** to find true Mach number **C** and Standard Day true airspeed **D**, move horizontally along true Mach number to sea-level altitude **E**, and drop vertically to actual temperature **F** to find non-Standard Day true airspeed **G**

EXAMPLE

345 knots CAS at 20,000 feet is .74 true Mach number and 454 knots TAS on an ICAO Standard Day or 444 knots on a -40°C day.

39A 1 93-10

Figure A1-6

SPECIFIC WEIGHT VS FUEL TEMPERATURE

JP-4, JP-5, JP-8, COMMERCIAL GRADES JET A AND JET A-1, TYPE B, AND AVIATION GASOLINE

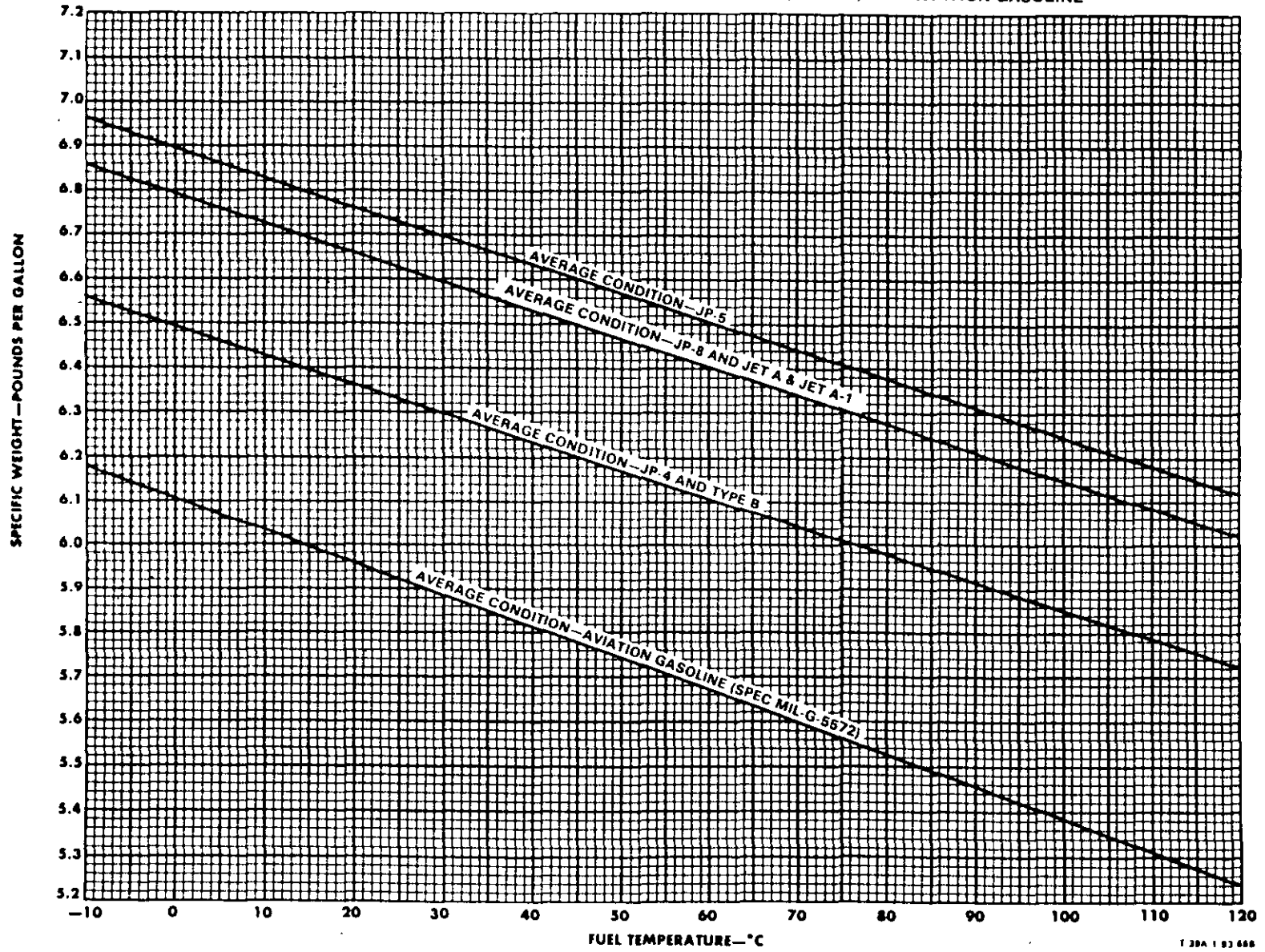


Figure A1-7

PART 2 - TAKE OFF

TABLE OF CONTENTS

Titles CAPITALIZED denote charts.

Takeoff Planning	A2-1
Runway Distance Marking System	A2-2
Critical Field Length	A2-2
Takeoff Ground Run - Two Engines	A2-2
Refusal Speeds	A2-2
Climbout Distance - Two Engines	A2-3
Climbout Distance - One Engine	A2-3
TAKEOFF COMPUTATION EXAMPLE	A2-3
Obstacle Clearance	A2-4
Takeoff Rated Thrust - Settings	A2-4
Crosswind Chart	A2-4
Head and Tail Wind Application	A2-6
Tabulated Takeoff and Landing Data	A2-6
TAKEOFF AND LANDING DATA CARD	A2-6
TAKEOFF AND LANDING CROSSWIND CHART	A2-7
TAKEOFF RATED THRUST CHART	A2-8
CRITICAL FIELD LENGTH	A2-10
TAKEOFF GROUND RUN - TWO ENGINES	A2-11
REFUSAL SPEEDS	A2-12
CLIMBOUT DISTANCE - TWO ENGINES	A2-14
CLIMBOUT DISTANCE - ONE ENGINE	A2-15
OBSTACLE CLEARANCE	A2-16
SINGLE ENGINE CLIMB GRADIENT	A2-17

TAKEOFF PLANNING

This part covers the information and charts to be used to obtain takeoff speeds and distances. The terms used in the planning procedure are defined in the following paragraphs. Takeoff performance is affected by a large number of variables, i.e., temperature, altitude, gross weight, and wind, as well as runway surface, use of brakes for directional control, and engine condition. Charts including these variables are provided for takeoff ground run, climbout distance (one- and two-engine operation), critical field length, refusal speeds, and crosswind takeoff and landing. Increases in any of these variables except wind tend to increase takeoff ground run to a point where, on a takeoff in which normal techniques are used, the takeoff may not be successfully made in the available runway length. The use of these charts is explained in the following paragraphs, and chase-through examples are provided where necessary.

When airplane performance permits, aircrews are encouraged to use reduced power for takeoff. The use of reduced power will significantly increase engine life. The engine manufacturer has estimated that if thrust is set based on an assumed 86°F (30°C) ambient temperature for a Standard Day (59°F), sea-level density altitude takeoff, the life of the first- and second-stage compressor vanes will double, the second stage blade will triple, and the first-stage blade will quadruple.

Reduced power takeoff performance will be determined by computing critical field length (CFL), takeoff distance, and P_{15} using an assumed 10°C temperature above the ambient temperature. (For ambient temperatures below -10°C, use an assumed temperature of 0°C.)

Reduced power takeoffs will not be made when:

- a. Anti-ice is required.

- b. The recommended air temperature (versus gross weight) limit for one engine-out climb is exceeded (Refer to takeoff ground run chart, Fig. A2-6).
- c. The available runway does not exceed the CFL by 2,000 feet.

RUNWAY DISTANCE MARKING SYSTEM

The numbering and placement of runway distance markers reflects the distance remaining to the end of the runway in 1000-foot increments. These markers are placed alongside the runway, and the appropriate markers become the takeoff ground run distance marker. In accordance with the marker system on a runway length in excess of the 1000-foot interval (10,500), one-half the length over the exact thousands of feet [$1/2$ (10,500 - 10,000)] must be added to the distances shown on the markers to determine the actual distance remaining; i.e., at marker No. 6, the distance remaining would be 6250 feet.

CRITICAL FIELD LENGTH

Critical field length is the minimum permissible runway length to be available for takeoff for any particular gross weight, temperature, and pressure altitude. It is the distance required to acceleration to decision speed on two engines, experience an engine failure, and then either stop or continue to take off. If critical field length equals available runway length and engine failure occurs at, or after, decision speed, it will be necessary to fly the airplane off the ground at the minimum single-engine takeoff speed shown on the critical field length chart. If additional runway is available, take off at safe single- or two-engine takeoff speed, if possible.

NOTE

Refer to LANDING DISTANCE-GROUND ROLL, in part 6 of appendix I, for information on RCR.

The critical field length chart (figure A2-5) is used to determine the minimum field length required for takeoff. In addition, the chart provides corrections for wind, runway slope, and RCR. The "chase through" indicates critical field length for the sample conditions.

WARNING

If critical field length exceeds the runway available, the takeoff should not be attempted at that gross weight.

The maximum gross weight limited by critical field length may be found by entering the chart with given atmospheric data and runway length.

The takeoff speeds shown on the critical field length chart are minimum for single-engine takeoffs. These speeds differ slightly from two-engine takeoff speeds, as airplane acceleration is faster with two-engine operation.

WARNING

Single engine takeoff speeds are less than safe single engine speeds and *do not* guarantee a rate of climb.

TAKEOFF GROUND RUN - TWO ENGINES

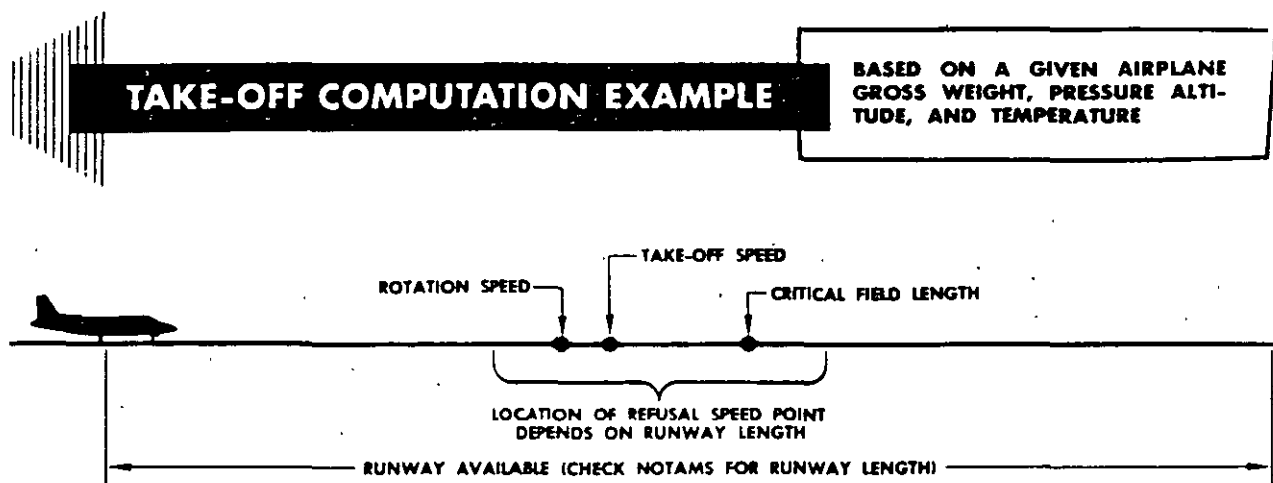
The takeoff ground run chart (figure A2-6) is used to determine the ground run distance required from brake release to the point of takeoff at the recommended takeoff configuration of flaps up. Use of the chart is explained by a chase-through sample problem.

WARNING

When takeoffs are made with a combination of high airport pressure altitude, high temperature, and high gross weight, 200-foot-per-minute climb gradients may not be obtained if an engine failure is experienced after takeoff. A recommended gross weight limiting factor for a single-engine-out condition is included on the chart and will be used during takeoff planning.

REFUSAL SPEEDS

Refusal speed is the maximum speed to which the airplane can accelerate and then stop in the



BASED ON A GIVEN AIRPLANE GROSS WEIGHT, PRESSURE ALTITUDE, AND TEMPERATURE

NOTE

- Refusal speed occurs at a precise spot on the runway for a specific take-off condition and runway available. Refusal speed may occur at any point within the range shown, dependent on the length of runway available.
- Decision speed for abort is refusal speed or rotation speed, whichever is less.

EXAMPLE (A)		EXAMPLE (B)	
Gross weight	17,600 lb	Gross weight	17,600 lb
Pressure altitude	5000 ft	Pressure altitude	2000 ft
Runway temperature	21° C	Runway temperature	27° C
Runway length	5500 ft	Runway length	7000 ft
Refusal speed	106 KIAS	Refusal speed	127 KIAS
Rotation speed	114 KIAS	Rotation speed	114 KIAS
Decision speed will be the REFUSAL SPEED of 106 KIAS.		Decision speed will be the ROTATION SPEED of 114 KIAS.	

Figure A2-1

remaining available runway. (See figure A2-7.) Refusal speed data are based on two-engine Military Thrust acceleration to refusal speed and then optimum braking to a stop with engines at Idle Thrust and speed brake closed. Use of the chart is explained by a chase-through sample problem

NOTE

Refer to LANDING DISTANCE - GROUND ROLL, in part 6 of appendix I, for information on RCR.

CLIMBOUT DISTANCE - TWO ENGINES

The two-engine climbout distance chart (figure A2-8) is used to determine the distance required to clear a 50-foot obstacle from takeoff. This distance is based on the airplane climbing to the 50-foot

obstacle, using the correct takeoff speed at takeoff, and arriving at the obstacle limited climbout speed. A chase-through example shows the proper use of this chart and how corrections for temperature, gross weight, and wind are applied. Total distance to clear a 50-foot obstacle is obtained by adding the ground run distance and the air distance.

CLIMBOUT DISTANCE - ONE ENGINE

The one-engine climbout distance chart (figure A2-9) is used during mission planning to determine the distance required to clear a 50-foot obstacle in case of an engine failure. Since takeoff should always occur at or before critical field length, total distance from brake release to clear a 50-foot obstacle, with one engine failed, may be determined by adding the one-engine climbout distance to the critical field length.

311

OBSTACLE CLEARANCE

The obstacle clearance climb gradient chart (figure A2-10) is used in conjunction with the single-engine climb gradient chart (figure A2-11) to determine the maximum allowable gross weight to clear an obstacle in the event that one engine fails during takeoff. The distances shown are from the takeoff simulated 50-foot obstacle height with gear up and takeoff thrust.

To use these charts, enter obstacle clearance climb gradient chart at obstacle height above runway and distance from 50-foot point and determine minimum gradient required to clear obstacle. With this minimum climb gradient, enter single-engine climb gradient chart at temperature and pressure altitude of airport, and determine maximum allowable gross weight to clear obstacle.

Example:

Obstacle height	1,200 ft
Obstacle distance from 50 ft	43,000 ft (approx 7 nautical miles)
Minimum gradient	3%
Temperature	-15°C
Pressure altitude	6,000 ft
Anti-ice	ON
Anti-ice OFF gradient	4.1%
Maximum gross weight to clear obstacle	16,300 lb
Initial climbout speed	120 KIAS (approx)

TAKEOFF RATED THRUST SETTINGS

The Takeoff Rated Thrust setting chart (figure A2-4) shows the exhaust total pressure (P_{t5}) desired for takeoff for any given ambient temperature and pressure altitude. The engine should accelerate from IDLE to Takeoff Rated Thrust in 10 seconds or less.

CROSSWIND CHART

The crosswind chart (figure A2-3) is used to determine the headwind or tailwind component in order to compute the takeoff and landing distances. It is also used to determine the crosswind component and whether a safe takeoff or landing can be made. The chart permits determining the rotation and nose wheel touchdown speeds when limited by crosswind.

NOTE

Figure A2-3 contains a sample problem for determining headwind or tailwind and crosswind components and the rotation and nosewheel touchdown speeds. RCR limitations versus crosswind components are also given.

For the purpose of determining the crosswind component, and whether a safe takeoff or landing can be made, the chart is divided into two areas (recommended and not recommended). The crosswind base line is based on the use of aerodynamic steering (rudder) only and does not include the effects of nosewheel steering or differential braking.

Rudder effectiveness varies directly with speed. Considering this fact, assume full rudder is required to maintain airplane heading aligned with runway heading at rotation. It can be seen that, at airplane liftoff speed, there will be virtually no additional rudder available to obtain a crab condition necessary to maintain flight path in line with the runway. Also, if full rudder is required in a sideslip approach to landing, full rudder will not be adequate to maintain directional control at the lower speeds encountered during flare and touchdown. The chart considers these requirements and therefore includes rotation and nosewheel touchdown speeds which must be observed when limited by crosswind.

The rotation speed used should not be less than the normal precomputed rotation speed as obtained from the takeoff ground run chart.

WARNING

- As the chart shows, certain crosswind conditions result in a component which will not permit safe takeoff or landing no matter what the increase in speed.
- Increases in rotation or nose wheel touchdown speed will obviously mean takeoff or landing rolls in excess of normal. If speed increase required is excessive, the available runway length could be exceeded; consequently, takeoff should not be made (or a suitable alternate landing field used).

WARNING

- The 120-knot maximum nosewheel touchdown or rotation speed corresponds to the 30-knot crosswind component. The 120-knot speed is used in conjunction with this chart only and is imposed due to controllability during crosswind operation, and may be used in determining a go-no-go condition.

NOTE

The chart permits determining the minimum rotation and nosewheel touchdown speeds when limited by crosswind.

To use the Takeoff and Landing Crosswind Chart, enter with wind direction, in degrees, from runway heading. Proceed (left) down degree line until

intercepting wind velocity arc. If this point is in the light area, it is safe to proceed. If this point is in the shaded area, takeoff or landing is not recommended.

If point falls in recommended area, proceed vertically until intercepting crosswind baseline; then proceed to right to determine nosewheel touchdown or rotation speed.

If point falls in nonrecommended area, but a landing must be made at that airport, proceed vertically upward until intercepting crosswind baseline and then to right to determine nosewheel touchdown speed.

WARNING

If a nosewheel touchdown speed in excess of 120 knots is required, directional control will be extremely difficult.

HEAD AND TAIL WIND APPLICATION

Normal headwinds are not accounted for unless it is necessary to use headwind to complete the mission. Tailwinds will always be accounted for. Winds reported as light and variable will not be applied to performance computations.

TABULATED TAKEOFF AND LANDING DATA

The tabulated data provided in the checklist are for normal dry runway takeoff and landing and are based on takeoff rated thrust. When actual pressure altitude, temperature, or airplane weight are not listed in data, use next higher value in data. For reduced power takeoffs, add 10°C to actual ambient temperature before entering data. When using anti-ice, reduce tabulated value of P_{t5} by 5 percent and increase critical field length and takeoff ground run tabulated values by 10 percent.

TAKEOFF AND LANDING DATA CARD

T-39 TAKEOFF AND LANDING DATA			
Reference TO 1T-39A-1			
DATE	TAKEOFF	LANDING	
AIRFIELD			
RUNWAY LENGTH			
OPERATING HEIGHT			
ALLOWABLE LOAD			
GROSS WEIGHT			
RUNWAY SURF TEMP OR POINT			
PRESSURE ALTITUDE			
SURFACE WIND			
HEADWIND CROSSWIND COMPONENT			
RCR			
TAKEOFF			
P_{t5} (max) at 1000'	TAKEOFF SPEED		
P_{t5} (max)	CRUISE SPEED		
P_{t5} (max) at 1000'	FINAL CLIMB SPEED		
CRITICAL FIELD LENGTH	TAKEOFF GROUND RUN		
LANDING			
	WHEEL STOP		
	FINAL LANDING		
FINAL APPROACH SPEED			
LANDING DISTANCE			
*Takeoff speed for 1000' runway is based on 1000' runway except for critical field length. For 1000' runway			

AFTO FORM 372 APR 68

From latest published information. (Check NOTAMS.)

From DD Form 365-4

From latest weather data. (Check trends)

From takeoff rated thrust setting-takeoff chart in appendix I

From critical field length chart in appendix I.

From landing distance ground roll chart in appendix I.

From takeoff and landing crosswind chart in appendix I.

From takeoff ground run chart in appendix I

Rotation speed or refusal speed, whichever is less.

From takeoff ground run chart in appendix I

From critical field length chart.

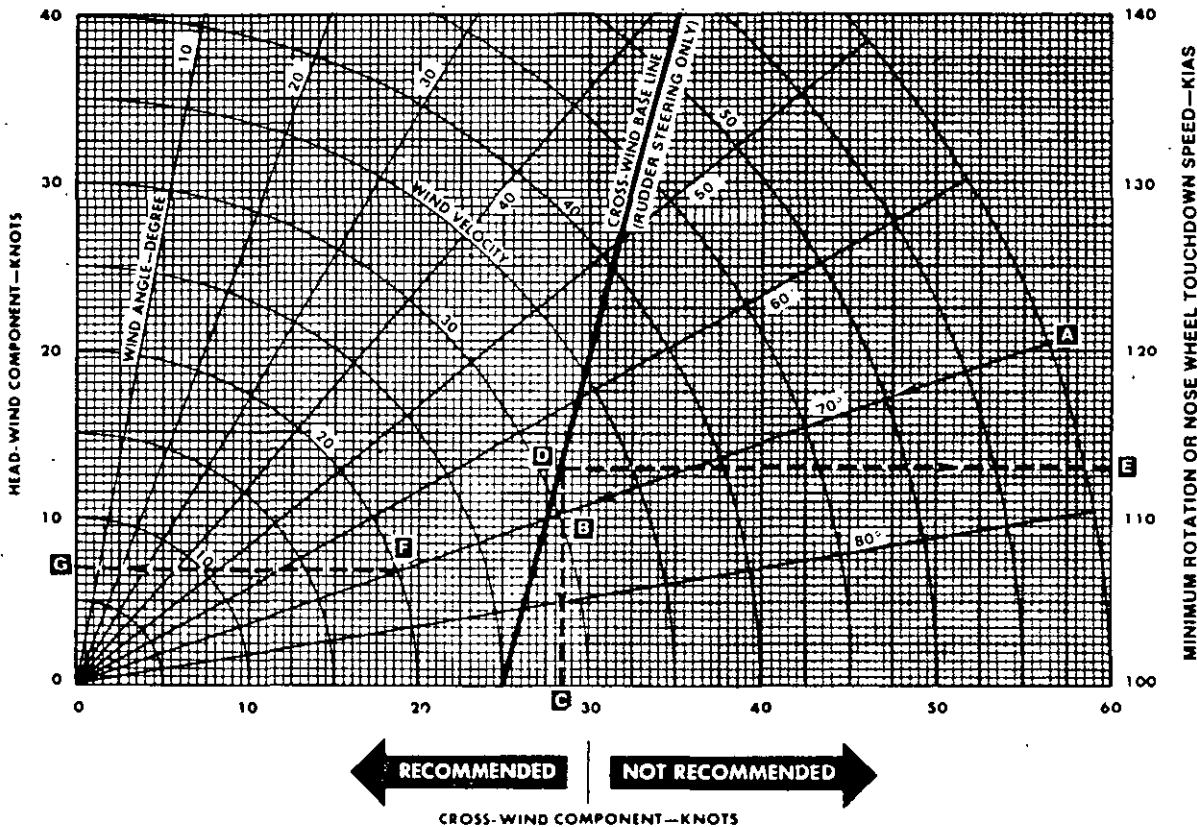
Figure A2-2

314

DATA AS OF: OCTOBER 1964
 BASED ON: FLIGHT TEST
 (USAF FTC-TDR- 64-23, AND RI)

**TAKE-OFF AND LANDING
 CROSS-WIND CHART**

MODEL: T-39A & B
 ENGINE: (2) J60-P-3 OR -3A



NOTE

- Use maximum gust velocity for determining cross-wind component, and steady wind velocity for determining headwind component
- Maximum crosswind component is 30 knots
- This information does not apply to single-engine operation
- Minimum speed for rudder effectiveness is 60 knots
- To obtain tail-wind component, enter chart with direction of wind taken from reciprocal of runway heading.
- For landing, add the gust factor to final approach airspeed.

EXAMPLE

- A** is cross-wind direction from runway heading (70 degrees)
- B** is maximum gust velocity (30 knots)
- C** is cross-wind component (28.5 knots)
- D** proceed vertically until cross-wind base line is contacted.
- E** proceed horizontally to right to determine minimum rotation or nosewheel touchdown speed (113 KIAS)
- F** is steady wind velocity (20 knots)
- G** is head-wind component (7 knots)

WARNING

If nosewheel touchdown speed in excess of 120 knots is required, directional control will be extremely difficult.

Maximum recommended takeoff and landing cross-wind component vs RCR values Not based on flight-test data.

CROSS WIND	5	7	10	13	16	19	20	25	27	30
RCR	5	6	7	8	9	10	11	12	13-16	17-23

T 39A 1 93 3H

Figure A2-3

DATA AS OF: DECEMBER 1971 AND JUNE 1972
 BASED ON: FLIGHT TEST (USAF FTC-TDR
 -84-23 AND R1) AND P & W LETTER HCH:
 1C-ENG. 2B DATED DECEMBER 9, 1971

TAKEOFF RATED THRUST—SETTINGS

MODEL: T-39A & B
 ENGINES: (2) J60-P-3 or -3A
 FUEL: JP-4

NOTE

- Do not use temperature gauge in the cockpit for obtaining free air temperature on the ground.
- With engine anti-icing on reduce chart value by 5 percent

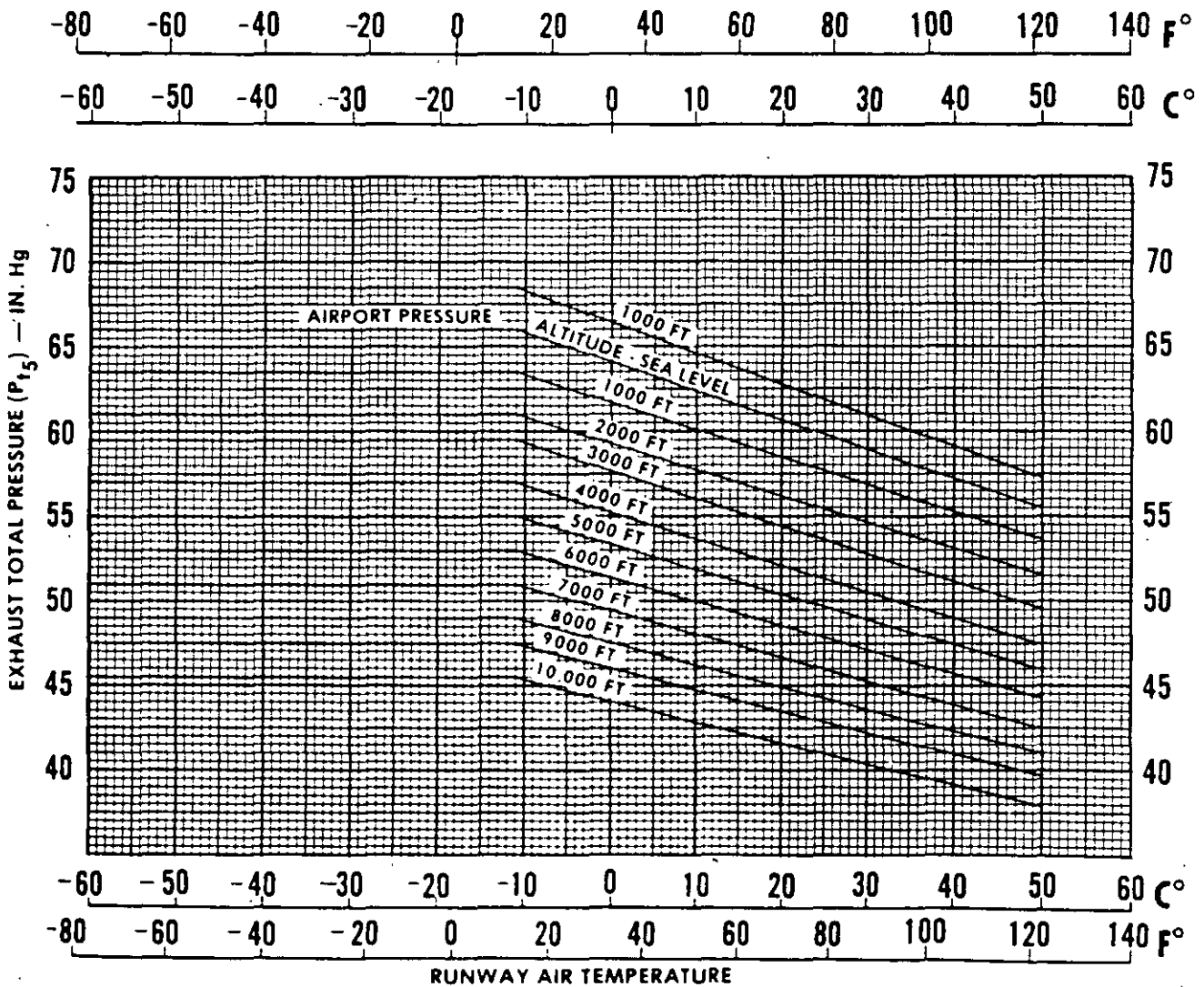


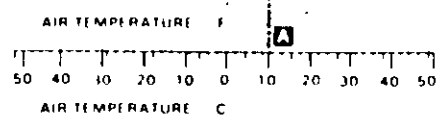
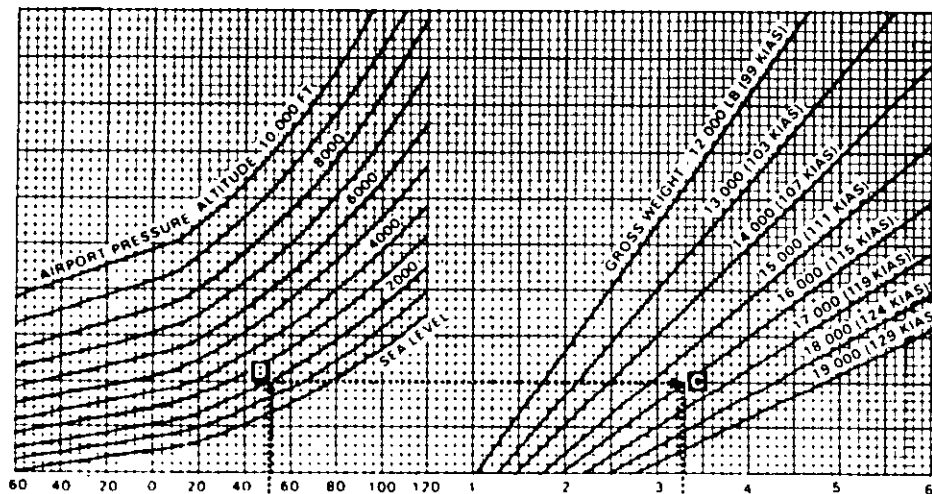
Figure A2-4

DATA AS OF: OCTOBER 1964 AND DECEMBER 1971, AND MAY 1978
 BASED ON: FLIGHT TEST (USAF FTC-TDR-64-23 AND RI)
 AND PRATT & WHITNEY LETTER HCH 1C-ENG 2B,
 DATED DECEMBER 9, 1971, AND FTR 78-1

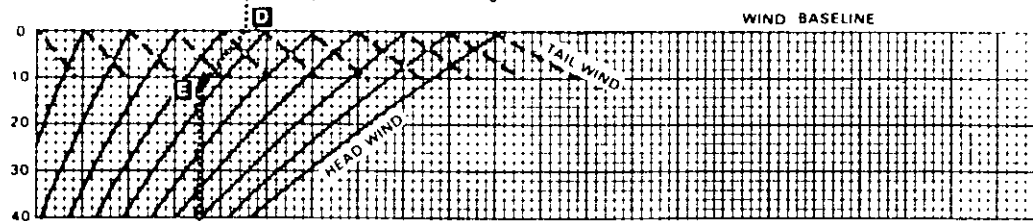
CRITICAL FIELD LENGTH FLAPS UP, ANTI-SKID ON

MODEL: T-39A & B
 ENGINES: (2) J60-P-3 or -3A
 FUEL: JP-4

Figure A2-5



WIND
 KNOTS

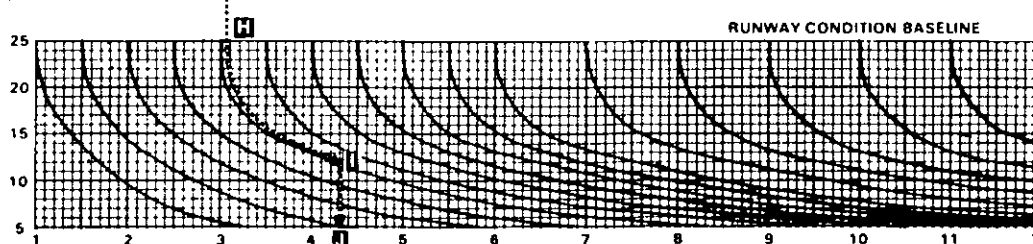


RUNWAY
 SLOPE -
 PERCENT



RUNWAY
 SLOPE
 DEGREES
 1.15
 2.30

RUNWAY
 CONDITION
 READING
 (RCR)



TAKEOFF RUNWAY REQUIRED 1000 FEET

EXAMPLE

- A** is runway air temperature (10°C)
- B** is airport pressure altitude (2,000 ft)
- C** is takeoff weight (16,000 lb)
- D** is wind component baseline
- E** is headwind (12 knots)
- F** is runway slope base line
- G** is runway slope (1.5 percent uphill)
- H** is runway condition baseline
- I** is runway condition (wet. RCR = 12)
- J** is critical field length (4300 ft)

NOTE

- Takeoff speeds shown are for single-engine takeoff.
- Increase distance 10% for anti-ice on
- Increase Critical Field Length 10% for antiskid off.

WARNING

Single engine takeoff speeds are less than safe single engine speeds and do not guarantee a rate of climb

DATA AS OF: OCTOBER 1964 AND
 DECEMBER 1971
 BASED ON FLIGHT TEST (USAF FTC-TDR-64-23
 AND RI) AND P & W LETTER HCH: 1C-ENGINE 2B,
 DATED DECEMBER 9, 1971

TAKEOFF GROUND RUN TWO ENGINES — FLAPS UP

MODEL: T-39A & B
 ENGINES: (2) J-60-P3 or -3A
 FUEL: JP-4

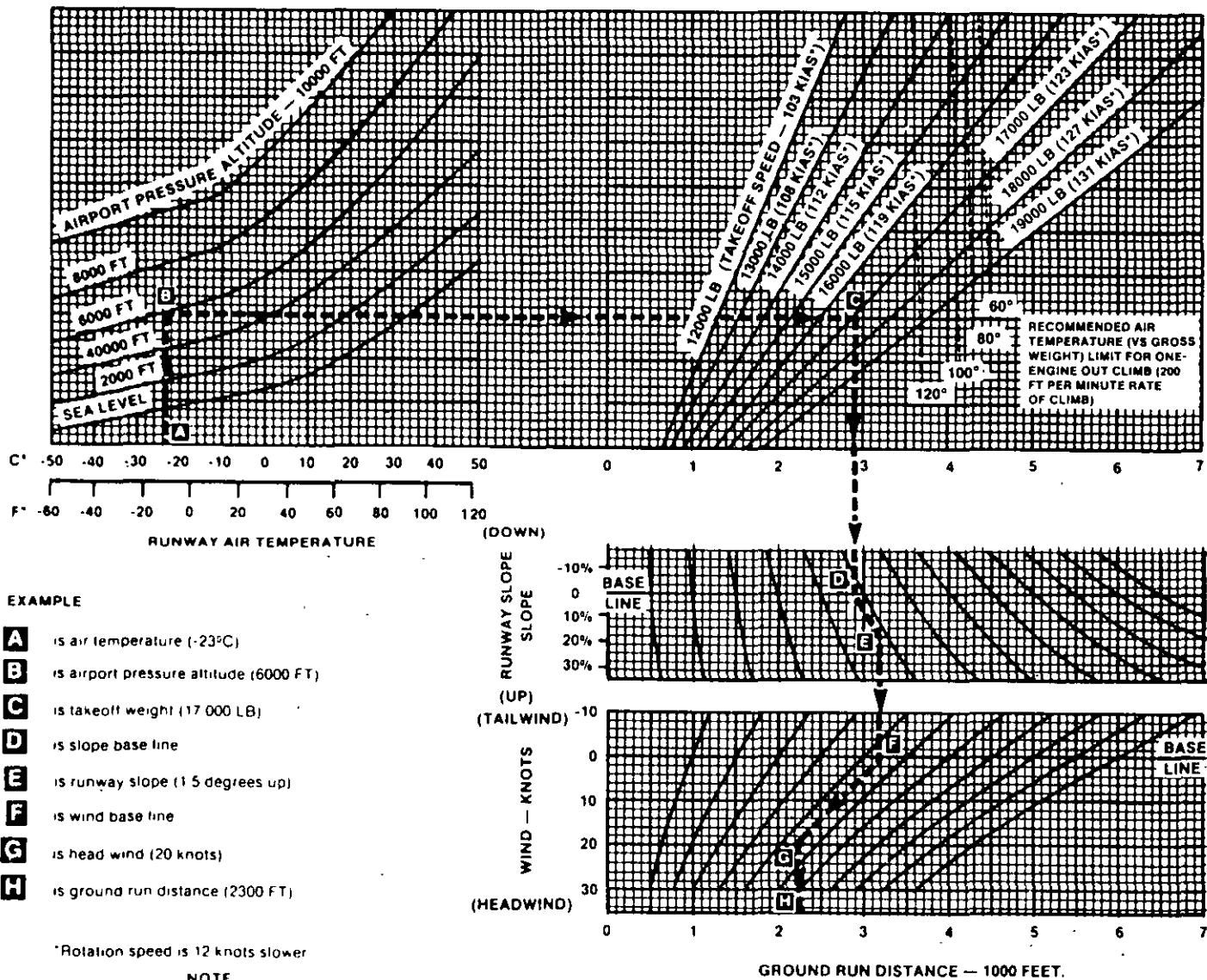


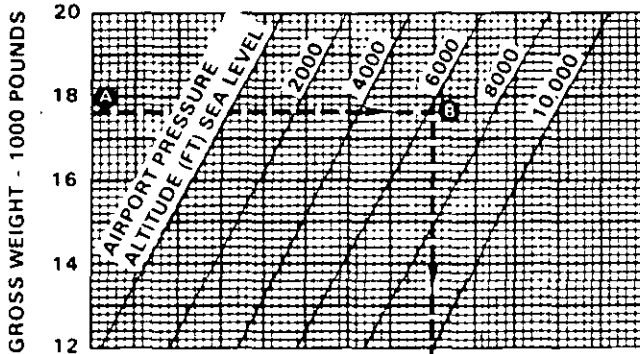
Figure A2.6

318

DATA AS OF: OCTOBER 1964, DECEMBER 1971,
AND MAY 1978
BASED ON: FLIGHT TEST (USAF FTC-TDR-64-23 AND RI)
AND P&W LETTER HCH 1C-ENGINE 2B, DATED
9 DECEMBER 1971, AND FTR 78

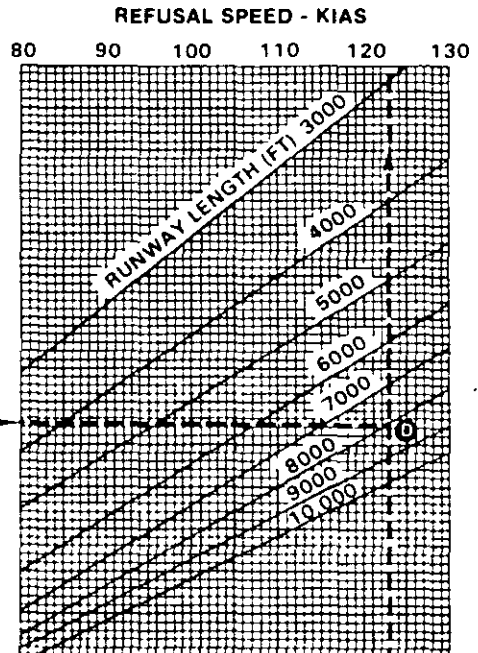
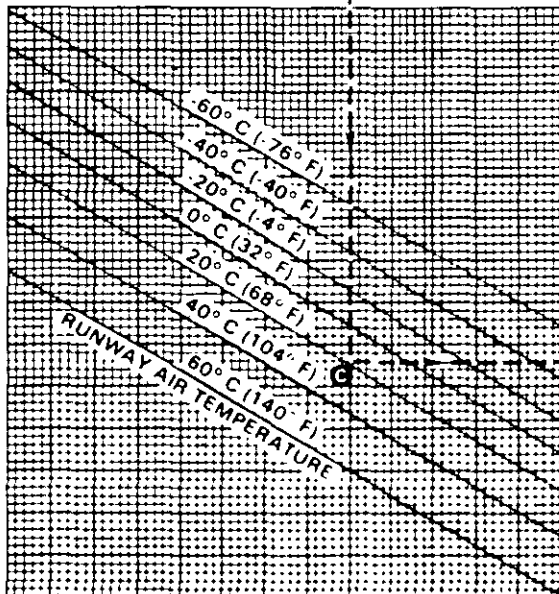
**REFUSAL SPEED
MILITARY THRUST-
FLAPS UP-ANTISKID ON**

MODEL: T-39 A & B
ENGINE: (2) J60-P-3, OR -3A
FUEL: JP-4

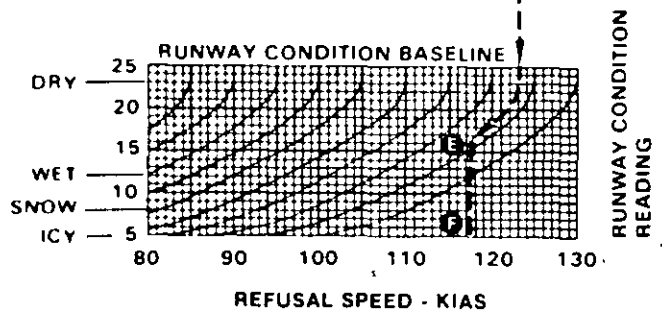


NOTE

- V_{MCG} is 90 KIAS or power-off stall speed plus 5 knots, whichever is higher
- Add 1 knot to refusal speed for each knot of head wind. Subtract for tail wind. Runway slope does not affect speed.



- EXAMPLE**
- **A** is gross weight (17 600 lb)
 - **B** is airport pressure altitude (6300 ft)
 - **C** is air temperature (20° C)
 - **D** is runway length (10 000 ft)
 - **E** is runway condition (RCR 17)
 - **F** is refusal speed (117 KIAS, no wind)



NOTE

Decrease speed by 5% with anti-icing on

Figure A2-7

DATA AS OF: OCTOBER 1964 AND DECEMBER 1971
 BASED ON: FLIGHT TEST (USAF FTC-TDR-64-23
 AND RI) AND P & W LETTER HCH: 1C-ENGINE 2B,
 DATED DECEMBER 9, 1971.

CLIMBOUT DISTANCE — TWO ENGINES FROM LIFTOFF TO CLEAR 50 FT OBSTACLE MILITARY THRUST—FLAPS UP

MODEL: T-39A & B
 ENGINES: (2) J60-P-3 OR -3A
 FUEL: JP-4

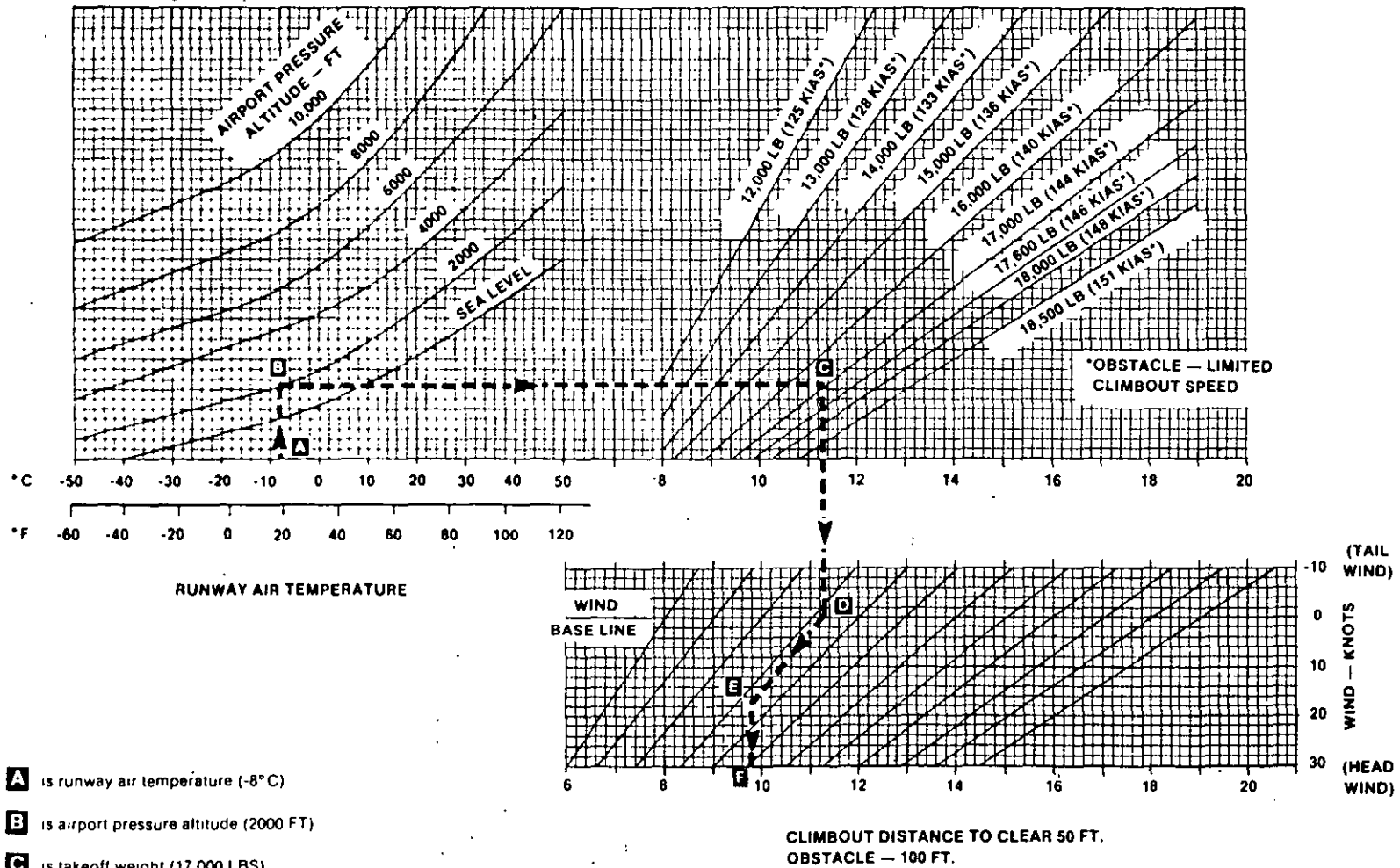


Figure A2-8

- A** is runway air temperature (-8°C)
- B** is airport pressure altitude (2000 FT)
- C** is takeoff weight (17,000 LBS)
- D** is wind baseline
- E** is headwind (15 knots)
- F** is air distance (990 FT)

NOTES

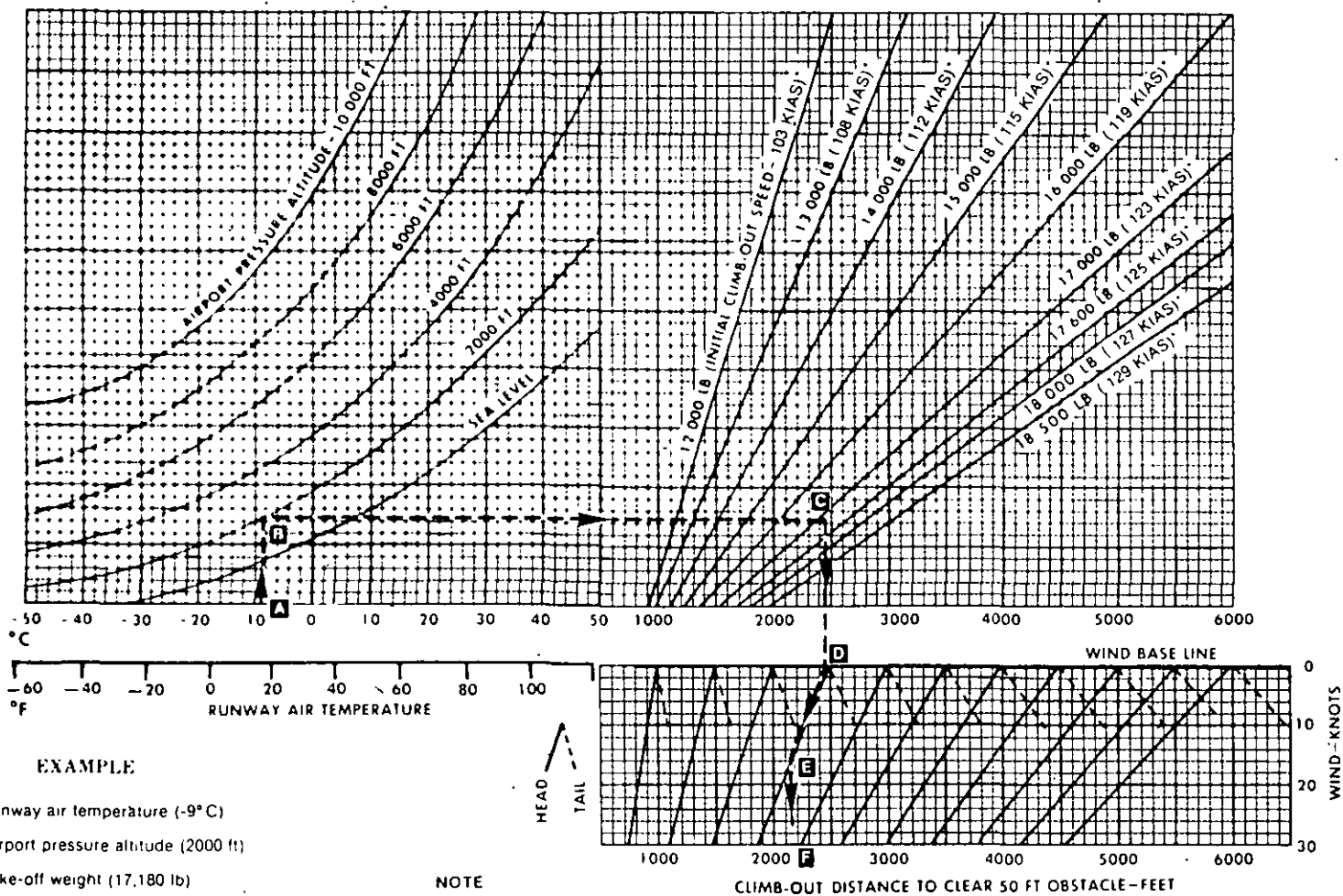
- Climb at obstacle — limited climbout speed until clear of obstruction
- Increase air distance 10% for anti-ice "ON".

DATA AS OF: OCTOBER 1964 AND DECEMBER 1971
 BASED ON: FLIGHT TEST (USAF FTC-TDR-64-23
 AND RI) AND P&W LETTER HCH: 1C-ENG. 2B,
 DATED DECEMBER 9, 1971

CLIMBOUT DISTANCE — ONE ENGINE FROM LIFTOFF TO CLEAR 50 FT OBSTACLE MILITARY THRUST — FLAPS UP

MODEL: T-39A&B
 ENGINE: (2) J60-P-3 OR -3A
 FUEL: JP-4

Figure A2-9



* Obstacle limited climbout speed

T 39A 1-83 39E

OBSTACLE CLEARANCE - CLIMB GRADIENT

DATA AS OF: OCTOBER 1964 AND
DECEMBER 1971
BASED ON: FLIGHT TEST (USAF FTC- TDR-64-23 AND RI)
AND P&W LETTER HCH 1C-ENGINE 2B, DATED DECEMBER 9, 1971

MODEL: T-39A&B
ENGINE: (1) J60-P-3, OR -3A
FUEL: JP-4

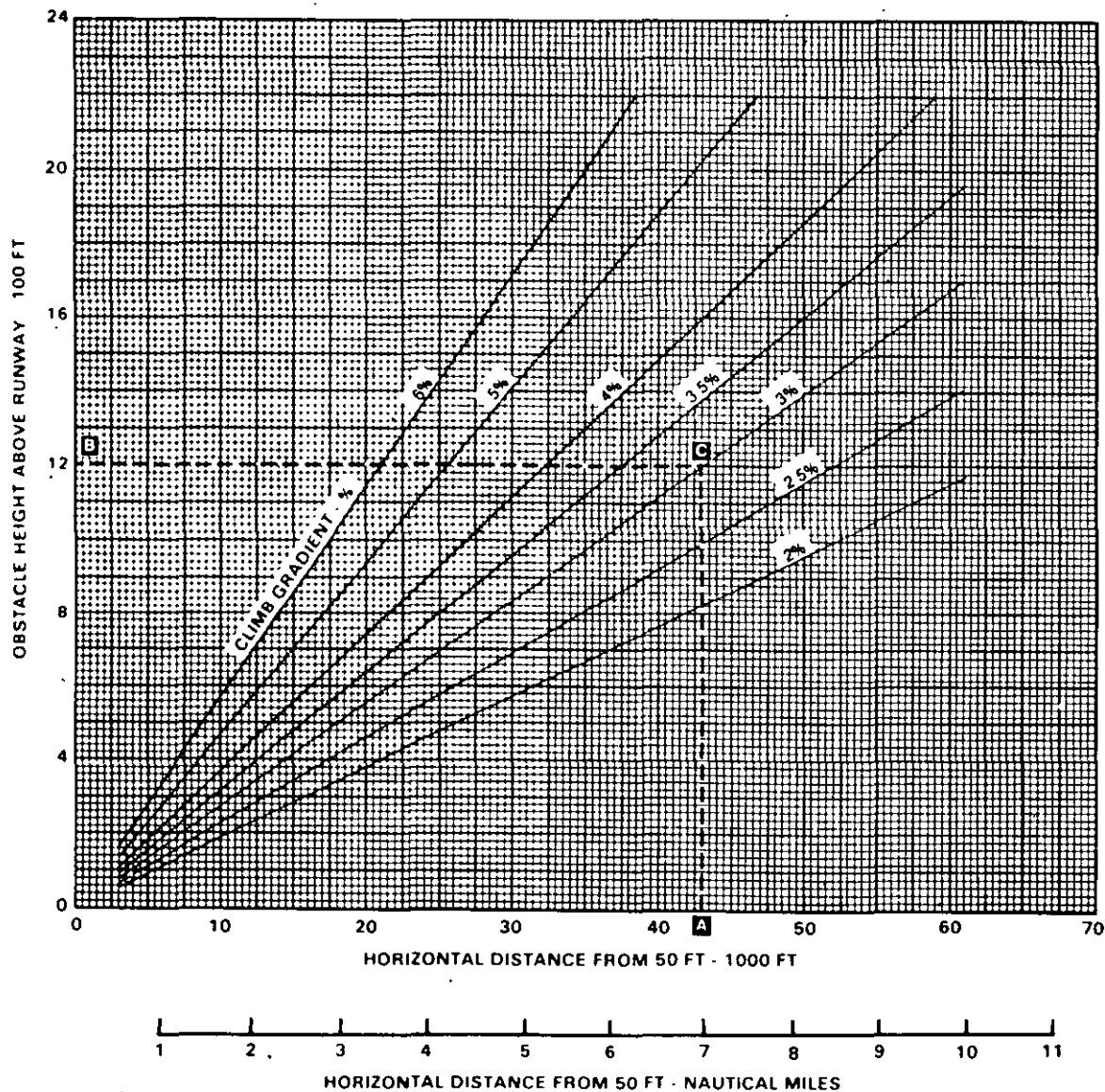


Figure A2-10

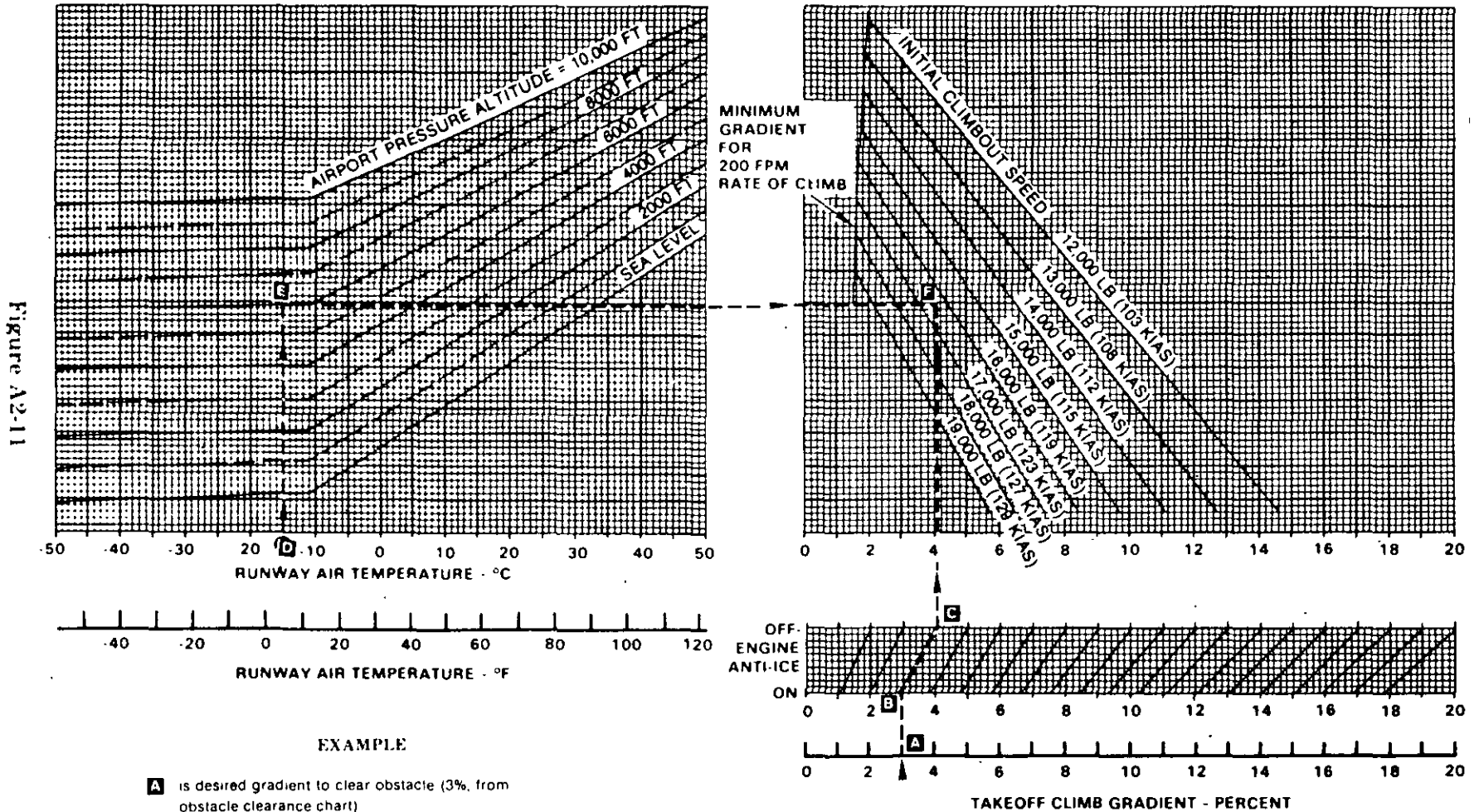
EXAMPLE

- A** is obstacle distance from 50 ft point (43,000 ft)
- B** is obstacle height (1,200 ft)
- C** is minimum climb gradient to clear obstacle (3%)

DATA AS OF: OCTOBER 1964 AND DECEMBER 1971
 BASED ON: FLIGHT TEST (USAF FTC-TDR-64-23 AND RI)
 AND PAW LETTER HCH 1C-ENGINE 28,
 DATED DECEMBER 9, 1971

SINGLE-ENGINE CLIMB GRADIENT, FLAPS UP

MODEL: T-39AAB
 ENGINE: (2) J60-P-3, OR -3A
 FUEL: JP-4



EXAMPLE

- A** is desired gradient to clear obstacle (3%, from obstacle clearance chart)
- B** is anti-ice selection on
- C** is corresponding gradient for anti-ice off (4.1%)
- D** is runway air temperature (-15°C)
- E** is airport pressure altitude (6000 feet)
- F** is limit takeoff weight to clear obstacle (16,300 lb)

Figure A2-11

A2-15/(A2-16 BLANK)

323

PART 3 - CLIMB

TABLE OF CONTENTS

Titles CAPITALIZED denote charts.

Description	A3-1
Military Rated Thrust - Settings	A3-2
Normal Rated Thrust Settings - Inflight.....	A3-2
Sample Problem (Figure A3-1).....	A3-2
MILITARY THRUST CLIMB - TWO ENGINES.....	A3-3
MILITARY THRUST CLIMB - ONE ENGINE	A3-4
NORMAL RATED THRUST CLIMB - TWO ENGINES	A3-5
CLIMB THRUST SETTINGS - TABULAR	A3-6
MILITARY THRUST SETTINGS - INFLIGHT.....	A3-7
NORMAL RATED THRUST SETTINGS - INFLIGHT	A3-8

DESCRIPTION

Climb charts, based on constant-speed climb, are given for Military and Normal Rated Thrust. Time and distance are plotted against gross weight, with guide lines to show the reduction in gross weight during climb due to the fuel used. Service ceiling (100 fpm) is superimposed on the graph.

To approximate gross weight at start of climb, consider that 385 pounds of fuel will be used for start, taxi, takeoff, and acceleration to climb speed.

To obtain climb data, enter the applicable climb chart at the gross weight and altitude at start of climb. Note the time and distance at this point. From this initial altitude point, trace a curve parallel to the guide lines until it intersects the desired altitude at end of climb. Note the time, distance, and gross weight at this intersection. The difference between the initial and final time is the time required to climb. The difference between initial and final values for distance and for gross weight gives, respectively, the distance traveled and the fuel used to climb. Since time and distance are zero at sea level, the time required and distance

traveled may be read directly for climbs starting at sea level. Fuel used, however, must still be determined by the difference in gross weights. The effect of temperature on time, fuel, and distance to climb is accounted for by using a corrected gross weight at start of climb (increased at temperatures above standard, decreased at temperatures below standard). To make the temperature correction more realistic, a mean deviation from standard temperature should be used rather than the sea level deviation. This can be obtained by noting the nonstandard day temperatures throughout the climb, obtaining the difference from the corresponding Standard Day temperatures, and using the average of these obtained differences as the temperature to be used when applying the correction.

NOTE

Adjustments to gross weight for temperatures other than standard are minor and need only be applied for long-range or precise mission planning.

**MILITARY RATED THRUST -
SETTINGS (MRT)**

The Military Rated Thrust settings chart (figure A3-5) shows the exhaust total pressure (P_{t5}) desired for Military Rated Thrust in flight for any indicated air temperature and pressure altitude. When operating engine inlet anti-icing, reduce the P_{t5} by 5 percent. For single engine operation, reduce the P_{t5} by 1.5 percent. These reductions are additive if both conditions occur at the same time.

**NORMAL RATED THRUST -
SETTINGS (NRT)**

The Normal Rated Thrust settings chart (figure A3-6) shows the exhaust total pressure (P_{t5}) desired for Normal Rated Thrust in flight for any indicated air temperature and pressure altitude. When operating engine inlet anti-icing, reduce the P_{t5} by 5 percent. For single engine operation, reduce the P_{t5} by 1.5 percent. These reductions are additive if both conditions occur at the same time.

**SAMPLE PROBLEM
(FIGURE A3-1)**

- A. Gross weight (start of climb) 17,000 lb
 - B. Corrected gross weight (mean temperature deviation -10°C , 17,000 lb minus 1300 lb)..... 15,700 lb
 - C. Initial altitude 2000 ft
 - D. Initial distance 2 naut mi
 - E. Initial time 1 min.
 - F. Final altitude 30,000 ft
 - G. Final distance..... 57 naut mi
 - H. Final time 10 min
 - J. Final corrected gross weight 15,100 lb
- Fuel used (B minus J)..... 600 lb
- Actual gross weight (at final altitude:
A minus fuel used) 16,400 lb
- Distance traveled (G minus D).. 55 naut mi
- Time to climb (H minus E)..... 9 min

325

DATA AS OF: OCTOBER 1964 AND DECEMBER 1971
 BASED ON: FLIGHT TEST (USAF FTC-TDR-64-23
 AND RI) AND P&W LETTER HCH 1C-ENGINE 2B, DATED
 DECEMBER 9, 1971

**MILITARY RATED THRUST CLIMB
 TWO ENGINES
 270 KIAS OR .68 INDICATED MACH**

MODEL: T-39A & B
 ENGINES: (2) J60-P-3, OR -3A
 FUEL: JP-4

NOTE

For each 10°C above Standard Day temperatures,
 add 1300 pounds to gross weight before using
 chart
 For each 10°C below, Standard Day tem-
 peratures, subtract 1300 pounds from gross
 weight before using chart.
 For temperatures below -11°C, use a gross weight
 computer for -11°C.

NOTE

For sample problem,
 see "Climb" text.

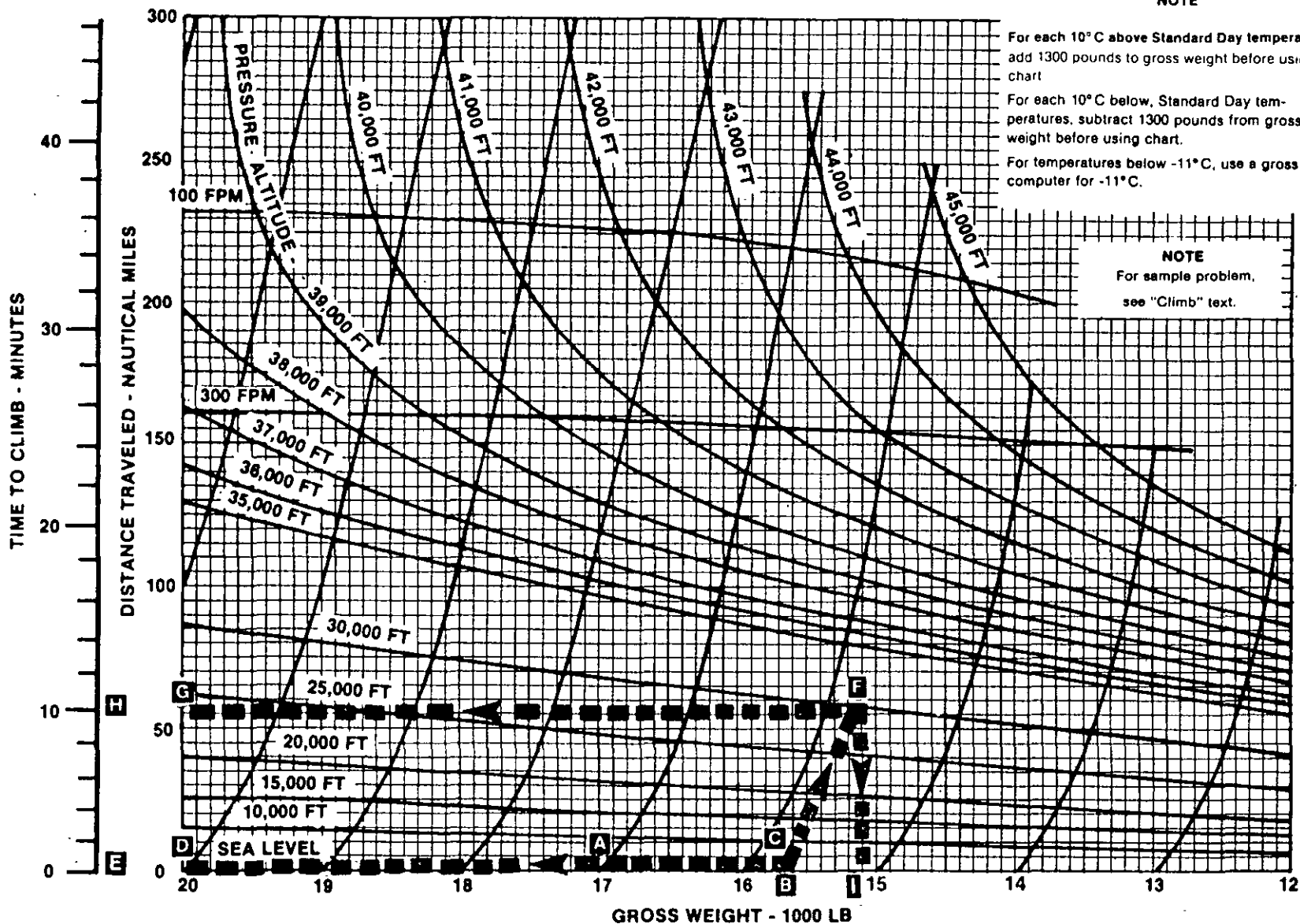


Figure A3-1

A3-3

326

TO 1T-39A-1

DATA AS OF: OCTOBER 1964 AND DECEMBER 1971
 BASED ON: FLIGHT TEST (USAF FTC-TDR-64-23 AND RI)
 AND P&W LETTER HCH 1C-ENGINE 28, DATED DECEMBER 9, 1971

MILITARY RATED THRUST CLIMB
 ONE ENGINE
 180 KIAS

MODEL: T-39A & B
 ENGINE: (2) J60-P-3
 FUEL: JP-4

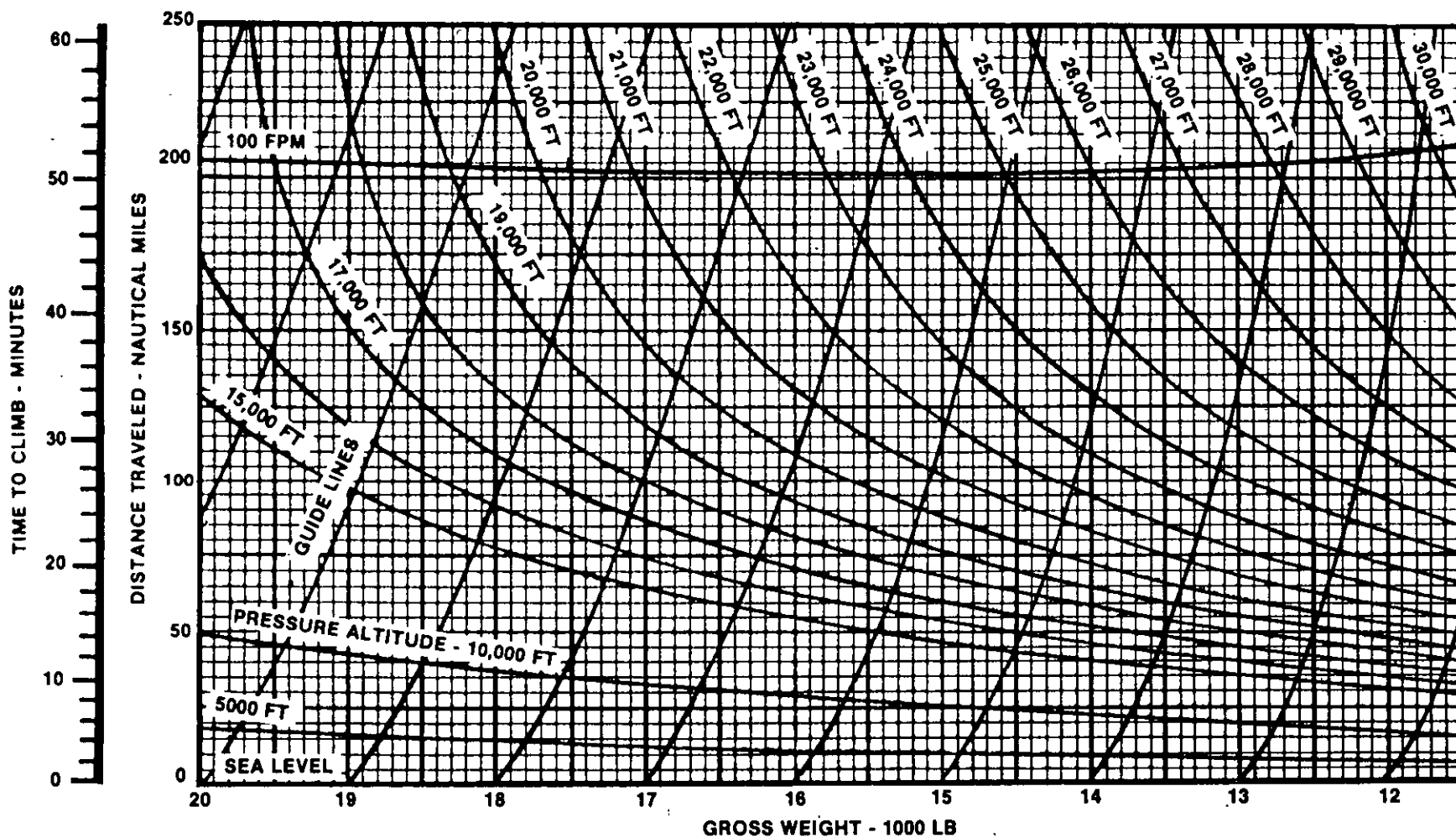


Figure A3-2

NOTE

- For each 10°C above Standard Day temperatures, add 1100 pounds to gross weight before using chart
- For each 10°C below Standard Day temperatures, subtract 1100 pounds from gross weight before using chart.
- For temperatures below -11°C, use a gross weight computed for -11°C
- For sample problem, see "Climb" text.

DATA AS OF: OCTOBER 1964 AND DECEMBER 1971
 BASED ON: FLIGHT TEST (USAF FTC-TDR-64-23 AND RI)
 AND P&W LETTER HCH 1C-ENGINE 2B, DATED DECEMBER 9, 1971

**NORMAL RATED THRUST CLIMB
 TWO ENGINES
 240 KIAS OR .64 INDICATED MACH**

MODEL: T-39A & B
 ENGINES: (2) J60-P-3, OR -3A
 FUEL: JP-4

NOTES

For each 10°C above Standard Day temperatures, add 1700 pounds to gross weight before using chart.

For each 10°C below Standard Day temperatures, subtract 1700 pounds from gross weight before using chart. For temperatures lower than the values given in the Thrust Limiting Temperature Table, use gross weights computed for the temperatures shown in the table.

**THRUST
 LIMITING
 TEMPERATURE**

Alt. - 1000 ft.	Temp. °C
0	-34
5	-35
10	-38
15	-39
20	-41
25	-44
30-45	-47

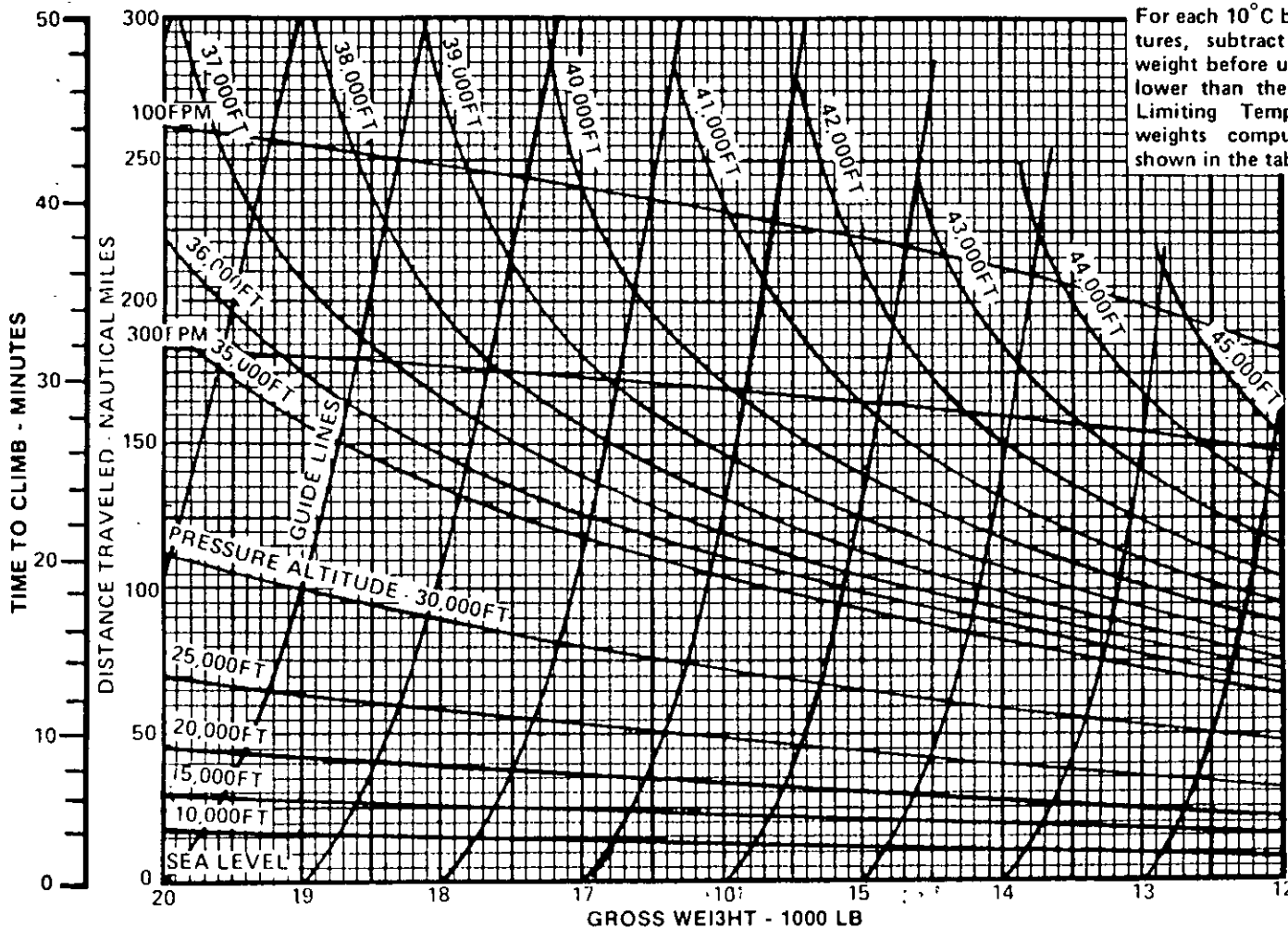


Figure A3-3

A3-5

CLIMB THRUST SETTINGS-TABULAR

The two tabular P_{15} charts in the performance section of the pilot's abbreviated checklist are for use during climb to determine Normal Rated or Military Thrust settings. These charts consist of the approximate values for an altitude and temperature while climbing at the recommended airspeed/Mach. For precise values, or values for other conditions, refer to graphical charts or computer.

For indicated air temperature of 15°C at pressure altitude of 20,000 feet, P_{15} should be 30

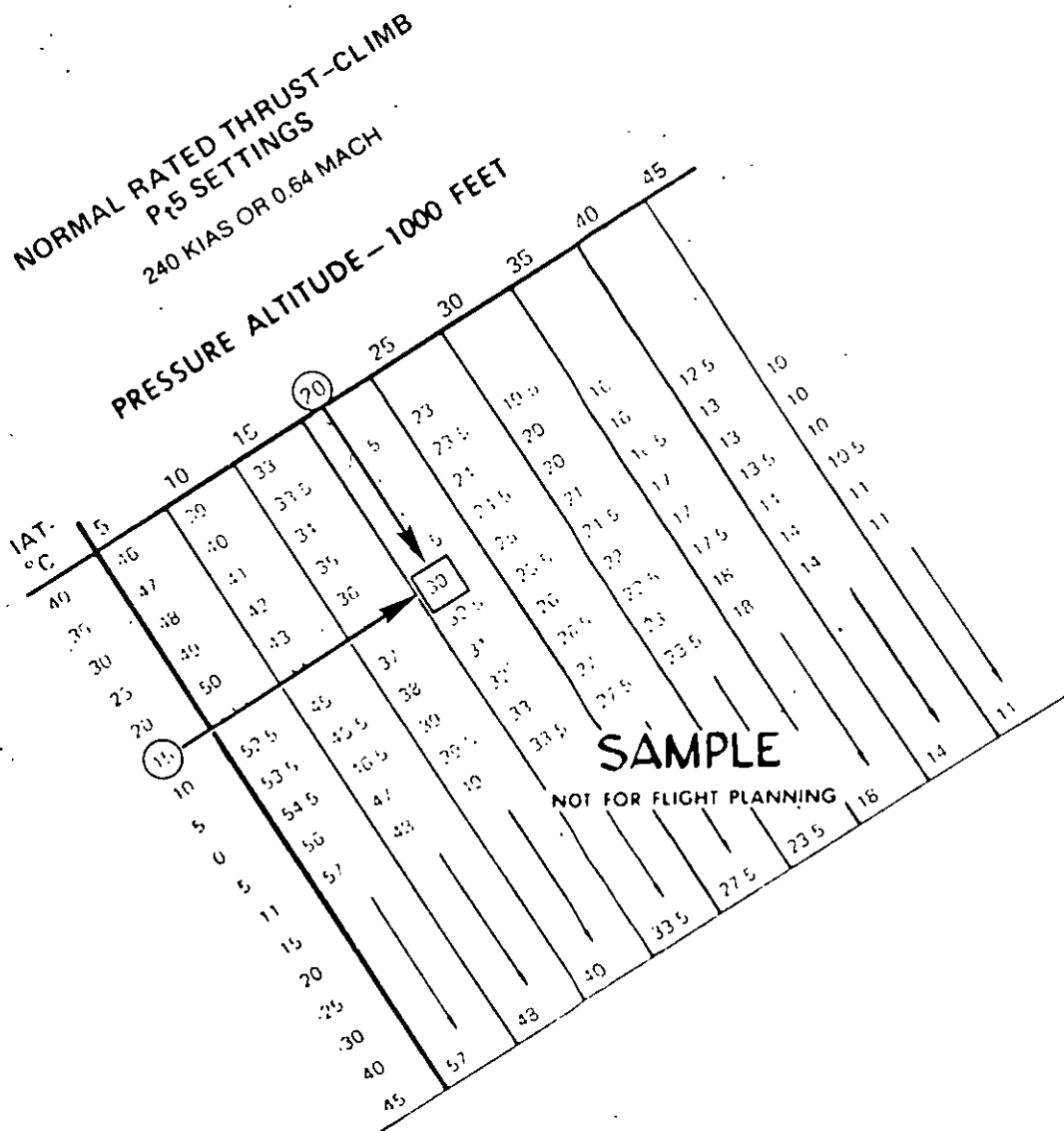


Figure A3-4

DATA AS OF: JUNE 1974
 BASED ON: FLIGHT TEST (USAF FTC-TDR-64-23 AND R1)
 AND P&W LETTER HCH 1C-ENGINE 2B, DATED DECEMBER 9, 1971

MILITARY RATED THRUST SETTINGS - IN FLIGHT

MODEL: T-39A & B
 ENGINES: (2) J60-P-3, OR -3A
 FUEL: JP-4

- NOTE**
- With engine inlet anti-icing on, reduce chart values by 5%. **EXAMPLE:** $33.5 - (0.05 \times 33.5) = 31.8$
 - For single-engine operation, reduce chart values by 1.5%. **EXAMPLE:** $33.5 - (0.015 \times 33.5) = 33.0$

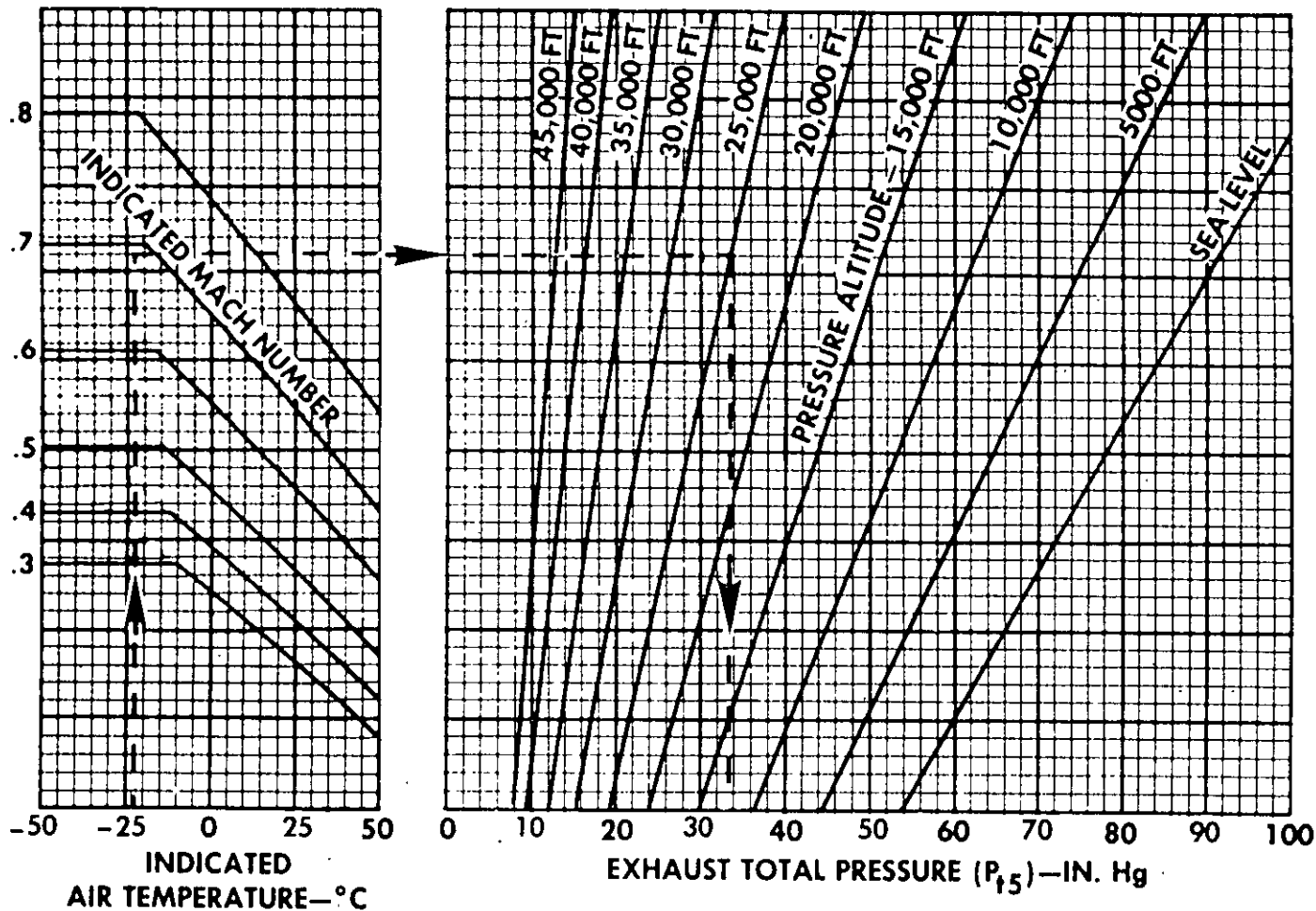


Figure A3-5

330
 A3-7

DATA AS OF: JUNE 1974
 BASED ON: FLIGHT TEST (USAF FTC-TDR-64-23 AND RI)
 AND P&W LETTER HCH 1C-ENGINE 2B, DATED DECEMBER 9, 1971

NORMAL RATED THRUST SETTINGS — IN FLIGHT

MODEL: T-39A & B
 ENGINES: (2) J60-P-3, OR -3A
 FUEL: JP-4

NOTE

- With engine inlet anti-icing on, reduce chart values by 5%.
- For single-engine operation, reduce chart values by 1.5%.

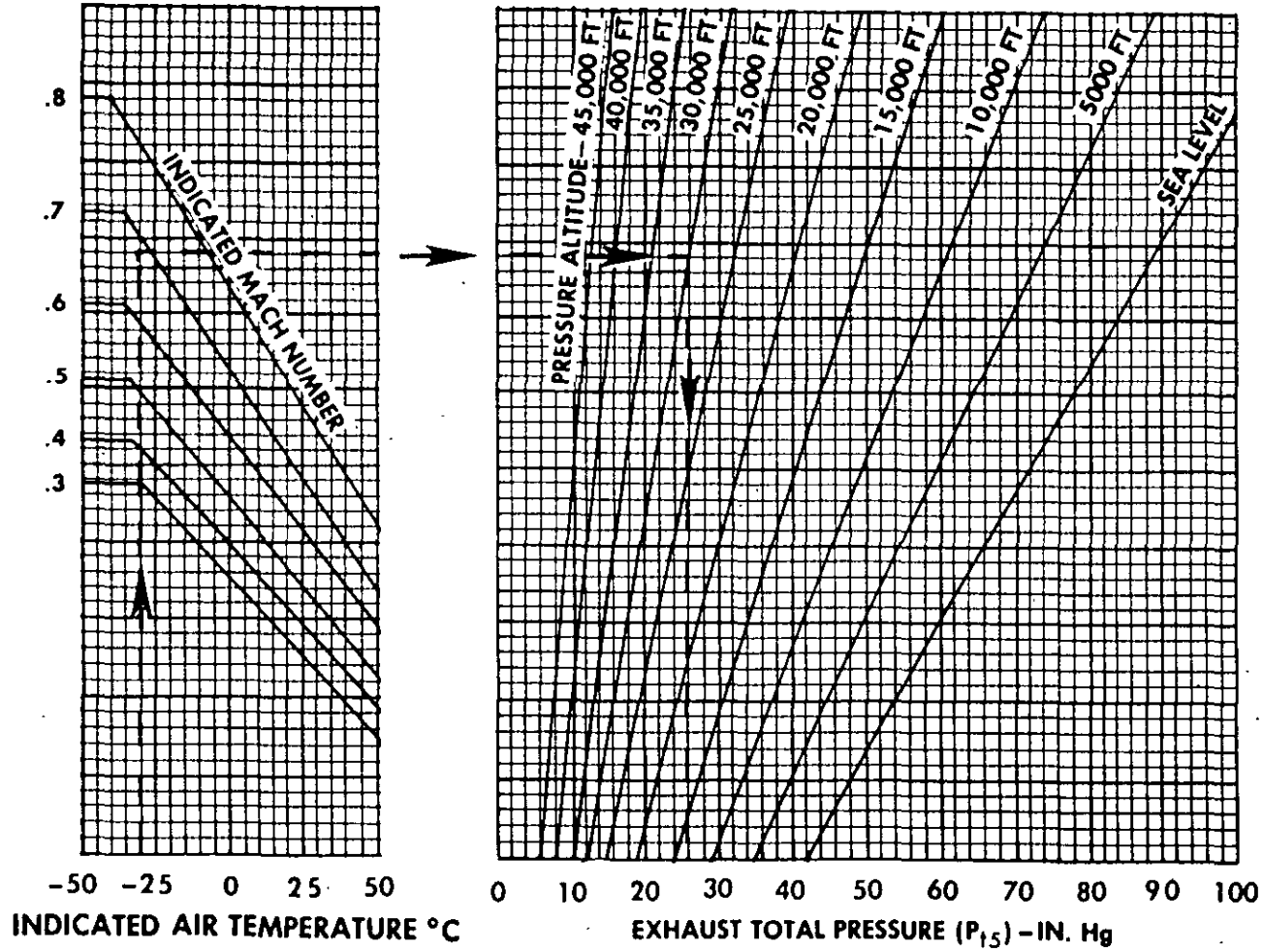


Figure A3-6

331

PART 4 - RANGE

TABLE OF CONTENTS

Titles CAPITALIZED denote charts

Range.....	A4-1
Operational Range Profile.....	A4-1
Maximum Range Profile.....	A4-2
Maximum Endurance.....	A4-2
Single Engine Return Profile.....	A4-3
Diversion Range Summary.....	A4-3
Nautical-miles-per-pound-of-fuel Charts.....	A4-4
OPERATIONAL RANGE PROFILE.....	A4-6
MAXIMUM RANGE PROFILE.....	A4-9
MAXIMUM ENDURANCE CHART.....	A4-12
SINGLE ENGINE RETURN PROFILE.....	A4-13
DIVERSION RANGE SUMMARY - SAMPLE.....	A4-15
NAUTICAL MILES PER POUND OF FUEL - SEA LEVEL	
TO 25,000 FEET.....	A4-17
NAUTICAL MILES PER POUND OF FUEL - 25,000 FEET	
TO 45,000 FEET.....	A4-18

RANGE

As engine performance is affected by Mach number, rpm, and altitude, the drag curve indicates flexibility in both the optimum cruise Mach number and altitude. Within this flexibility, there is a definite range or span of Mach and altitude that will produce near maximum range. Variations of free air temperature can have an important effect on the long-range cruise performance. The Maximum Thrust at which an airplane can cruise is Normal Rated Thrust. For some conditions, the thrust loss due to an increase in free air temperature has only the small effect of requiring a higher cruise engine speed and perhaps a slightly higher specific fuel consumption. However, increased free air temperature also increases the true airspeed at a constant Mach number, consequently specific range is not seriously affected. Remember that Mach number is the choice parameter for precise cruise control. If the cruise were to be performed at the optimum cruise altitude and the optimum altitude were thrust-limited on a Standard Day, then free air temperatures above standard would reduce the range by reducing the altitude for cruise.

OPERATIONAL RANGE PROFILE

These charts (figures A4-1 thru A4-3) give the time, fuel, distance, and altitude relationship to operational range for no wind conditions. This relationship is based on a sequence of takeoff, military rated thrust climb to any altitude up to 40,000 feet, and an operational range cruise. Operational range cruise is defined as a "trade-off" between maximum range and maximum speed resulting in range greater than that achieved with maximum speed but less than that for maximum range. Operational range is normally used when range or time are not significant factors. A cruise-climb condition from 40,000 to 45,000 feet is also given. A cruise table gives recommended Mach numbers and approximate operating conditions for both cruise at constant altitude and for cruise-climb procedure. The fuel flows shown on the table vary because of the effect of gross weight reduction during cruise. The fuel curves include a 385-pound allowance for start, taxi, takeoff, and acceleration to climb speed, plus the fuel used in climb to each altitude, as well as the fuel required for operational range cruise. The time lines include the time

required to climb to cruise altitude, but do not include the time to start, taxi, or take off. The line labeled "INITIAL CLIMB PATH" shows the distance traveled and time consumed during the Military Thrust climb from sea level to cruising altitude.

For cruise at a constant altitude, set up the recommended Mach number at the intersection of the climb path and cruise altitude. As the flight progresses, the thrust setting must be decreased gradually as fuel is consumed, to maintain the recommended Mach number. For cruise-climb, level off at 40,000 feet and set up the thrust setting and Mach number given for cruise-climb procedure. The airplane will automatically climb as fuel is consumed, to seek the cruise-climb altitude for its particular gross weight. Maintain the initial thrust setting and Mach number throughout the remainder of cruise-climb. The chart does not include fuel for descent and landing.

The chart may be entered with two or more of the four range factors: time, fuel, distance, and altitude. By entering the chart with the known factors, the others may readily be determined. This is for a no-wind condition.

To determine wind effect upon time, fuel, and distance, compute ground speed and air distance to be traveled (ground speed equals TAS minus head winds). Divide distance by ground speed to obtain time to travel. Enter profile with time to travel, and move to the cruise altitude to obtain the fuel required with wind.

SAMPLE PROBLEM (FIGURE A4-1)

Find the necessary speed, time, and fuel required to cruise 550 nautical miles at 30,000 feet with a head wind of 50 knots.

1. TAS as shown at 30,000 ft 370 kn
(.63 Mach No.)
2. Ground speed (370 minus 50) ... 320 kn
3. Time required to fly 550 naut mi
with head wind ($550 \div 320$) ... 1 hr 43 min
4. Enter chart at time (with wind)
and 30,000 ft to get fuel required ... 3500 lb

MAXIMUM RANGE PROFILE

The maximum range profile (figure A4-4) is similar in content and method of operation to the operational range profile with the exception of differing cruise speeds and thrust requirements. As the title implies, the maximum range profile

primarily considers maximum range per pound of fuel. When using the maximum range profile chart, use the recommended thrust setting and Mach number as indicated in the cruise chart for the desired conditions.

MAXIMUM ENDURANCE

Endurance operation is flight with conditions that result in minimum fuel used for a given time; it is used for holding patterns and loiter. In some cases, such as loiter, the speeds, altitudes, and configuration may be selected to give the optimum endurance. In other cases an altitude is specified and the speed may be selected to give the maximum endurance. This part of the Appendix contains a chart of maximum endurance with the standard-day optimum endurance line super-imposed. The use of the standard-day optimum altitude will result in endurance near optimum for other atmospheric conditions. The following nomenclature is used to describe the two types of endurance operation described above:

Maximum endurance - operation at the speed which results in the minimum fuel flow for the given configuration and atmospheric conditions at a given altitude and gross weight.

Optimum endurance - operation at the speed and altitude which results in the minimum fuel flow for the given configuration, atmospheric conditions, and gross weight.

For holding patterns, both the speed and altitude may be specified and, therefore, maximum endurance operation is not permitted. If this is the case, the endurance can be determined from the nautical miles per pound of fuel charts in this section.

EXAMPLE

GIVEN:

- Cruise Altitude: 25,000 feet
- Cruise Weight: 16,000 pounds

FINDE:

- Total Fuel Flow
- Recommended IAS
- Mach No

PROCEDURE:

Enter figure A4-5 with 25,000 feet altitude, proceed horizontally to the 16,000 pound gross weight, and read vertically down the total fuel flow 1,225 pounds. Continue horizontally to the 16,000 pound gross weight speed line and read the recommended IAS of .185 knots; read vertically down the Mach No. 0.46.

SINGLE ENGINE RETURN PROFILE

The single engine return profile chart (figure A4-6) shows the relationship of fuel remaining to distance. The chart may be entered at the initial altitude with the fuel remaining, to determine the range available, or with the distance to be flown, to determine the fuel required. The table on the chart shows average cruise airspeed and approximate fuel flow, which will vary because of gross weight.

EXAMPLE 1**GIVEN:**

Cruise Altitude: 10,000 feet

Fuel Remaining: 3,500 pounds

FIND:

Total distance at constant altitude cruise 10,000 feet

PROCEDURE:

Enter figure A4-6 at 10,000 feet with 3,500 pounds of fuel remaining (Point A), proceed vertically down and read the Range 557 nautical miles. Proceed horizontally along the 10,000 feet altitude line to intercept the descent baseline, read vertically down the descent distance of 34 nautical miles. The total distance (sum of the range and descent distances) is 591 nautical miles.

EXAMPLE 2**GIVEN:**

Cruise Altitude: 10,000 feet

Fuel Remaining: 3,500 pounds

FIND:

Total distance with climb to single engine cruise ceiling and cruise at constant altitude.

PROCEDURE:

Enter figure A4-6 at 10,000 feet with 3,500 pounds of fuel remaining (Point B), proceed vertically down and read the range 598 nautical miles. Proceed vertically from Point B along the 3,500 pound baseline to intercept the Single Engine Cruise ceiling at 16,000 feet, proceed horizontally to intercept the descent baseline, read vertically down the descent distance of 53 nautical miles. The total distance (sum of range and descent distances) is 651 nautical miles.

EXAMPLE 3**GIVEN:**

Cruise Altitude: 36,000 feet

Fuel Remaining: 3,500 pounds

FIND:

Total distance with descent to single engine absolute ceiling and cruise at constant altitude.

PROCEDURE:

Enter figure A4-6 at 36,000 feet with 3,500 pounds of fuel remaining (Point C), proceed vertically down and read the Range 748 nautical miles. Proceed vertically from Point C along the 3,500 pound base line to intercept the single engine absolute ceiling at 22,500 feet, proceed horizontally to intercept the descent base line, read vertically down the descent distance of 75 nautical miles. The total distance (sum of range and descent distances) is 823 nautical miles.

DIVERSION RANGE SUMMARY

This chart shows the Diversion Range for a known fuel quantity for various altitudes and the optimum altitude.

This chart is based on a Military Thrust climb from sea level to cruise altitude, cruise at altitude, and a Maximum Range Descent to sea level with 400 pounds fuel reserve. The inset Range Correction chart will correct the Diversion Range for initial altitude and/or for cruise until over base and a Min-Time Descent. The chart may also be used to find the Fuel Required for a known Diversion Range and altitude.

EXAMPLE 1

GIVEN:

Cruise Altitude: 20,000 feet
 Fuel Remaining: 2,000 pounds

FIND:

Diversion Range (20,000 feet altitude)
 Optimum Altitude Diversion Range.
 Diversion Range for Cruise Until Over Base
 and Min-Time Descent from Optimum
 Altitude.

PROCEDURE:

Enter figure A4-7 with 2,000 pounds fuel, proceed horizontally to the 20,000 feet altitude line and read vertically the Diversion Range of 291 NM. Continue horizontally to the highest altitude line and read the Optimum Altitude of 40,000 feet. Read vertically down the Diversion Range of 370 NM (uncorrected) for the optimum altitude. Enter the Range Correction chart at 20,000 feet, proceed horizontally to the 2,000 pounds fuel remaining line and read vertically the range correction of plus 54 NM. Add the correction for initial altitude, plus 54 NM, to the Diversion Range at optimum altitude, 370 NM, to obtain the corrected Diversion Range of 424 NM.

Enter Range Correction chart at optimum altitude (40,000 ft), proceed horizontally left to "Cruise Until Over Base and Min-Time Descent" line and read vertically the range correction of minus 31 NM. Add the correction for Min-Time descent minus 31 NM, to the corrected Diversion Range, plus 424 NM, to obtain the Diversion Range with the Cruise Until Over Base and Min-Time Descent from Optimum Altitude (40,000 ft) of 393 NM.

EXAMPLE 2

GIVEN:

Cruise Altitude: 10,000 feet.
 Diversion Range: 200 NM

FIND:

Fuel Required

PROCEDURE:

Enter figure A4-7 with 200 NM Diversion Range, proceed vertically to the 10,000 feet altitude line and read horizontally the Fuel Required of 1750 pounds.

NAUTICAL-MILES-PER-POUND-OF-FUEL CHARTS

Cruise data (zero wind) throughout the speed range from maximum endurance to Military Thrust are shown in the nautical-miles-per-pound-of-fuel charts. The charts include specific range (nautical miles per pound), fuel flow, true Mach number, and true airspeed. Also included are curves of maximum range, operational range, and Normal Rated Thrust. Because of the extended range of the airplane, the range data is presented in two sets of charts with altitudes from sea level to 25,000 feet (figure A4-8) and altitudes from 25,000 feet to 45,000 feet (figure A4-9).

Airplane cruising range is the product of specific range multiplied by pounds of fuel available for cruise:

$$\text{Range} = \frac{\text{Naut Mi}}{\text{Lb}} \times \text{Lb of Fuel}$$

When there is a wind to be considered, multiply specific range by the range factor (ground speed divided by true airspeed) to obtain the specific range for wind.

For greatest accuracy in determining cruising range, consider small amounts of fuel at a time rather than the total fuel available. By this method, the total cruising range is the sum of the individual ranges obtained for each amount of fuel.

The maximum range line is a base line, and when range is being computed for other than maximum range, the guidelines are followed from this base line to the desired point. In this manner, range may be determined for maximum range, maximum endurance, operational range, Normal Rated Thrust, Military Thrust, or for a desired true Mach number or true airspeed.

EXAMPLE

GIVEN:

Cruise Altitude: 10,000 feet
 Temperature at 10,000 feet: -25°C
 Average cruise weight for segment being computed, 15,000 pounds
 Desired True Airspeed: 350 Knots

FIND:

True Mach number.

Nautical Miles per pound. (NMPP)

Total fuel flow.

PROCEDURE:

Enter figure A4-8 (sheet 1 of 2) with 350 knots TAS, proceed horizontally to the -25°C OAT and read vertically the True Mach number .57.

Enter figure A4-8 (sheet 1 of 2) with 15,000 pound gross weight, proceed vertically to the 10,000 feet pressure altitude line and across to the maximum range (Baseline), then proceed diagonally along the reference lines to intercept .57 True Mach. Continue horizontally to read the transfer scale .47.

Enter figure A4-8 (sheet 2 of 2) with .47 transfer scale, proceed horizontally to the 10,000 feet pressure altitude line, and read vertically 0.14 NMPP.

Enter figure A4-8 (sheet 2 of 2) with 350 knots TAS, proceed horizontally to intercept 0.14 NMPP and read 2500 pounds/hour total fuel flow.

DATA AS OF: OCTOBER 1964
 BASED ON: FLIGHT TEST
 (USAF FTC-TDR-64-23, AND RI)

T-39A OPERATIONAL RANGE PROFILE
 (AIRPLANE: S/N 592869)

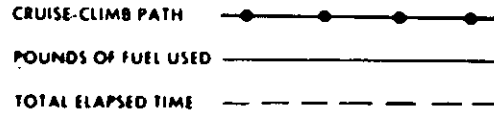
MODEL: T-39A
 ENGINE: (2) J60-P-3, OR -3A
 FUEL: JP-4

EXAMPLE

- Takeoff gross wt 17,760 lb
- A** is cruise altitude (35 000 ft)
 - B** is destination distance (1040 N Mi)
 - C** is fuel used (4,850 lb)
 - is time (2.8 hr)
 - D** is cruise Mach (0.68)
 - is cruise CAS (225 knots)
 - is cruise TAS (370 knots)
 - is initial fuel flow (1765 lb/hr)
 - is final fuel flow (1400 lb/hr)

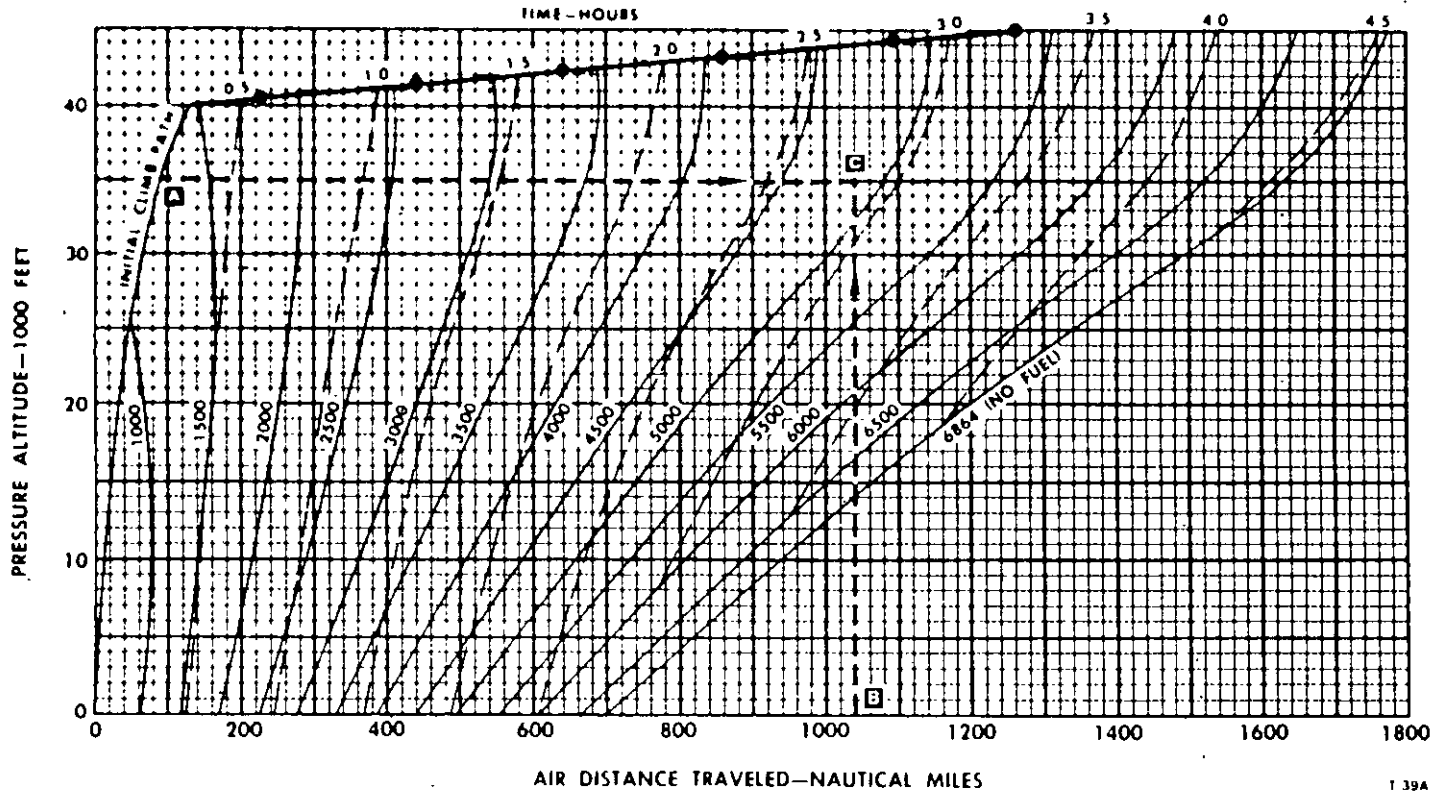
NOTE

- 1 Fuel allowance of 385 pounds (200 pounds for start, taxi, and take-off ground roll; 185 pounds for acceleration to climb schedule)
- 2 Use Military Thrust for climb
- 3 Cruise-climb at Normal Rated Thrust and Mach 0.76.
- 4 Cruise at recommended Mach number



CRUISE DATA				
ALTITUDE	MACH	CAS	TAS	FUEL FLOW LB/HR
CRUISE-CLIMB	76		436	1660-1220
40,000	73	215	417	1570-1230
30,000	.63	235	370	1660-1300
20,000	.54	246	330	1850-1520
10,000	48	265	310	2200-1870
SEA LEVEL	.45	300	300	2740-2470

Figure A4-1



DATA AS OF: OCTOBER 1964
 BASED ON: FLIGHT TEST
 (USAF FTC-TDR-24-23, AND RI)

T-39A OPERATIONAL RANGE PROFILE

(AIRPLANE S/N 592869)

MODEL: T-39A
 ENGINE: (2) J60-P-3 OR -3A
 FUEL: JP-4

EXAMPLE

- Takeoff gross wt 18,650 lb
- A** is cruise altitude (35,000 ft)
- B** is destination distance (1040 n mi)
- C** is fuel used (4950 lb)
- is time (2.6 hr)
- D** is cruise Mach (0.68)
- is cruise CAS (235 knots)
- is cruise TAS (395 knots)
- is initial fuel flow (1550 lb/hr)
- is final fuel flow (1500 lb/hr)

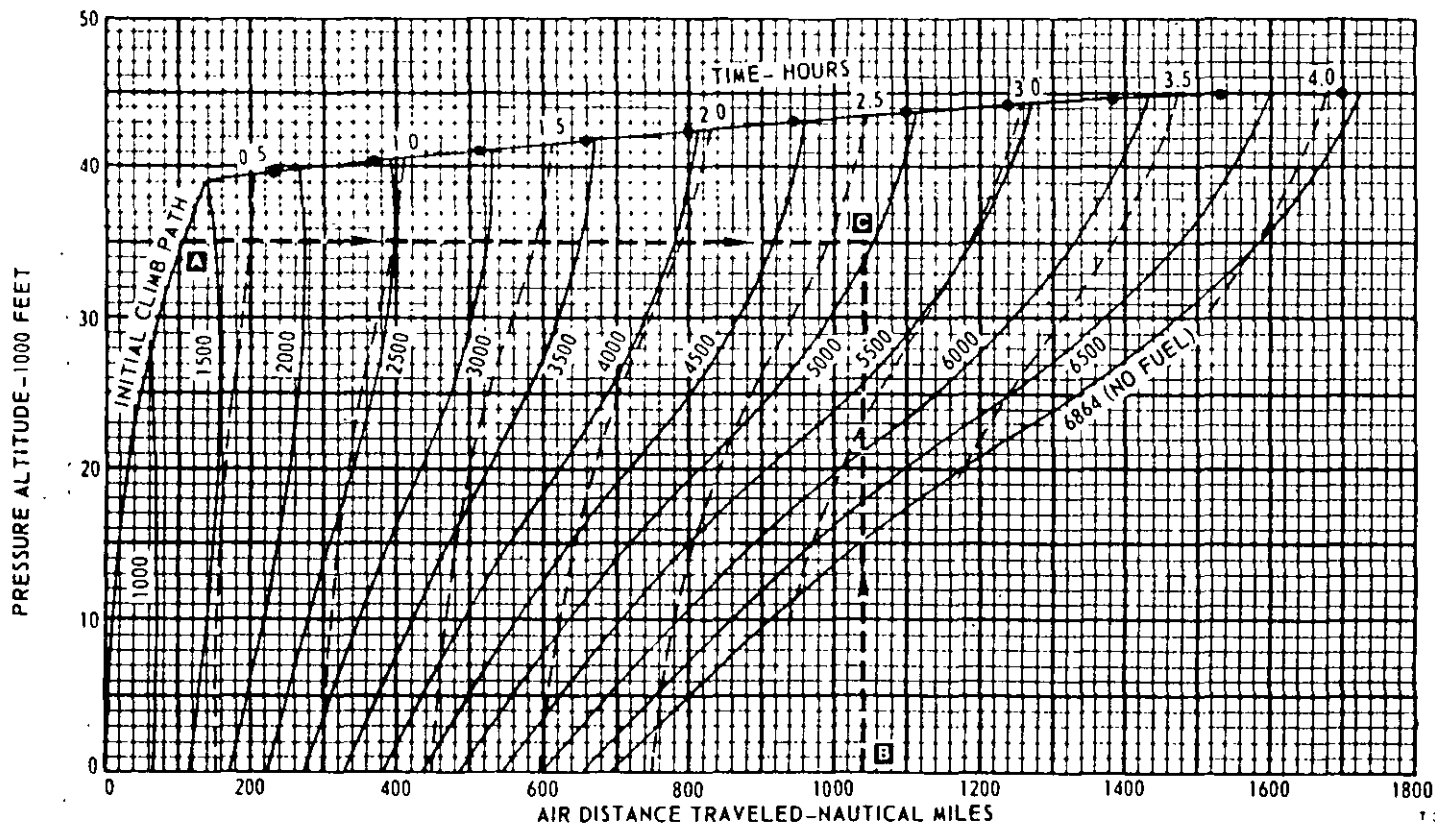
NOTE

- Fuel allowance of 385 pounds (200 pounds for start, taxi, and take-off ground roll, 185 pounds for acceleration to climb schedule)
- Use Military Thrust for climb
- Cruise-climb at Normal Rated Thrust and Mach 0.76
- Cruise at recommended Mach number

CRUISE-CLIMB PATH ———●———
 POUNDS OF FUEL USED ———
 TOTAL ELAPSED TIME - - - - -

CRUISE DATA				
ALTITUDE	MACH	CAS	TAS	FUEL FLOW (LB/HR)
CRUISE CLIMB	0.76		436	1630-1270
35,000	0.68	235	395	1550-1440
30,000	0.64	240	380	1670-1460
20,000	0.55	250	335	1870-1700
10,000	0.49	270	315	2250-2100
SEA LEVEL	0.45	300	300	2880-2750

Figure A4-2 (Sheet 1 of 2)



33B

DATA AS OF: OCTOBER 1964
 BASED ON: FLIGHT TEST
 (USAF FTC-TDR-64-23, AND RI)

T-39B OPERATIONAL RANGE PROFILE

MODEL: T-39B
 ENGINES: (2) J60-P-3 OR -3A
 FUEL: JP-4

TO 1T-39A-1

NOTE

- 1 Fuel allowance of 385 pounds (200 pounds for start, taxi, and take-off ground roll 185 pounds for acceleration to climb schedule)
- 2 Use Military Thrust for climb
- 3 Cruise-climb at Normal Rated Thrust and 76 Mach number
- 4 Cruise at recommended Mach number.
- 5 Maximum take-off gross weight is 18,650 lb

CRUISE DATA				
ALTITUDE	MACH	CAS	TAS	FUEL FLOW LB/HR
CRUISE-CLIMB	.76		436	1610 TO 1260
30,000	.64	240	380	1680 TO 1450
20,000	.55	250	335	1890 TO 1670
10,000	.49	270	315	2250 TO 2070
SEA LEVEL	.45	300	300	2800 TO 2730

CRUISE-CLIMB PATH ———●———
 POUNDS OF FUEL USED ———●———
 TOTAL ELAPSED TIME - - - - -

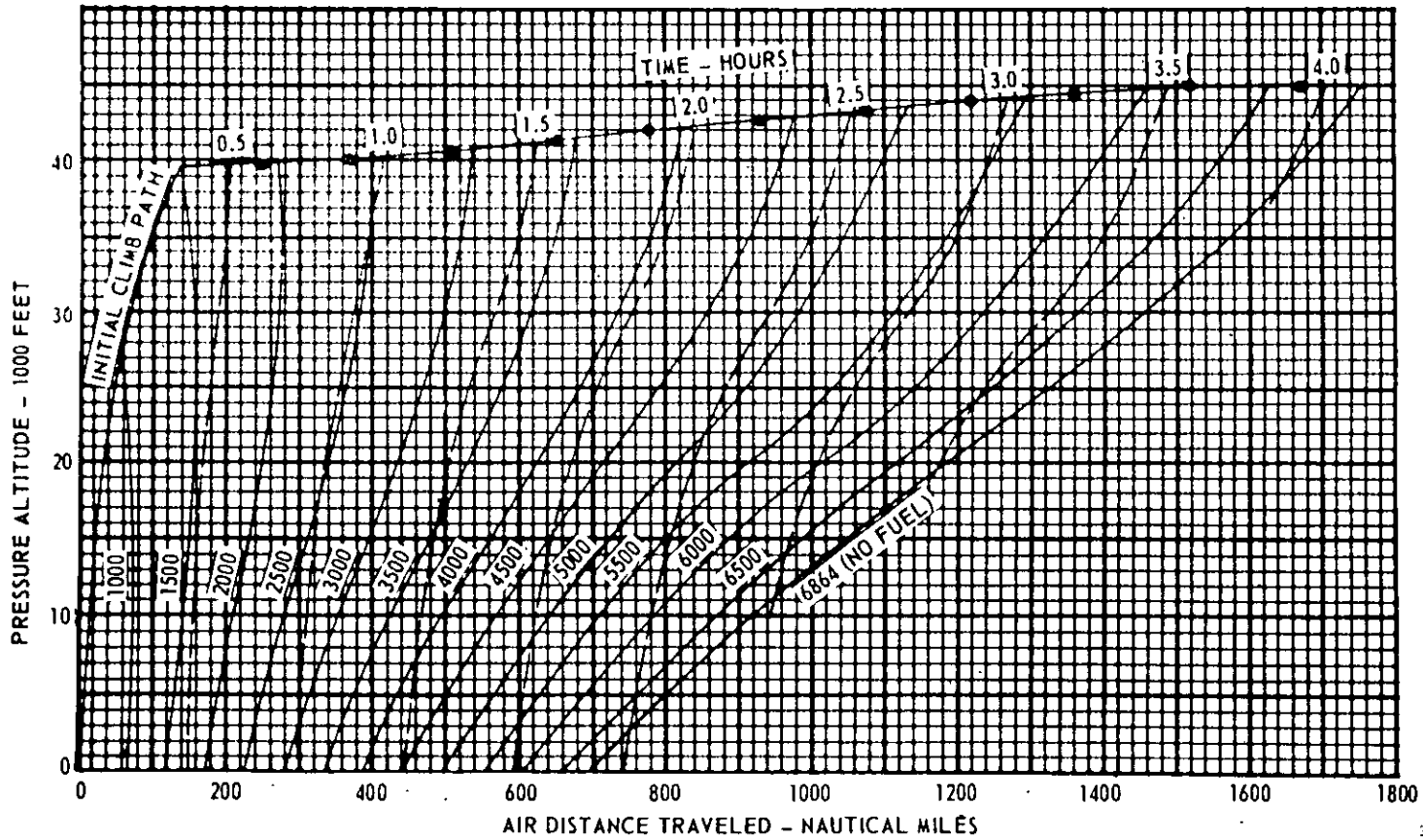


Figure A4-2 (Sheet 2 of 2)

DATA AS OF: OCTOBER 1964
 BASED ON: FLIGHT TEST
 (USAF FTC-TDR-64-23, AND RI)

T-39A MAXIMUM RANGE PROFILE (AIRPLANE S/N 592869)

MODEL: T-39A
 ENGINE: (2) J80-P-3 OR -3A
 FUEL: JP-4

EXAMPLE

- Takeoff gross wt 17,760 lb
- A** is cruise altitude (35,000 ft)
- B** is destination distance (1040 N Mi)
- G** is fuel used (4700 lb)
- is time (2.9 hr)
- D** is cruise Mach (0.62)
- is cruise CAS (198 knots)
- is cruise TAS (360 knots)
- is initial fuel flow (1495 lb/hr)
- is final fuel flow (1300 lb/hr)

NOTE

- 1 Fuel allowance of 385 pounds (200 pounds for start, taxi, and take-off ground roll, 185 pounds for acceleration to climb schedule).
- 2 Use Military Thrust for climb.
- 3 Cruise-climb at Normal Rated Thrust and Mach 0.72.
- 4 Cruise at recommended Mach number

CRUISE-CLIMB PATH ———●———●———●———●———
 POUNDS OF FUEL USED ———
 TOTAL ELAPSED TIME ———

CRUISE DATA				
ALTITUDE	MACH	CAS	TAS	FUEL FLOW LB/HR
CRUISE-CLIMB	.72		412	1500-1100
40,000	.67	190	384	1460-1130
30,000	.57	205	335	1530-1200
20,000	.48	218	295	1660-1350
10,000	.42	230	268	1930-1610
SEA LEVEL	.36	240	240	2280-2060

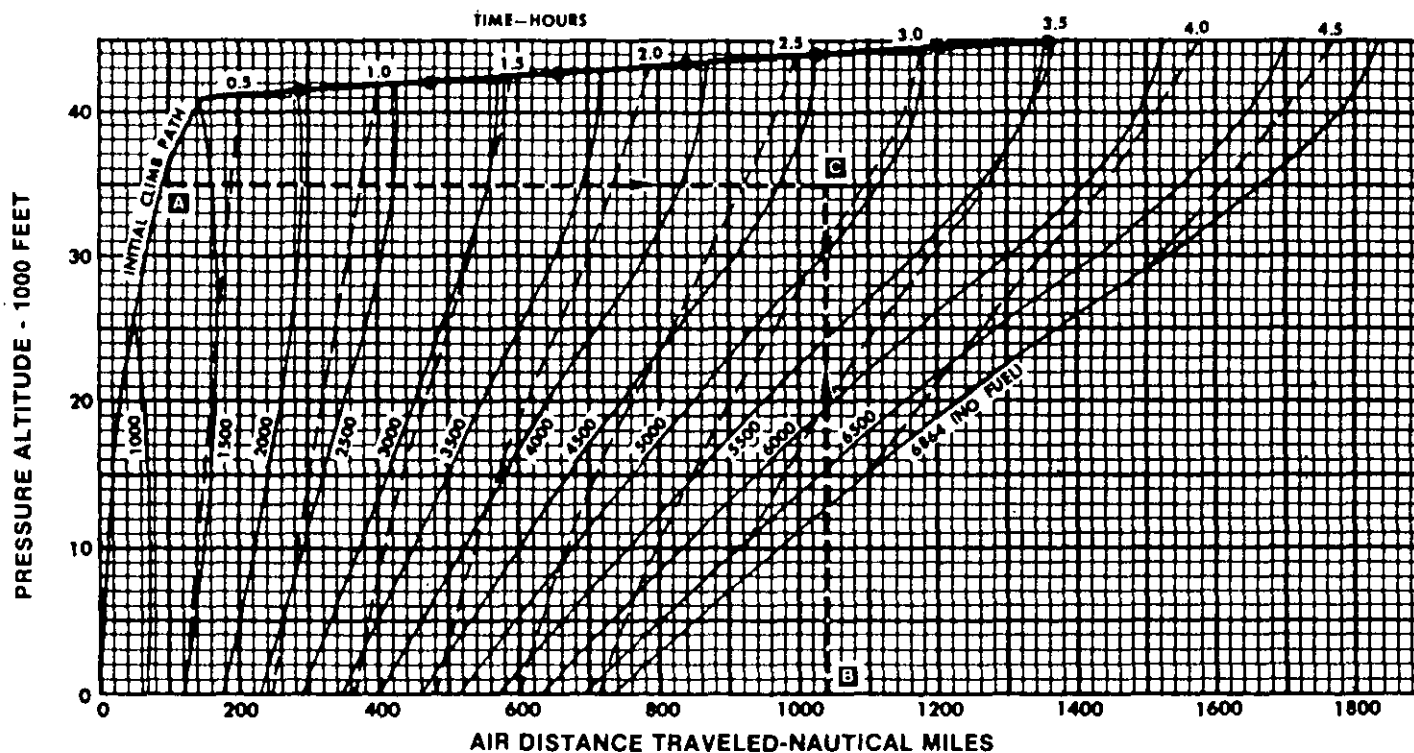


Figure A4-3

Change 4

A4-9

T-39A 1-93-748

T.O. 1T-39A-1

340

DATA AS OF: OCTOBER 1984
 BASED ON: FLIGHT TEST
 (USAF FTC-TDR-24-23, AND R1)

T-39A MAXIMUM RANGE PROFILE
 (AIRPLANE S/N 592869)

MODEL: T-39A
 ENGINE: (2) J80-P-3 OR -3A
 FUEL: JP-4

EXAMPLE

- Takeoff gross wt 18 650 lb
- is cruise altitude (35,000 ft)
- is destination distance (1040 N Mi)
- is fuel used (4900 lb)
- is time (2.8 hr)
- is cruise Mach (0.62)
- is cruise CAS (198 knots)
- is cruise TAS (360 knots)
- is initial fuel flow (1570 lb/hr)
- is final fuel flow (1350 lb/hr)

NOTE

- 1 Fuel allowance of 385 pounds (200-pounds for start, taxi, and take-off ground roll, 185 pounds for acceleration to climb schedule)
- 2 Use Military Thrust for climb
- 3 Cruise-climb at Normal Rated Thrust and Mach 0.72
- 4 Cruise at recommended Mach number

CRUISE DATA				
ALTITUDE	MACH	CAS	TAS	FUEL FLOW LB/HR
CRUISE-CLIMB	72		412	1570-1120
40,000	67	190	384	1540-1140
37,000	57	205	335	1600-1210
20,000	48	218	295	1770-1370
10,000	42	230	268	2010-1580
SEA LEVEL	36	240	240	2400-2010

CRUISE CLIMB PATH ———●———
 POUNDS OF FUEL USED ———
 TOTAL ELAPSED TIME - - - - -

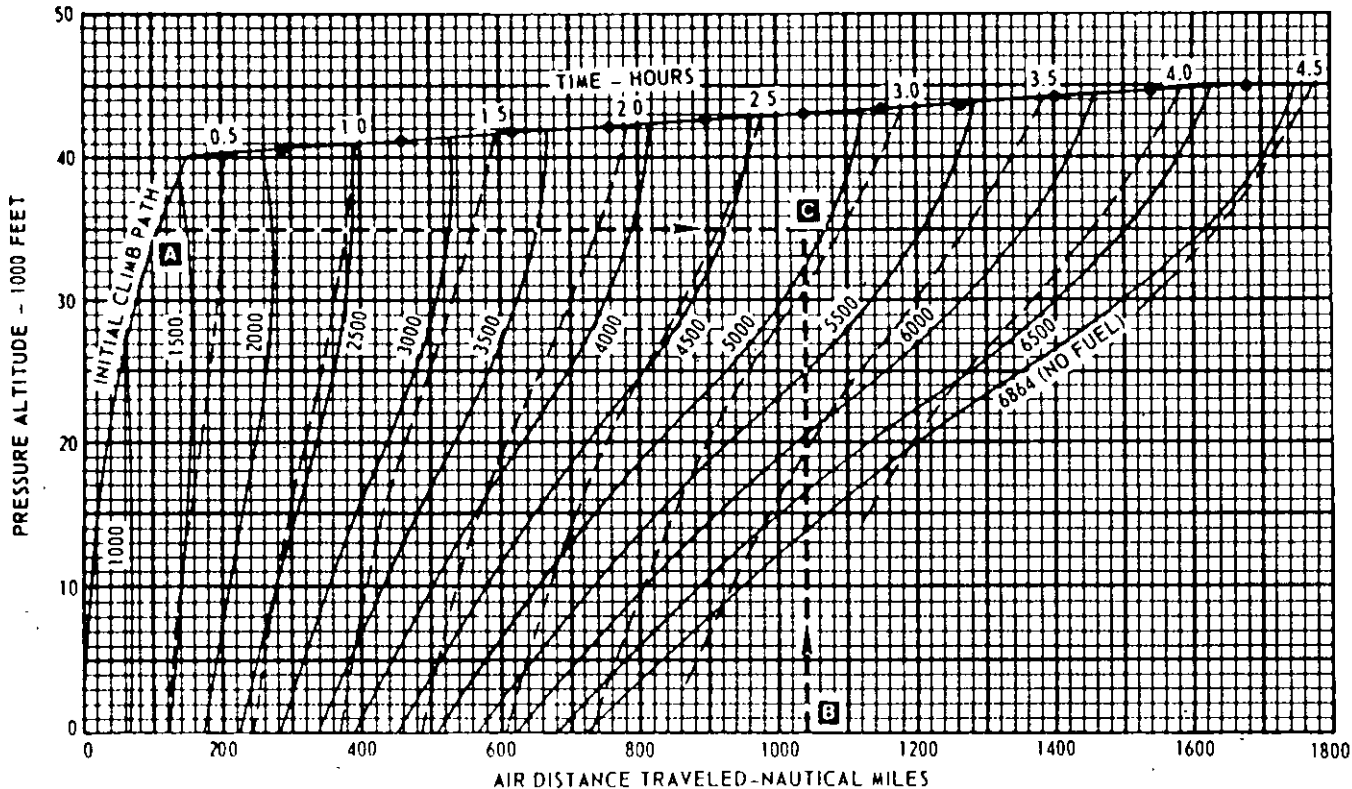


Figure A4-4 (Sheet 1 of 2)

DATA AS OF: OCTOBER 1964
 BASED ON FLIGHT TEST
 (USAF FTC-TDR-24-23, AND RI)

T-39B MAXIMUM RANGE PROFILE

MODEL: T-39B
 ENGINES: (2) J60-P-3 OR -3A
 FUEL: JP-4

NOTE

- 1 Fuel allowance of 385 pounds (200 pounds for start, taxi, and take-off ground roll, 185 pounds for acceleration to climb schedule)
- 2 Use Military Thrust for climb
- 3 Cruise-climb at Normal Rated Thrust and .72 Mach number
- 4 Cruise at recommended Mach number.
- 5 Maximum take-off weight - 18,650 lb

CRUISE CLIMB PATH ———●———●———●———
 POUNDS OF FUEL USED —————
 TOTAL ELAPSED TIME - - - - -

CRUISE DATA				
ALTITUDE	MACH	CAS	TAS	FUEL FLOW LB/HR
CRUISE-CLIMB	.72		412	1537 TO 1094
40,000	.67	190	384	1457 TO 1096
30,000	.57	205	335	1520 TO 1175
20,000	.48	218	295	1700 TO 1350
10,000	.42	230	268	1950 TO 1595
SEA LEVEL	.36	240	240	2326 TO 2037

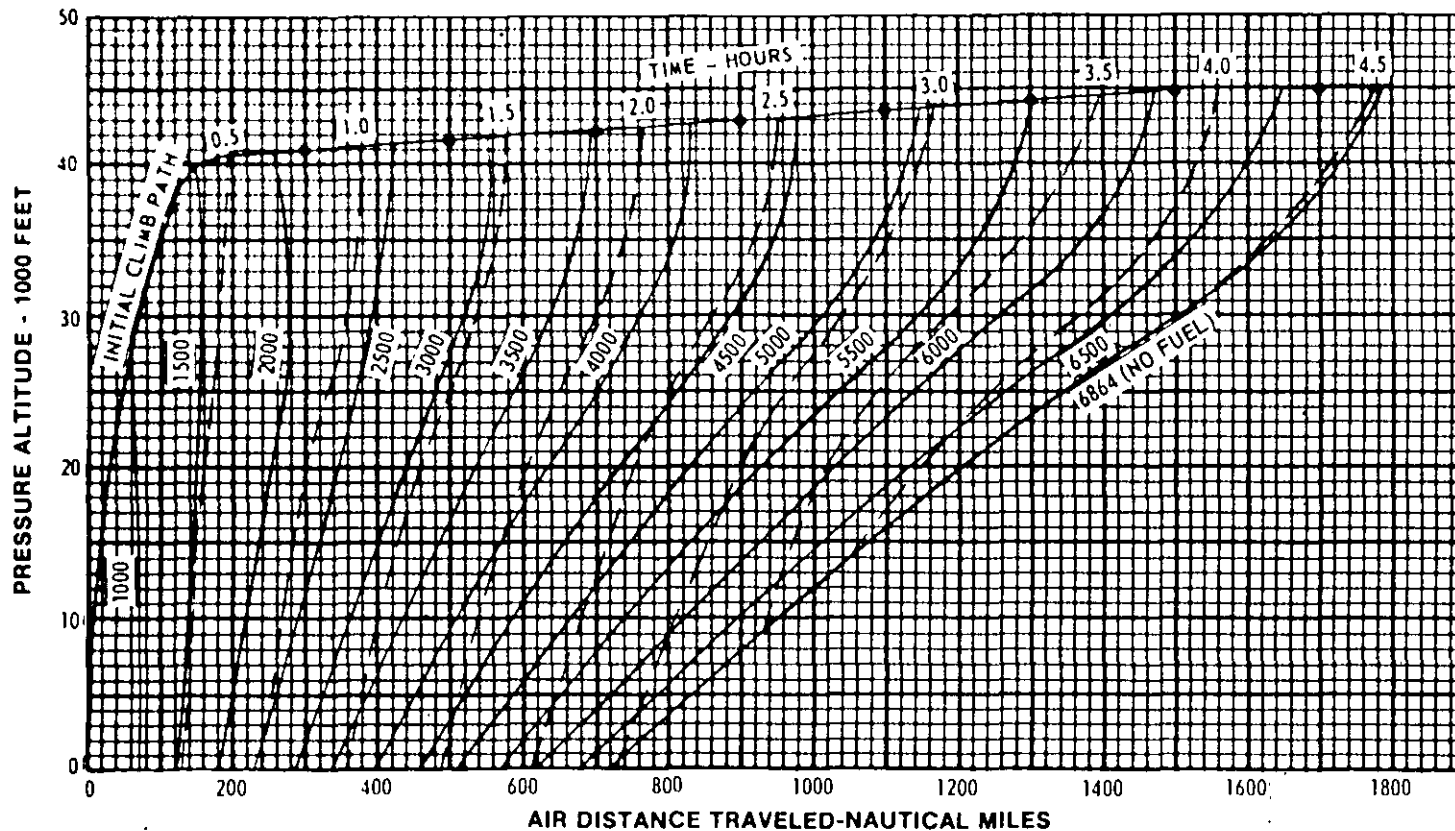
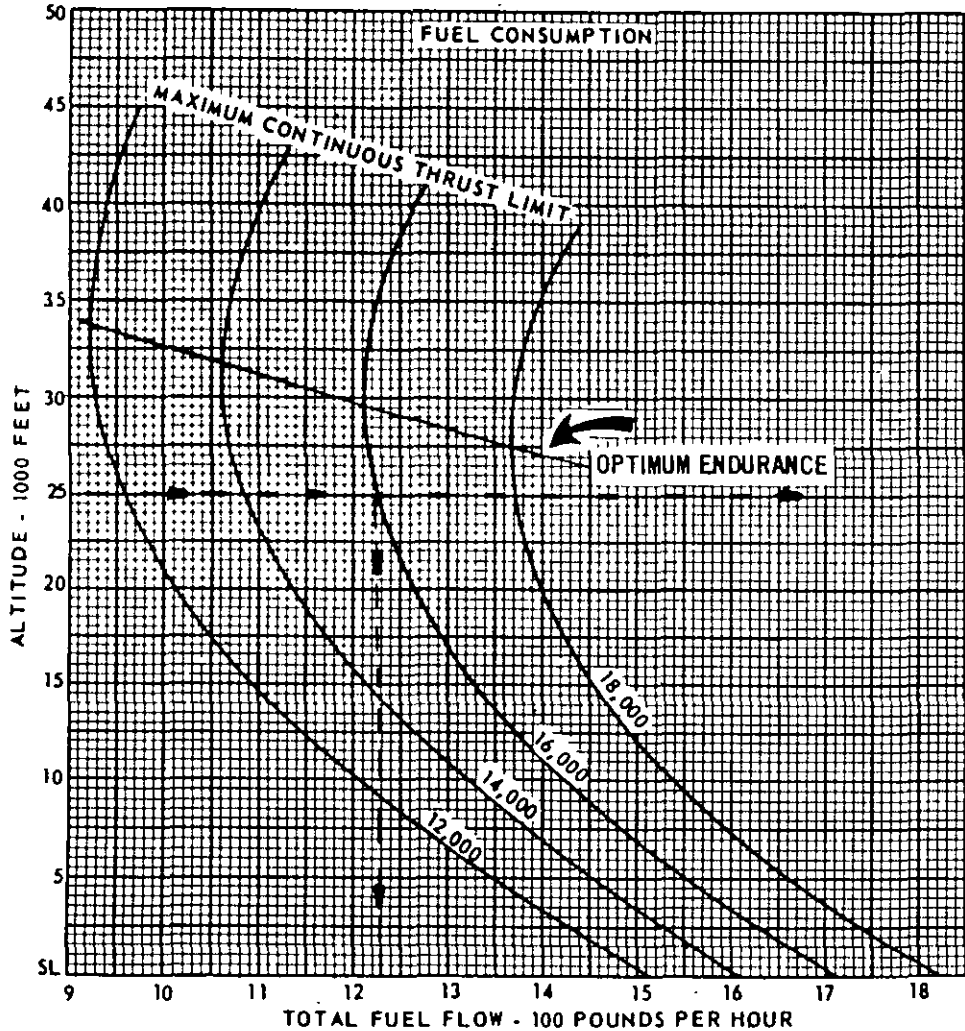
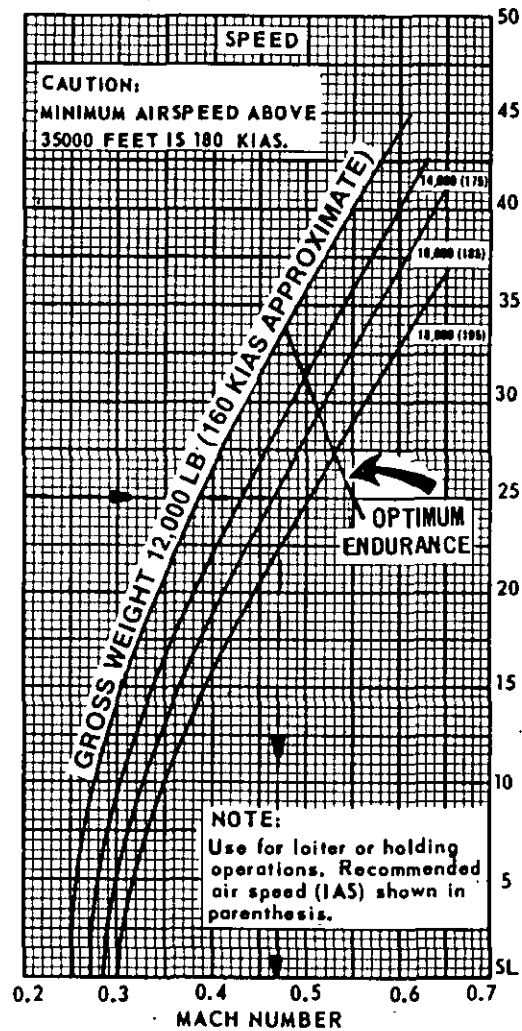


Figure A4-4 (Sheet 2 of 2)

342

MAXIMUM ENDURANCE — STANDARD CONDITIONS



MODEL: T-39 A & B
USE ON AIRPLANES EQUIPPED WITH
(2) ENGINES: J60-P-3/3A
FUEL: JP4

TO 1T-39A-1

Figure A4-5

A4-12

343

DATA AS OF: OCTOBER 1964
 BASED ON: FLIGHT TEST
 (USAF FIC-TDR-64-23, AND RI)

T-39A SINGLE ENGINE RETURN PROFILE

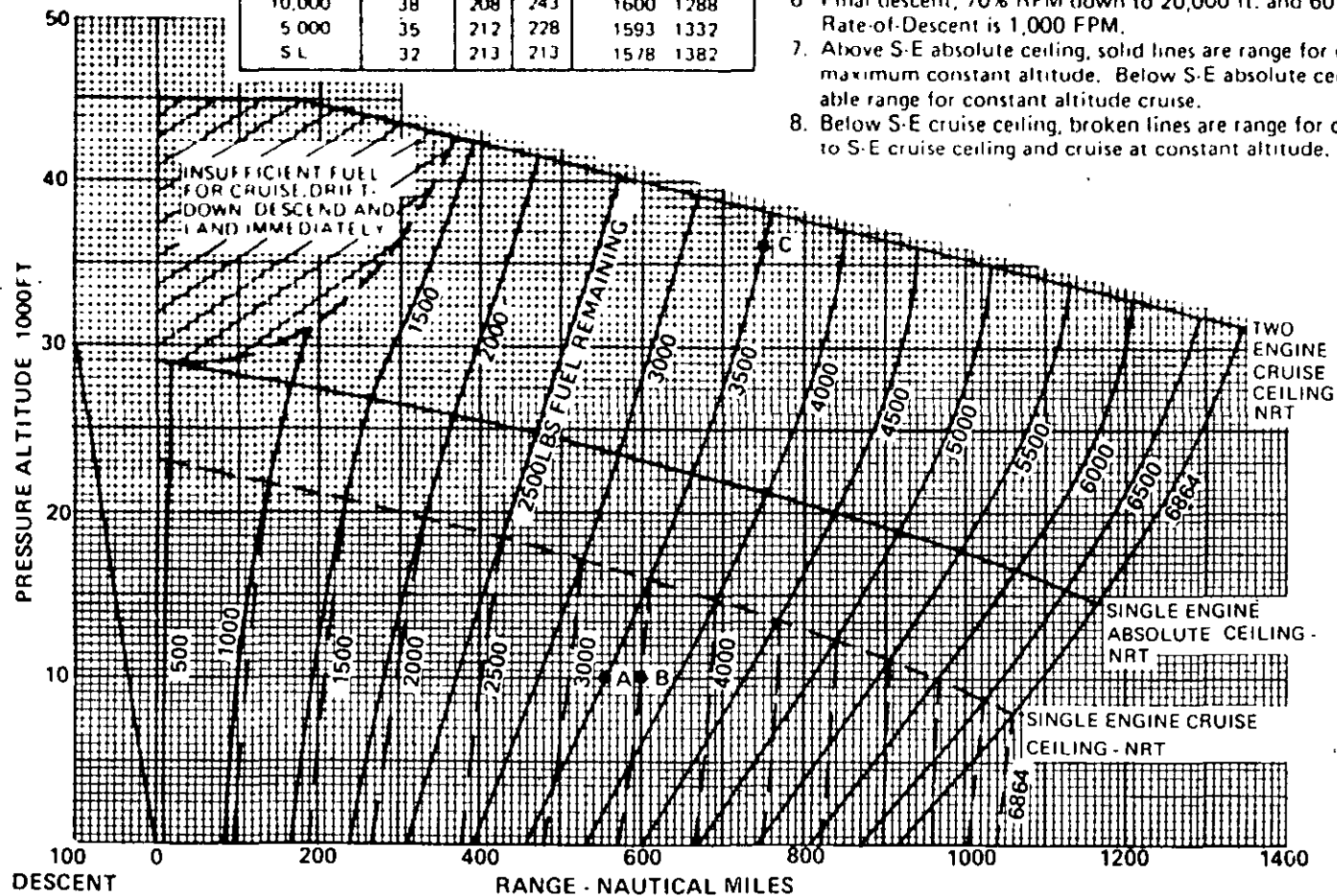
MODEL: T-39A
 ENGINE: J60-P-3, OR -3A
 FUEL: JP-4

NOTE

1. At altitude above single-engine absolute ceiling, drift down on course to S-E absolute ceiling at NRT and 190 KIAS.
2. At altitude between S-E absolute and cruise ceiling maintain altitude.
3. At altitude below S-E cruise ceiling, climb on course to S-E cruise ceiling at Military-rated Thrust and 180 KIAS.
4. Chart includes 430 lbs. reserve for final descent and landing.
5. Add final descent distance to range value.
6. Final descent, 70% RPM down to 20,000 ft. and 60% RPM below 20,000 ft. Rate-of-Descent is 1,000 FPM.
7. Above S-E absolute ceiling, solid lines are range for drift-down and cruise at maximum constant altitude. Below S-E absolute ceiling, solid lines are available range for constant altitude cruise.
8. Below S-E cruise ceiling, broken lines are range for climb from initial altitude to S-E cruise ceiling and cruise at constant altitude.

PRESSURE ALTITUDE FEET	MACH NO.	CRUISE		APPROXIMATE FUEL FLOW LBS HR	
		CAS	TAS		
30,000	.49	177	289	1161	1161
25,000	.47	189	283	1268	1175
20,000	.44	198	271	1425	1182
15,000	.41	204	258	1571	1240
10,000	.38	208	243	1600	1288
5,000	.35	212	228	1593	1332
SL	.32	213	213	1578	1382

Figure A4-6 (Sheet 1 of 2)



344

A4-13

TO 11-39A-1

DATA AS OF: OCTOBER 1964
 BASED ON: FLIGHT TEST
 (USAF FTC-TDR-64-23 AND RI)

T-39B SINGLE ENGINE RETURN PROFILE

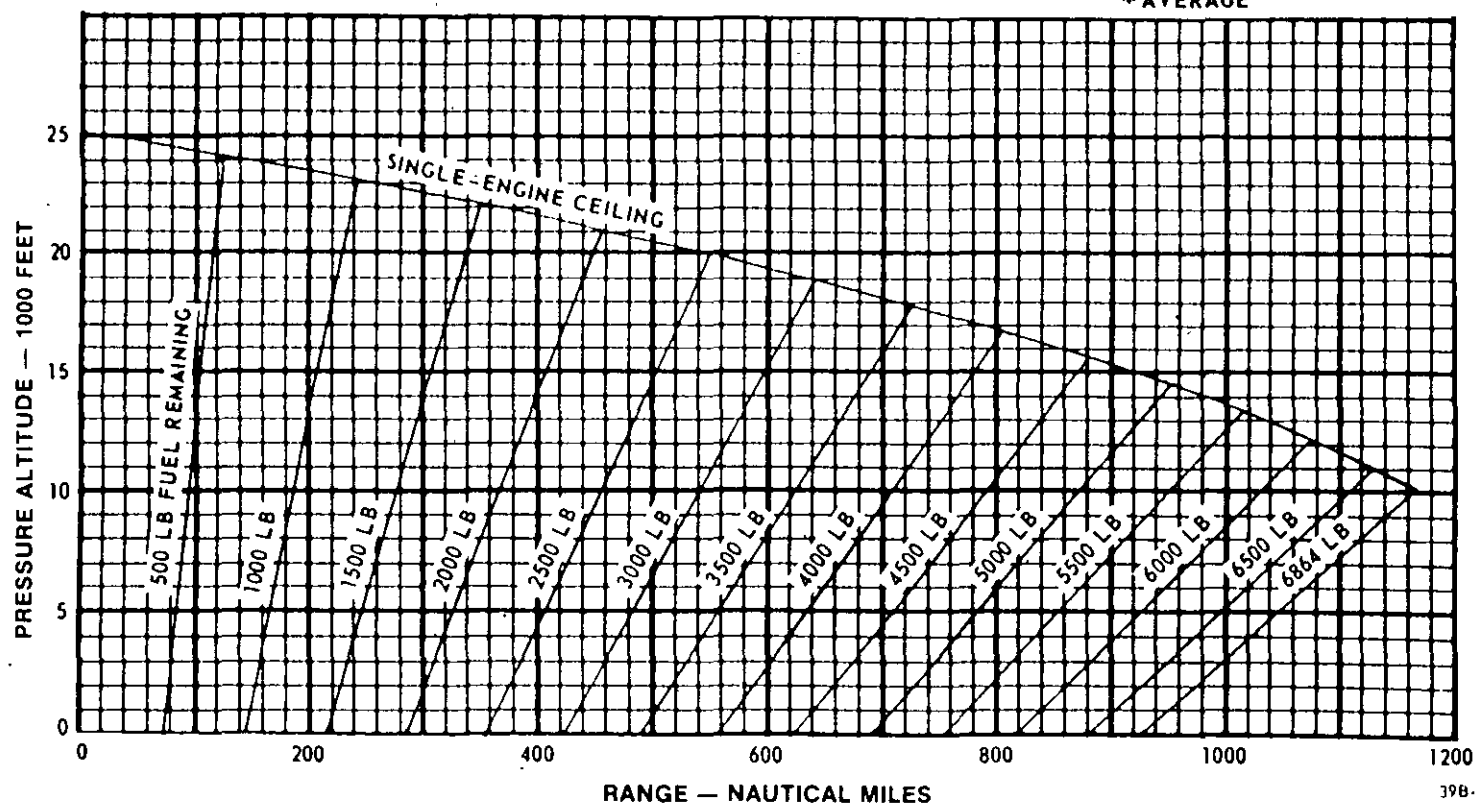
MODEL: T-39B
 ENGINE: (1) J80-P-3, OR -3A
 FUEL: JP-4

NOTE

- Data does not include any reserve fuel
- Single-engine ceiling is based on Normal Rated Thrust

PRESSURE ALTITUDE (FEET)	MACH NO.	APPROXIMATE		
		CAS	TAS*	FUEL FLOW LB/HR
CRUISE CLIMB			269	1770 TO 1030
15,000	.426	211	263	1480 TO 1080
10,000	.391	217	248	1750 TO 1130
5000	.363	220	236	1810 TO 1200
SEA LEVEL	.349	229	229	1920 TO 1320

* AVERAGE



39B-1-93-7

Figure A4-6 (Sheet 2 of 2)

DIVERSION RANGE SUMMARY CHART

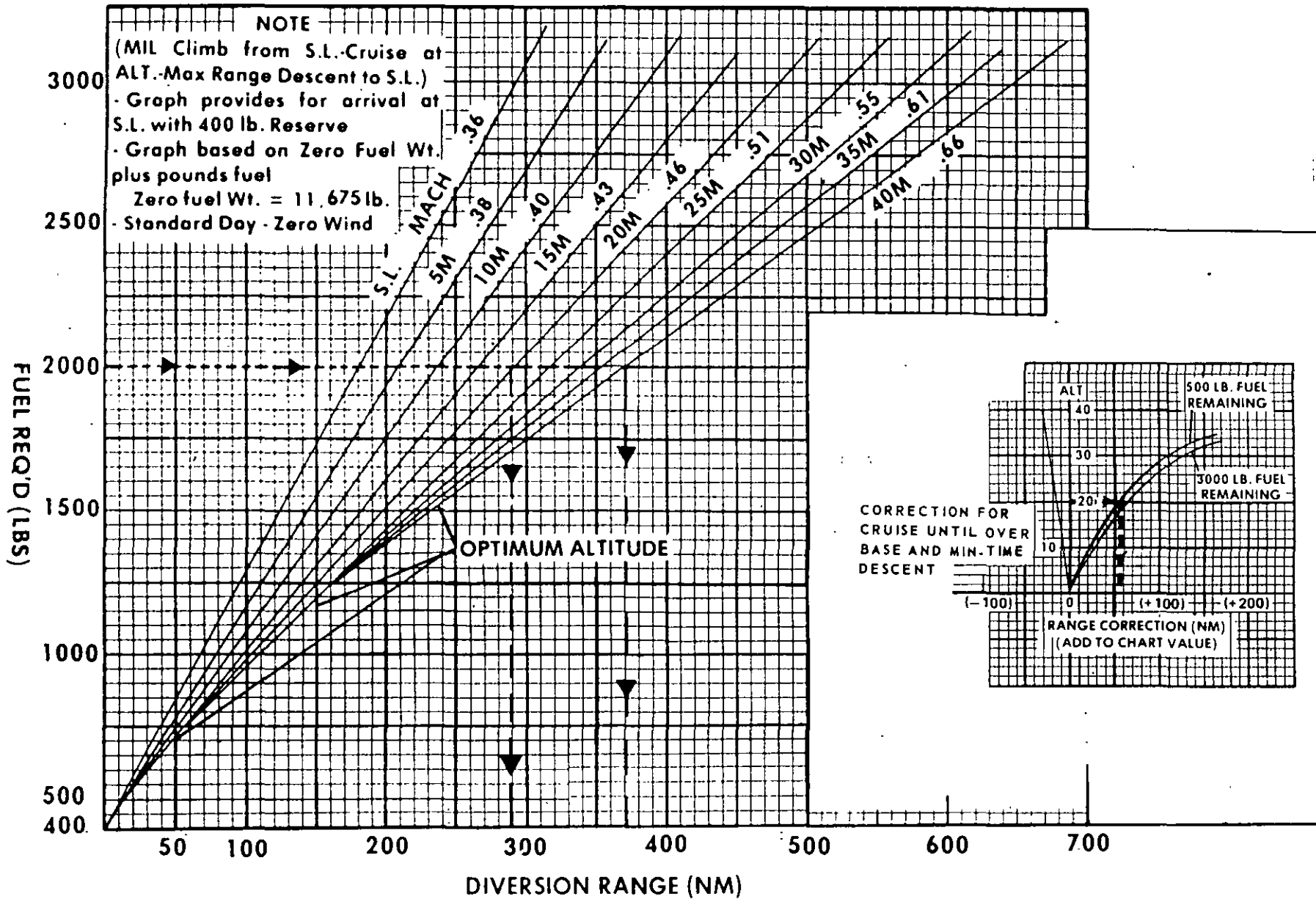


Figure A4-7

346

NAUTICAL MILES PER POUND OF FUEL

DATA AS OF: OCTOBER 1964 AND DECEMBER 1971
 BASED ON: FLIGHT TEST USAF FTC-TDR-64-23 AND R1) AND
 P&W LETTER HCH: 1C-ENGINE 2B, DATED, DECEMBER 9, 1971

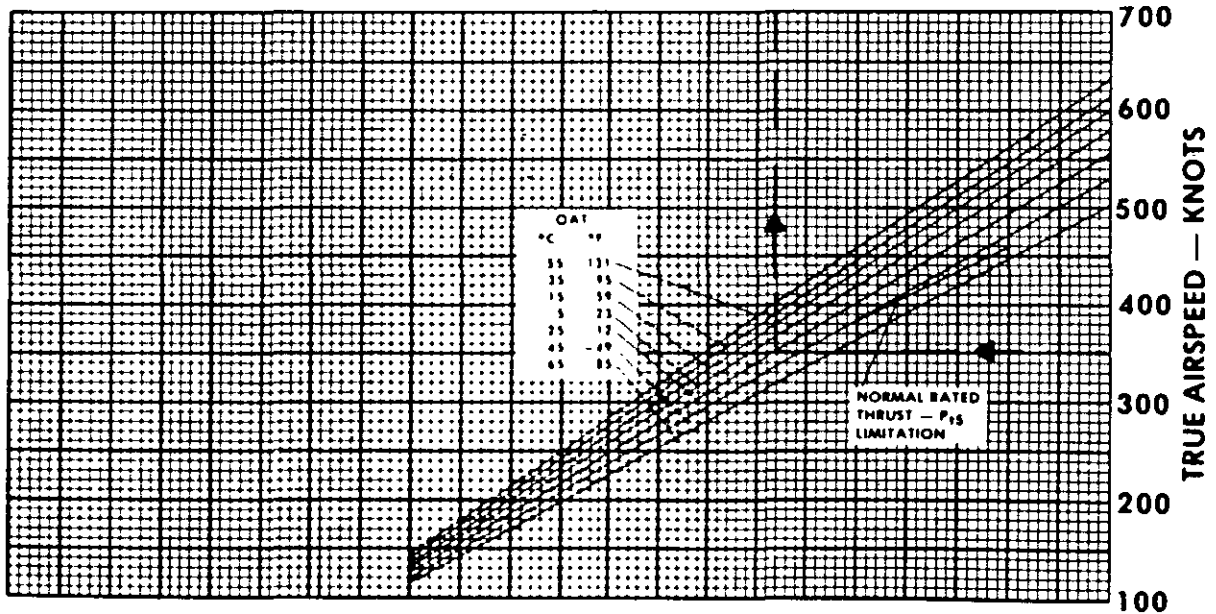
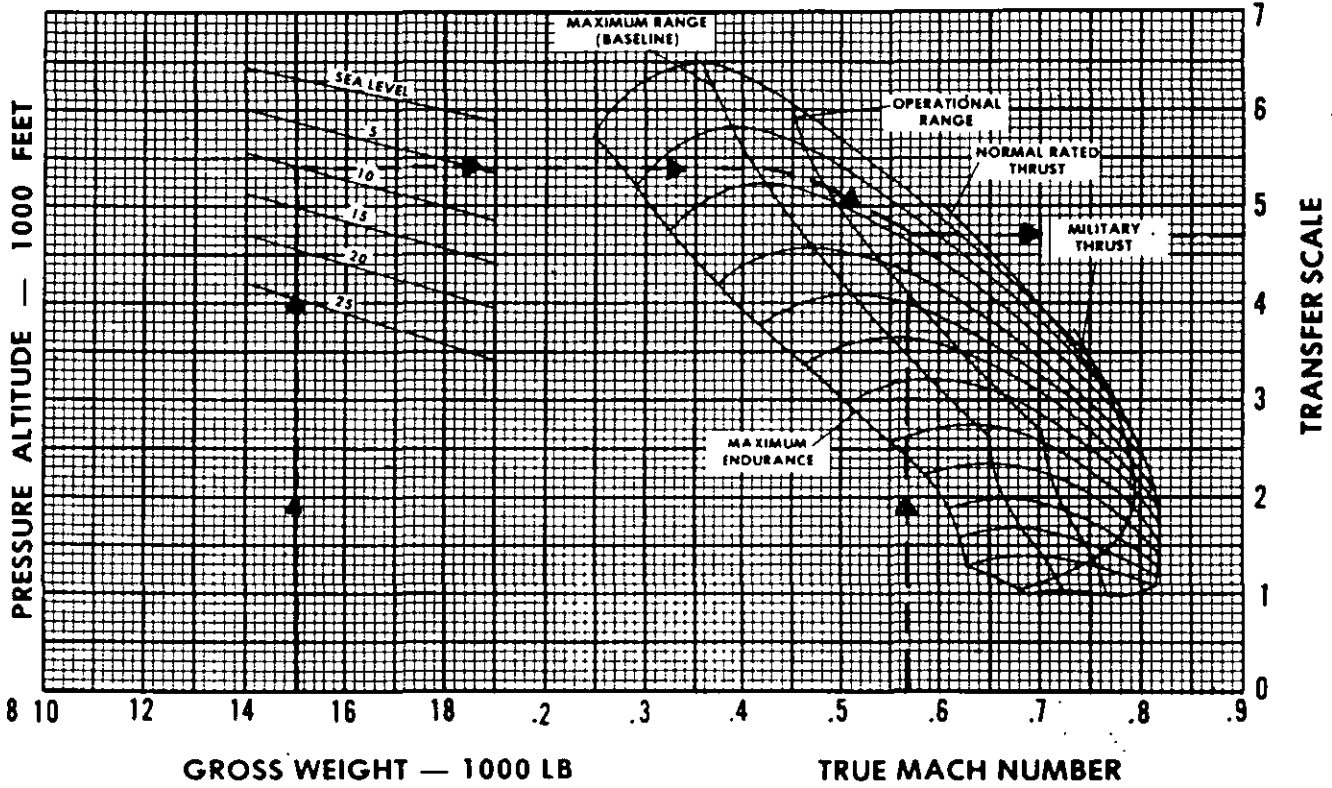


Figure A4-8 (Sheet 1 of 2)

317

SEA LEVEL TO 25,000 FEET

MODEL: T-39A & B
 ENGINES: (2) J60-P-3 or 3A
 FUEL: JP-4

NOTES

- P₅ limitations for normal rated thrust must be observed
- When using normal rated thrust use only the portion of the charts above the limitation lines for NMPP and only the portion of the chart BELOW the limitation lines for fuel flow.

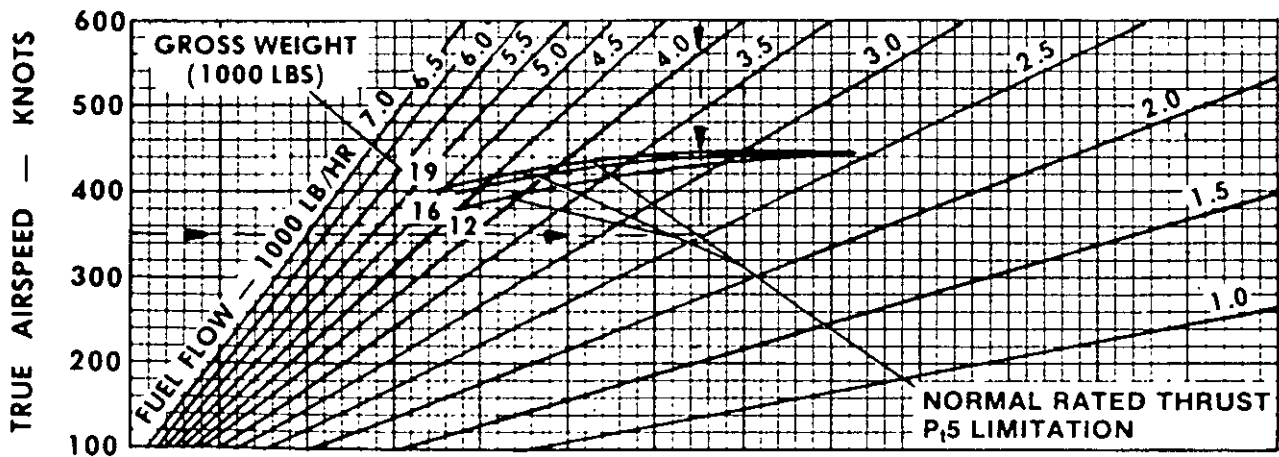
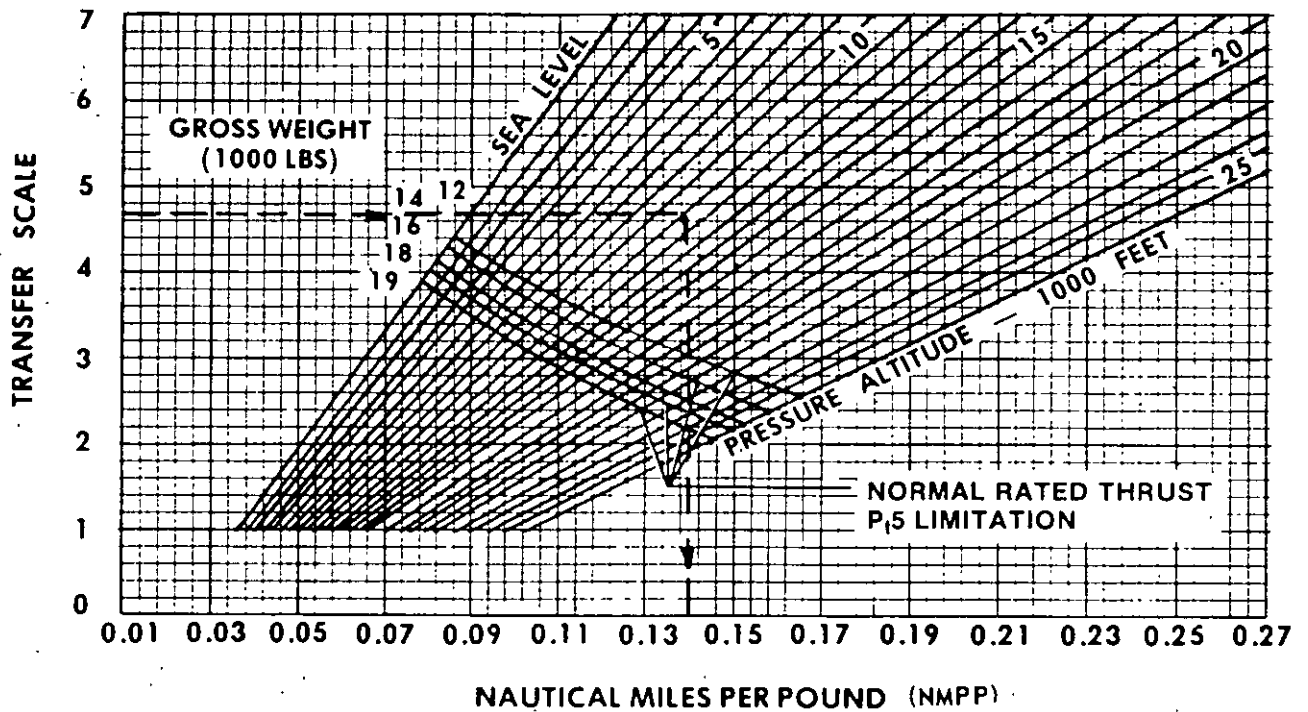


Figure A4-8 (Sheet 2 of 2)

348

NAUTICAL MILES PER POUND OF FUEL

DATA AS OF: OCTOBER 1964 AND DECEMBER 1971
 BASED ON: FLIGHT TEST USAF FTC-TDR-64-23 AND R1) AND
 P&W LETTER HCH: 1C-ENGINE 2B, DATED, DECEMBER 9, 1971

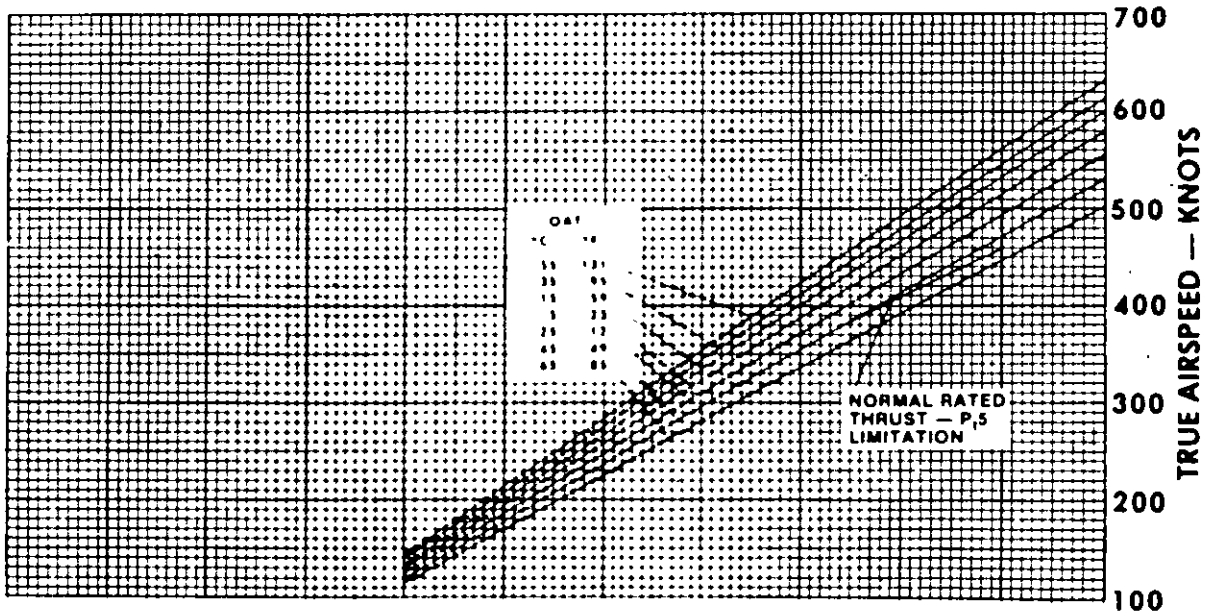
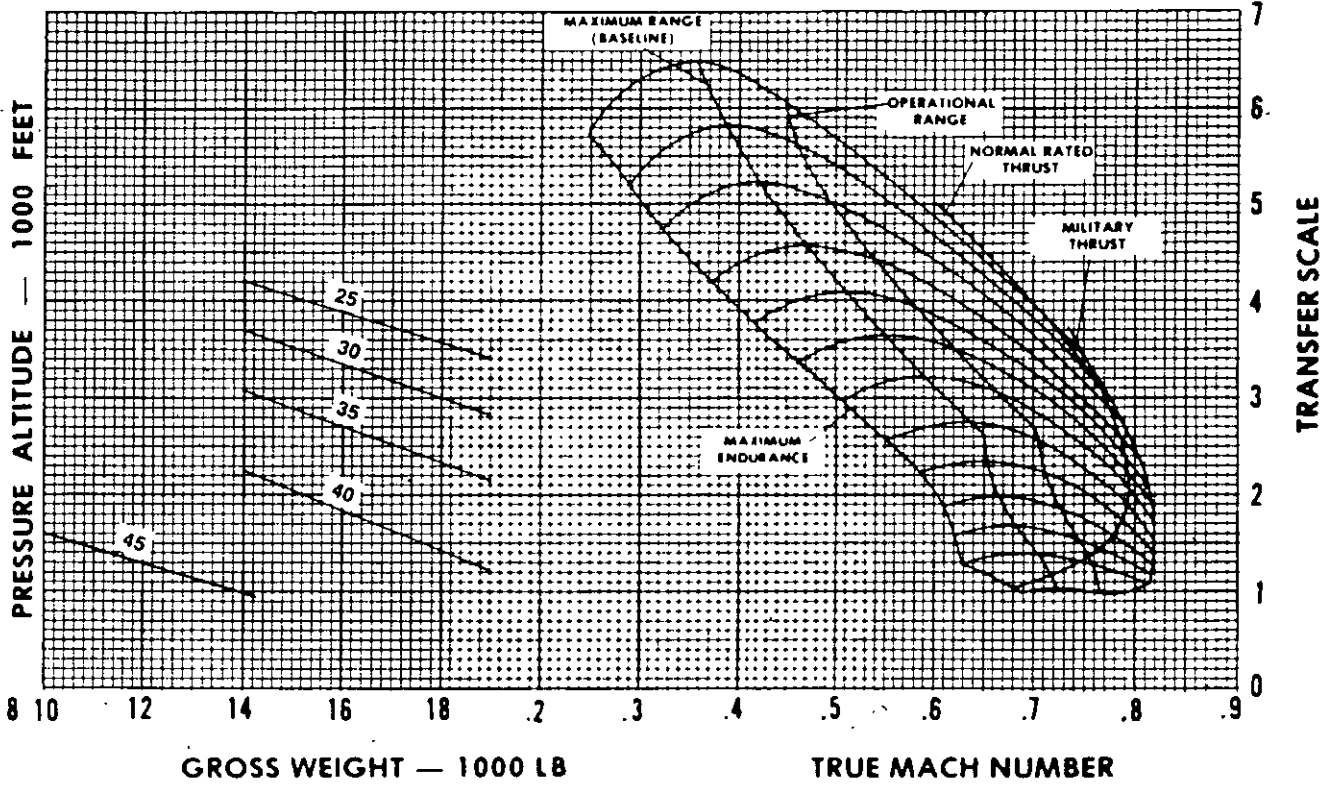


Figure A4-9 (Sheet 1 of 2)

349

25,000 FEET TO 45,000 FEET

MODEL: T-39A & B
 ENGINES: (2) J60-P-3 or 3A
 FUEL: JP-4

NOTES

- P₅ limitations for normal rated thrust must be observed
- When using normal rated thrust use only the portion of the charts ABOVE the limitation lines for NMPP and only the portion of the chart BELOW the limitation lines for fuel flow

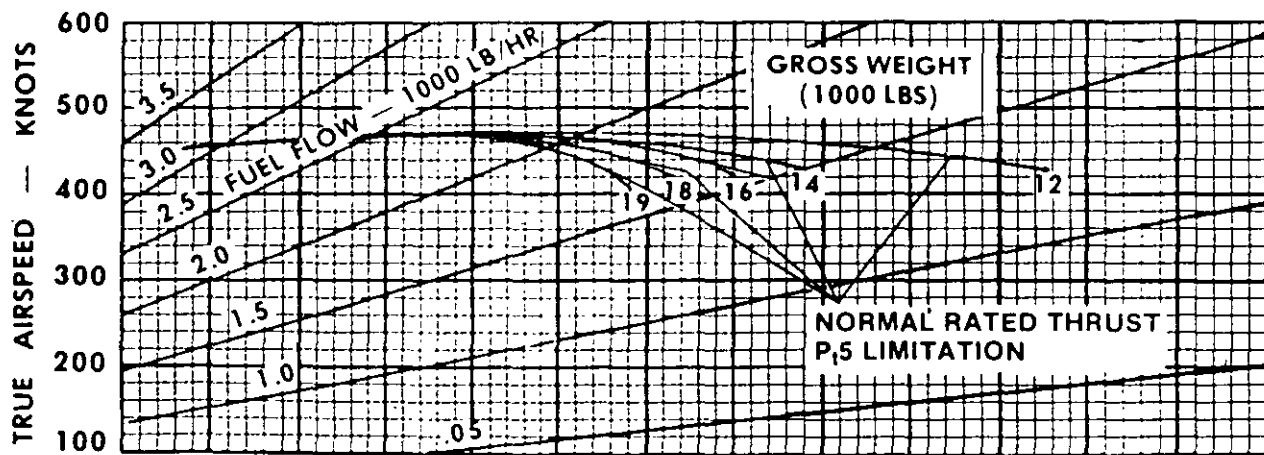
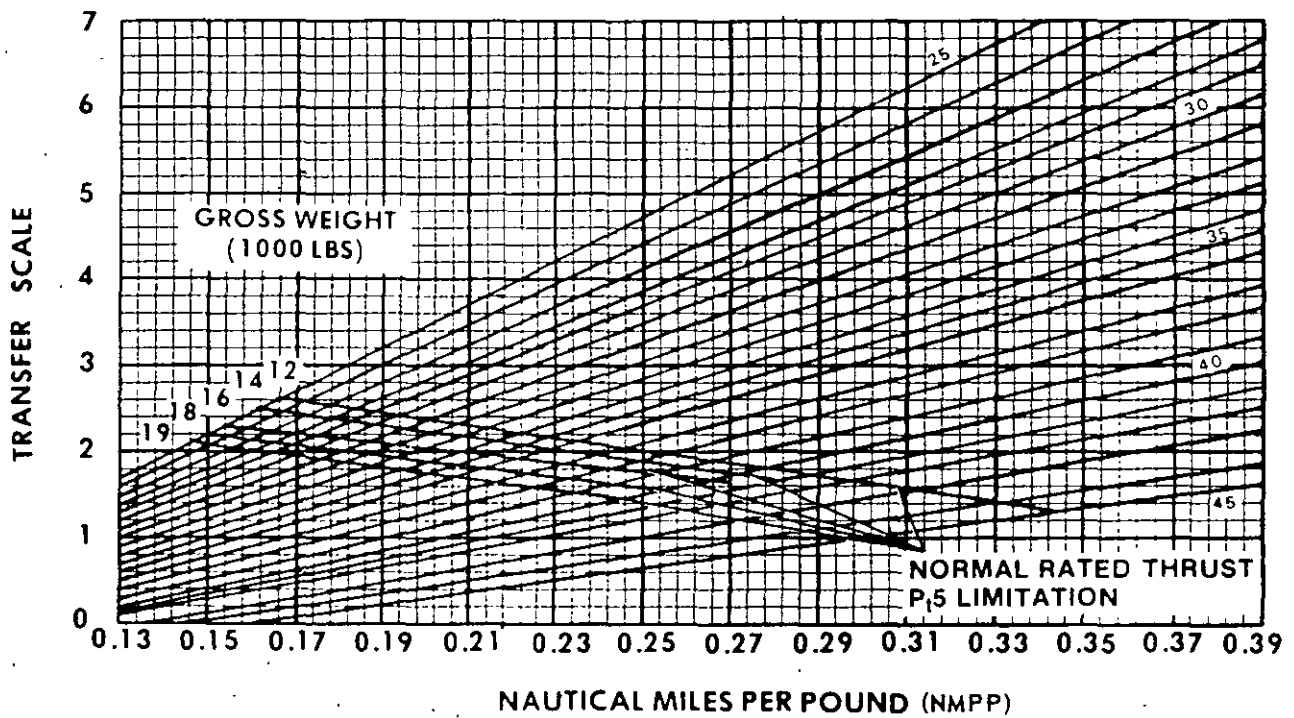


Figure A4-9 (Sheet 2 of 2)

PART 5 - DESCENTS

TABLE OF CONTENTS

Titles CAPITALIZED denote charts.

Descents	A5-1
DESCENTS-MAXIMUM RANGE OR MINIMUM TIME	A5-2
PENETRATION DESCENTS	A5-3

DESCENTS

Distance, time, fuel consumed, and rate of descent for two types of descents are given in figure A5-1. Charts include minimum time descent with Idle Thrust, speed brake out; and a maximum range descent with Idle Thrust, speed brake closed. An additional chart is provided to enable planning of missions involving penetration descents (figure A5-2).

Maximum descent distance, Idle Thrust, is achieved by maintaining the flattest possible glide angle. It is independent of weight; i.e., an airplane will have the same optimum gliding angle whether empty, partly loaded, or fully loaded. Because of this, distance traveled will be the same regardless of gross weight. To achieve optimum angle of attack for maximum glide distance, increased weight requires higher airspeed. In as much as the glide angle is fixed, the higher airspeed gives increased sink rates and shorter descent time, but the same glide distance. The maximum range descent speed, Idle Thrust, is established by gradually reducing thrust. At the reduced thrust setting, the airplane will decelerate and stabilize at a lower speed. Continuing the process, a speed will be reached where any further reduction in speed requires increased thrust to stabilize. Reduce throttle to Idle Thrust, nose over, and maintain the descent speed constant. Whereas Idle Thrust descents require only a knowledge of airplane drag characteristics, power-on descents

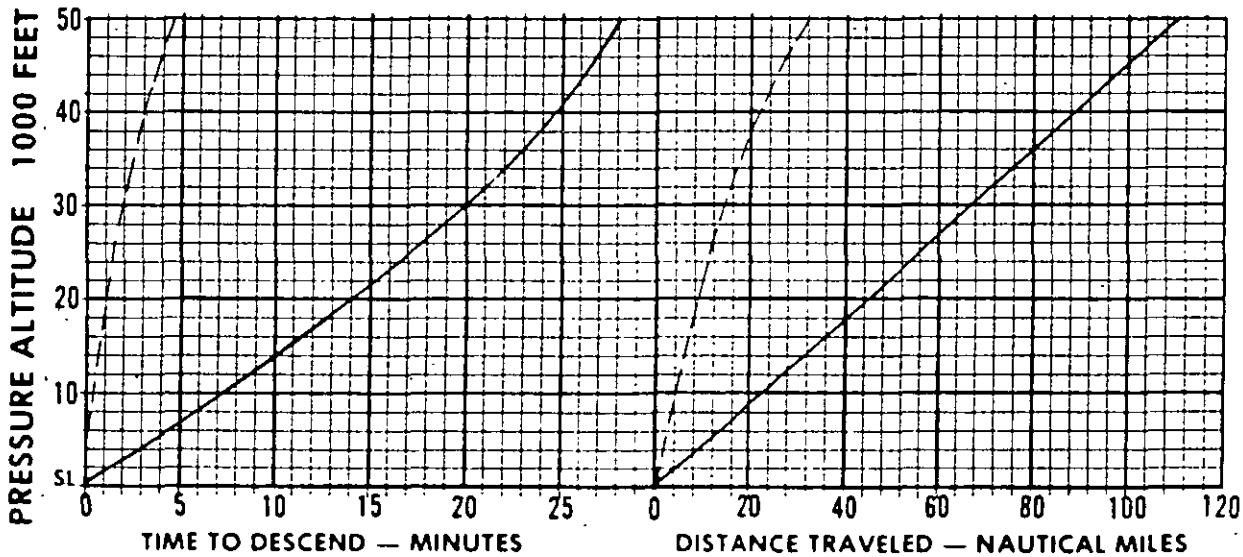
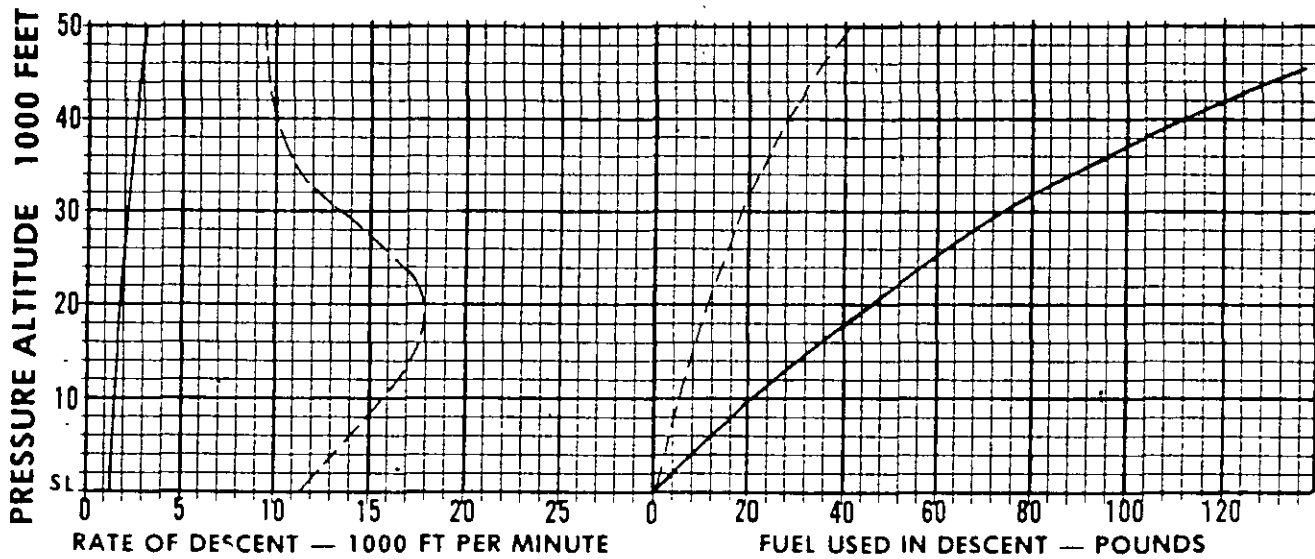
require an understanding of the engine performance as well. Tactically, it is a requirement to consistently make good the time-distance-fuel in a power-on descent. Because thrust is a critical factor in descent, it is mandatory that the thrust be accurately established in flight by accounting for the factors which affect thrust; namely, Mach number, altitude, and free air temperature. A thrust meter is the most desirable and direct means for establishing a thrust. Most high-performance aircraft are provided with a thrust meter of some kind. Fuel flow is also a satisfactory means of establishing thrust for the power-on descent. The power-on descent is initiated by reducing the thrust to a specific thrust meter or fuel flow setting. Maintain the altitude until the airplane has decelerated to the desired descent speed (Mach number). At this point, the thrust setting is established and there is no need to bother again with the throttle until the descent is complete. At the desired speed, push over and concentrate only on maintaining the descent speed. An interesting feature of the power-on descent is that initially at high altitudes, the rate of descent is relatively low, building up to a rather high rate just before termination at low altitudes.

Thrust varies drastically with free air temperature; consequently, rpm should not be used to monitor thrust. Remember, time-fuel-distance in descent can be consistently achieved only by means of either a thrust meter or engine fuel flow.

DATA AS OF:
 BASED ON: FLIGHT TEST
 (USAF FTC-TDR-64-23, AND RI)

DESCENTS
MAXIMUM RANGE OR MINIMUM TIME

MODEL: T-39A & B
 ENGINES: (2) J60-P-3 OR -3A
 FUEL: JP-4



LEGEND

- Maximum-range descent (maximum-glide distance)
- - - Minimum-time descent

REMARKS

- 1 Maximum-range descent — Use idle thrust speed brake closed. Descend at 180 KIAS above FL 350 and 160 KIAS below FL 350.
- 2 Minimum-time descent — Use idle thrust speed brake open. Descend at 765 Mach number or 350 KIAS whichever is less.

Figure A5-1

357

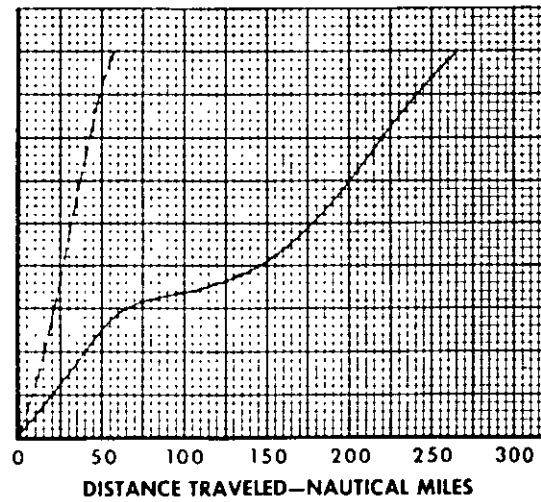
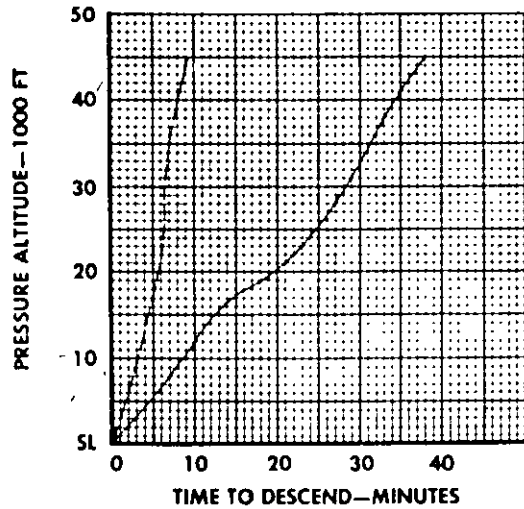
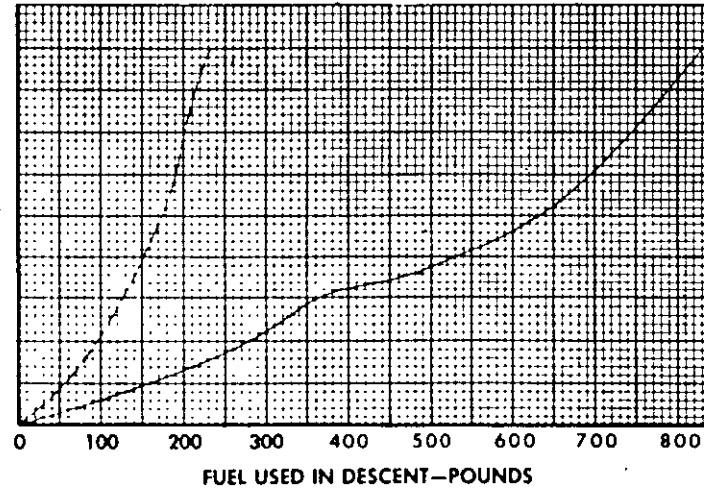
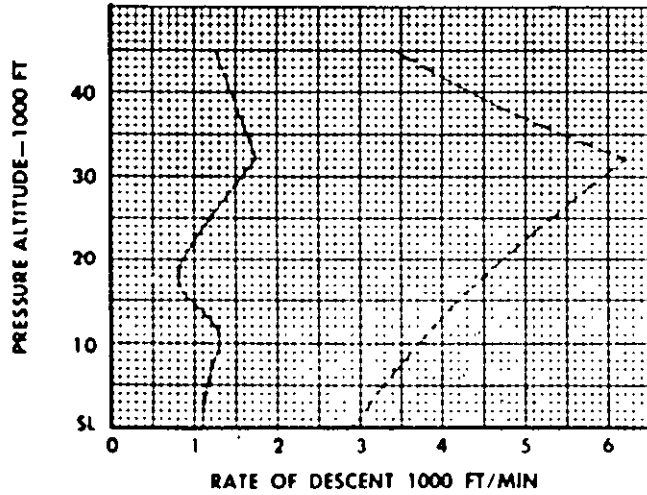
DATA AS OF: 20 JUNE 1962
 BASED ON: RI FLIGHT TEST
 AND ESTIMATED FUEL FLOWS

PENETRATION DESCENTS

MODEL: T-39A & B
 ENGINES: (2) J60-P-3, OR -3A
 FUEL: JP-4

NOTES

- Use 75% rpm, speed brake open or closed. Descend at 7 Mach or 250 KIAS, whichever is less
- For speed-brake-closed descent below 15,000 feet, use 65% rpm.



LEGEND
 - - - - - SPEED BRAKE OPEN
 ———— SPEED BRAKE CLOSED

Figure A5-2

A5-3/(A5-4 BLANK)

39A-1-93-48E

TO 1T-39A-1

353

PART 6 - LANDING

TABLE OF CONTENTS

Titles CAPITALIZED denote charts.

Landing Distance Over Obstacle	A6-1
Landing Distance-Ground Roll	A6-1
Runway Conditions	A6-1
LANDING DISTANCE OVER OBSTACLE	A6-2
LANDING DISTANCE-GROUND ROLL	A6-3

LANDING DISTANCE OVER OBSTACLE

The landing distance over obstacle chart (figure A6-1) shows the distance required to stop for a recommended landing. The distance as shown is ground-roll distance, plus an distance required when landing over a 50-foot obstacle. The chart is based upon using full flaps for landing. After touchdown, the flaps are immediately raised to provide maximum weight on the landing gear, thus providing maximum efficiency for wheel brakes. A note on the chart shows the percentage of increase in distance for landings with the speed brake closed, and a percentage decrease in distance when one engine is shut down. Temperature, altitude, gross weight, and runway condition readings are included. The final approach speed (required speed to be used at the 50-foot obstacle) for various weights is shown with a note to show approximate touchdown speeds. Approach patterns with extended base or long final approach legs may be flown at increased speeds if mission requirements so dictate.

LANDING DISTANCE-GROUND ROLL

Landing ground-roll distances are shown in figure A6-2 for the recommended landing configuration of

flaps down and speed brake open. Temperature, altitude, gross weight, and runway condition readings are included.

RUNWAY CONDITION

When other than dry conditions exist on active runways, a correction shall be applied to the ground roll distance obtained from the charts. This correction is obtained by using the runway condition grid in the same manner as the wind or runway slope grids. The relative slickness of the runway will be transmitted as part of the teletype weather sequence, appearing as the RCR number. An example on the chart shows how this correction is applied.

NOTE

- If no RCR number is available, use RCR 12 for wet runways and RCR 5 for icy runways.
- For ICAO report of good, use RCR 23; for medium, use RCR 12; and for poor, use RCR 5.
- See cross-wind chart (figure A2-4) for RCR limitations versus cross-wind component.

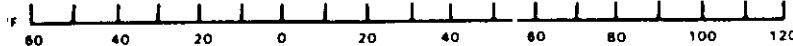
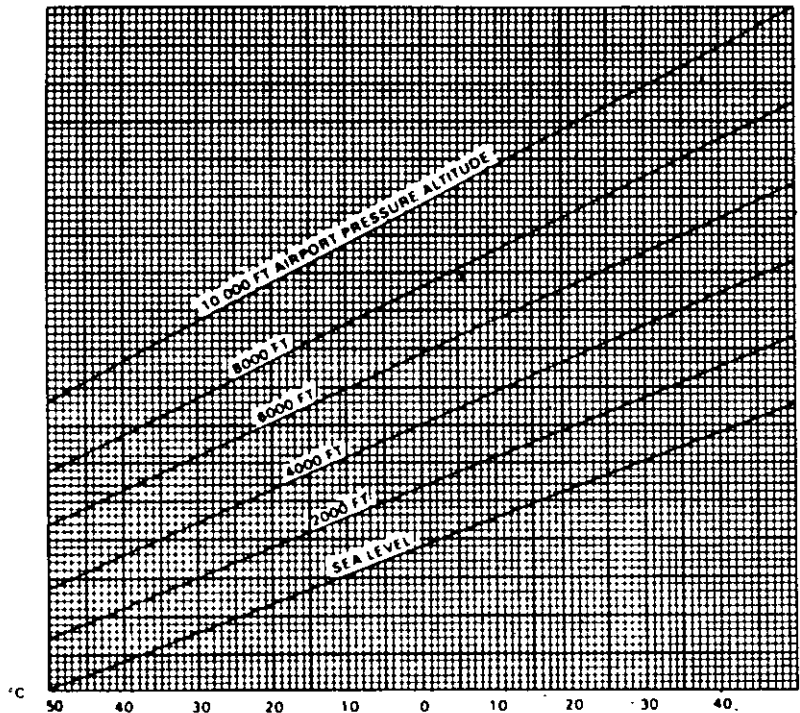
355
A6-2 Change 4

STANDARD DAY
DATA AS OF: MAY 1978
BASED ON: FLIGHT TEST

LANDING DISTANCE - OVER OBSTACLE
FLAPS - DOWN ON TOUCHDOWN, UP ON ROLLOUT
SPEED BRAKE OPEN - ANTISKID ON

MODEL: T-39A & B
ENGINE: (2) J60-P-3 OR -3A
FUEL: JP-4

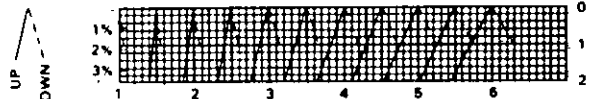
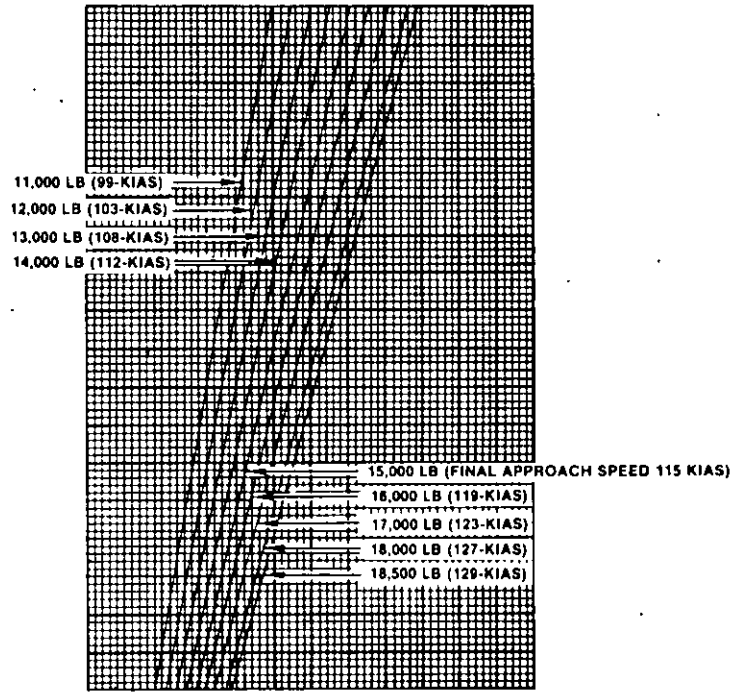
TO IT-39A-1



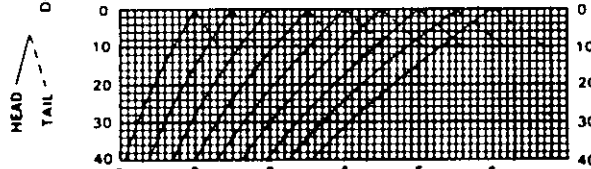
FREE AIR TEMPERATURE

NOTE

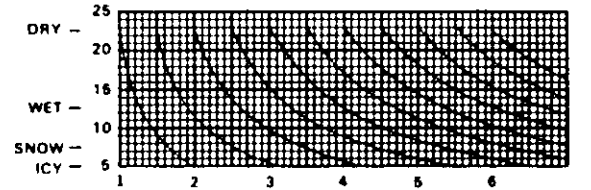
- Speed brake closed will increase distance by 4 percent
- Touchdown speed will be approximately 7-knot IAS lower than final approach speed
- For each 5 knots above recommended touchdown speed, increase distance by 7 percent
- For one-engine ground roll, reduce distance by 3 percent
- For antiskid off, or for use of emergency brakes, add 1000 feet to landing distance



RUNWAY SLOPE - DEGREES



WIND - KNOTS



RUNWAY CONDITION READING

DISTANCE FROM 50 FT OBSTACLE TO STOP 1000 FT

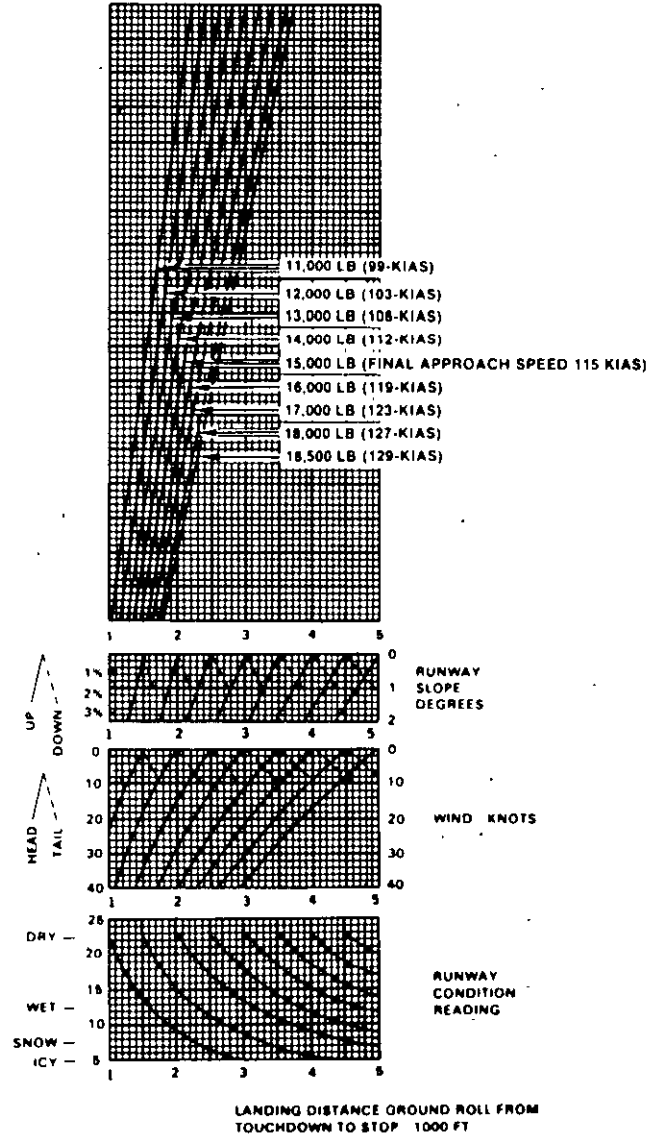
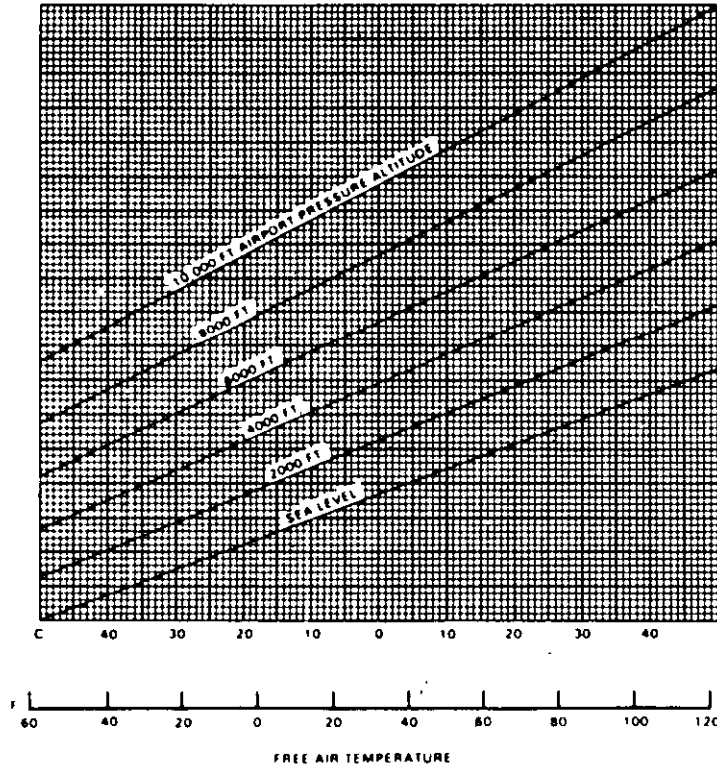
T 39A 1 93 96

STANDARD DAY
 DATA AS OF MAY 1978
 BASED ON FLIGHT TEST

LANDING DISTANCE — GROUND ROLL
 FLAPS - DOWN ON TOUCHDOWN, UP ON ROLLOUT
 SPEED BRAKE OPEN - ANTISKID ON

MODEL: T-39A & B
 ENGINE: (2) J60-P-3 OR -3A
 FUEL: JP-4

Figure A6-2



NOTE

- Speed brake closed will increase distance by 6 percent
- Touchdown speed will be approximately 7-knot IAS lower than final approach speed
- For each 5 knots above recommended touchdown speed increase distance by 10 percent
- For one-engine ground roll reduce distance by 4 percent
- For antiskid off, or for use of emergency brakes, add 1000 feet to landing distance

Change 4 A6-3/(A6-4 Blank)

356

PART 7-J201A AND B COMPUTERS

J201A COMPUTER

The J201A computer is used to compute P_{15} for engine thrust setting and as an aid to inflight planning. The computer is essentially a circular slide rule made of three blue and gray plastic discs. The computer may be used to solve problems of thrust setting, speed and distance, and time. In addition, it may be used to obtain various conversion and correction factors and to perform certain numerical computations. The scales are clearly marked, and instructions are printed on the computer for their use. Figure A7-1 shows the computer and identifies major scales, legends, and indexes.

The interpretation of the scales in one segment is the same for all other segments. The increments on each scale are numbered. The speed and distance scale and the time scale contain values representing 10 to 100. Because these scales are logarithmic, any number may also be used as a multiple of 10. For example, the number 40 may be used as 0.4, 4, 40, 400, 4000, and so on. Examples used in the text are arbitrarily chosen and are only shown to aid in the explanation of an individual function.

P_{15} ENGINE THRUST COMPUTATION SCALES

MILITARY THRUST SETTING FOR TAKEOFF

On Takeoff Rated Thrust Setting segment, align actual runway air temperature ("FLD TEMP.") on "DEG. C." or "DEG. F." scale with airport pressure altitude (thousands of feet) in "PR. ALT." window. Read required P_{15} value under blue P_{15} index. (For "PR. ALT." of 1,000 feet and "FLD. TEMP." of 20°C, P_{15} is 58.6 in. Hg.)

NOTE

Do not use temperature gauge in cockpit to obtain free air temperature on ground.

MILITARY RATED THRUST SETTING-INFLIGHT

Using Military Rated Thrust setting - inflight segment, align indicated temperature on "IND. TEMP." scale with pressure altitude (thousands of feet) in "PR. ALT." window. Read P_{15} value in P_{15} window under indicated Mach on "IND MACH" scale. (For "IND. TEMP." of 0°C, "PR. ALT." 10,000 feet, "IND. MACH." .48, P_{15} is 51.0 in. Hg.) Refer to

"Inflight Limiting Temperature for Military and Normal Thrust Settings" table, and note under Military Power limiting temperature for an indicated Mach number of 0.60 would be -16°C. For all temperatures below -16°C, use -16°C.

NORMAL RATED THRUST SETTING-INFLIGHT

Use Normal Rated Thrust setting, inflight segment, in same manner as described under "Military Thrust Setting - Inflight." Refer to "Inflight Limiting Temperatures for Military and Normal Thrust Settings" table to determine limiting temperature depending on Mach number. For example, at 0.60 Mach the limit temperature is -34.5°C. For all temperatures below -34.5°C, use this value.

MISCELLANEOUS SCALES

TRUE MACH AND AIRSPEED

Using true Mach segment, align calibrated pressure altitude (thousands of feet) on "CAL. PR. ALTITUDE" scale with indicated airspeed on "INDICATED AIRSPEED" scale. Without moving computer disc, read true Mach at "TRUE MACH" index.

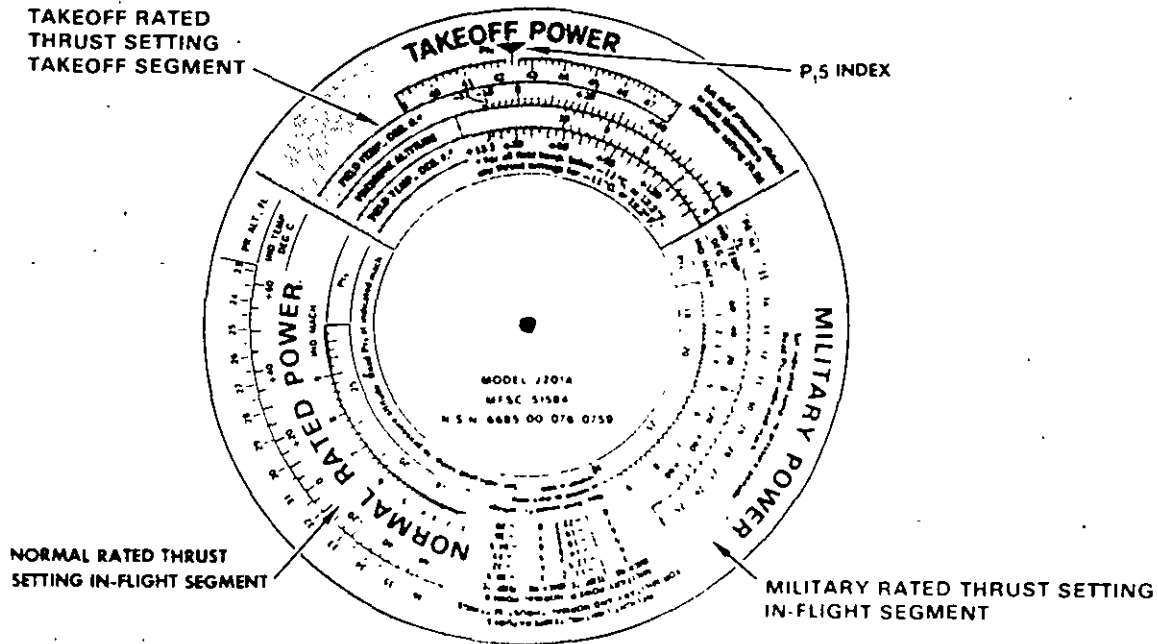
Now align indicated air temperature on "INDICATED AIR TEMP." scale (degrees C) with true Mach on blue "TRUE MACH" scale. Read true airspeed in knots above time/true airspeed ("KTS T. A. S.") index. (For "CAL. PR. ALTITUDE" of 35,000 feet, IAS of 220 knots, true Mach is 0.65. For indicated air temperature of -35°C, TAS is 381 knots.)

STATIC AND TOTAL TEMPERATURE

With "TRUE MACH" and "INDICATED AIR TEMP." scales lined up, static and total temperature are read for the same true Mach on the appropriate scale. Static temperature is the actual outside air temperature. Total temperature is the air temperature corrected for ram effect at any leading surface of the airplane, for example, for engine inlet ducts or the wing leading edges. (For true Mach 0.65 and an indicated air temperature of -35°C, static temperature is -48°C and total temperature is -29°C.)

J201A COMPUTER

P₅ ENGINE THRUST COMPUTATION SCALES



MISCELLANEOUS SCALES

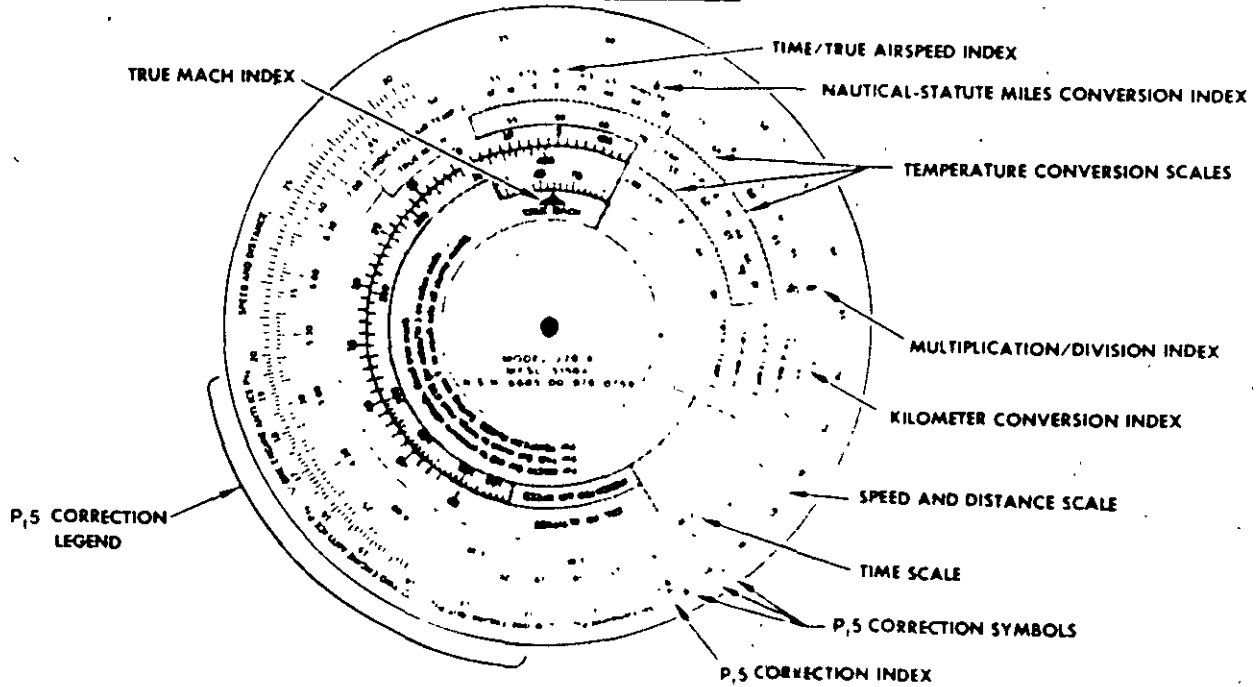


Figure A7-1

P_t5 Corrections

To determine correct P_t5 setting for single-engine operation or during anti-ice system operation, set previously computed takeoff or inflight P_t5 beneath P_t5 correction index (10) on speed and distance scale. Using P_t5 correction legend to right of index, determine appropriate configuration symbol to be used. To the left of the P_t5 correction index beneath the appropriate symbol will be the maximum P_t5 for that configuration. (For computed P_t5 of 47.5 in. Hg and two-engine anti-ice operation, maximum P_t5 is 45.1 in. Hg.) When operating engine inlet anti-icing, reduce computed two-engine P_t5 by 5 percent. For single-engine operation, reduce P_t5 by 1.5 percent. These reductions are additive if both conditions occur at the same time.

SPEED AND DISTANCE

Speed per hour is obtained by aligning distance traveled with time elapsed and reading speed opposite the time/true airspeed index. To compute distance traveled for any given length of time, align time/true airspeed ("KTS. T.A.S.") index with speed per hour on "SPEED AND DISTANCE" scale. Read distance traveled above minutes (hours) elapsed. At a speed of 385 knots for 180 minutes (3:00 hours), distance is 1.155 nautical miles.

MILES TO KNOTS

Align nautical-statute miles conversion index with known statute miles or miles per hour on "SPEED AND DISTANCE" scale. Read nautical miles or knots opposite time/true airspeed ("KTS. T.A.S.") index. To convert from nautical miles or knots to statute miles or miles per hour, align time/true airspeed index with knots and read statute values opposite miles conversion index.

KILOMETER CONVERSION INDEX

The kilometer conversion index is used in the identical manner as described for the nautical-statute miles conversion index. With the kilometer index aligned with known kilometers, statute or nautical miles may be read opposite the appropriate index.

MULTIPLICATION

Align multiplication/division index of time scale with number to be multiplied. Read product on "SPEED AND DISTANCE" scale above multiplier on time scale.

DIVISION

Align dividend of "SPEED AND DISTANCE" scale with divisor on time scale. The multiplication/division index will align with the quotient on the "SPEED AND DISTANCE" scale. Division has a practical application in determining fuel flow, using the formula TAS divided by NAUTICAL MILES PER POUND OF FUEL equals POUNDS PER HOUR FUEL FLOW. Example: Find 400 (TAS) on "SPEED AND DISTANCE" scale. Set 0.25 (nautical mile/pound fuel) on time scale opposite 400 of "SPEED AND DISTANCE" scale. Read 1595 opposite multiplication/division index which is total pounds-per-hour fuel flow. (Each fuel flow indicator should read 800 pounds per hour.)

J201B COMPUTER

The J201B computer is used to compute "TAKEOFF GROUND RUN" and "LANDING DISTANCE-GROUND ROLL" information. Figure A7-2 shows the J201B computer and identifies its major scale legends and indexes.

To compute takeoff ground run, set airport pressure altitude at runway air temperature. Use tower reported air temperature; do not use temperature indication in cockpit. Read ground run distance opposite takeoff weight. Takeoff ground run provides the total distance from brake release to main gear liftoff.

Example: Airport pressure altitude is 3,200 feet.
Runway air temperature is 40°F (5°C).
Takeoff weight is 18,500 pounds.
Takeoff ground run distance is 3,350 feet.

To compute landing distance ground roll, set airport pressure altitude opposite free air temperature. Read landing distance ground roll opposite landing weight.

Example: Airport pressure altitude is 1,000 feet.
Free air temperature is 60°F (16°C).
Landing weight is 14,500 pounds.
Landing distance-ground roll is 2,250 feet.

J201B COMPUTER

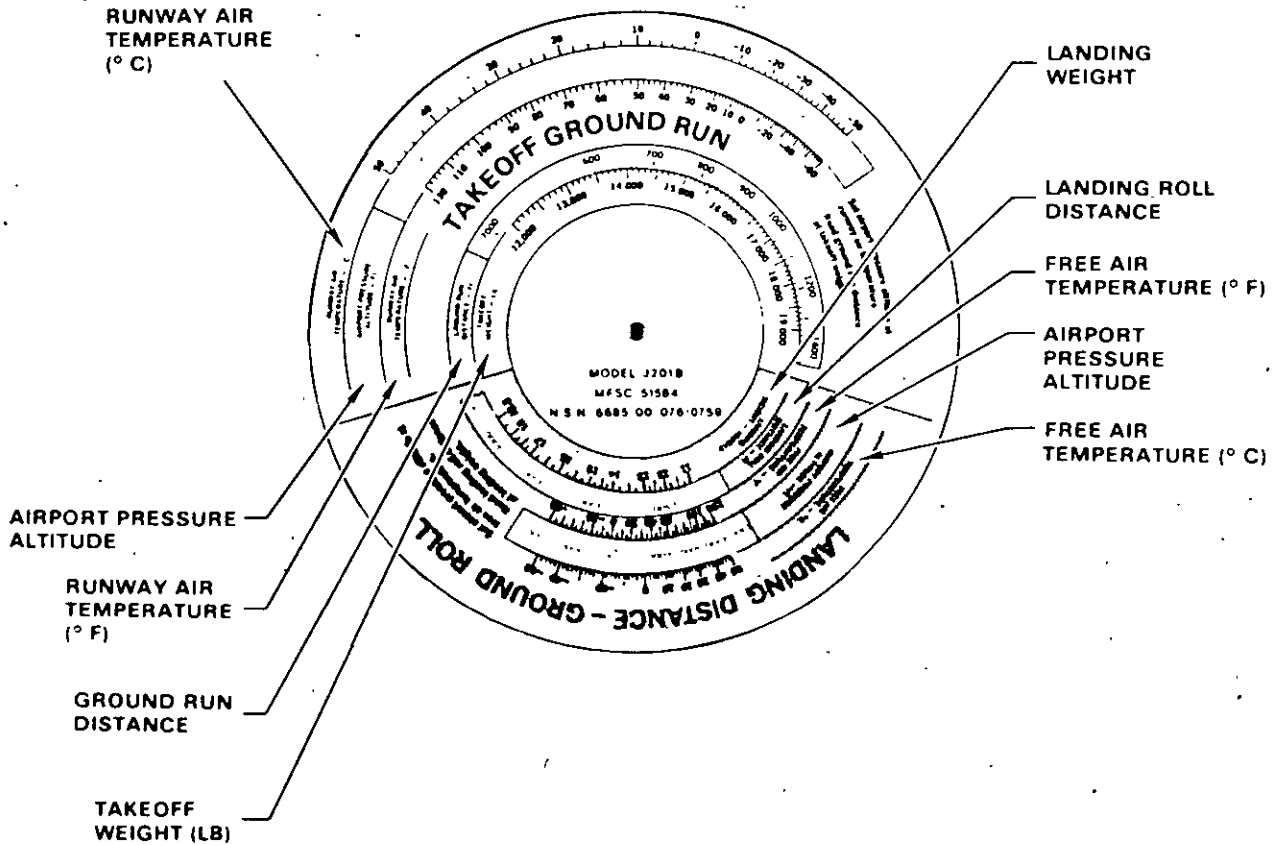


Figure A7-2

A7-4
360

The landing distances shown on the J201B computer are for operations with antiskid off. Antiskid on distances may be approximated from the J201B computer by using the following table:

Pressure Altitude - Ft	Factor
Sea level	0.83
1,000	0.81
2,000	0.79
3,000	0.77
4,000	0.76
5,000	0.74
6,000	0.73
7,000	0.72
8,000	0.70
9,000	0.69
10,000	0.68

Example: Airport pressure altitude is 1,000 feet.
 Free air temperature is 60°F (16°C).
 Landing weight is 14,500 pounds.
 J201B landing distance-ground roll is 2,250 feet.
 From the table, the factor for 1,000 feet is 0.81
 Ground roll, antiskid on, becomes $2,250 \text{ feet} \times 0.81 = 1,823 \text{ feet}$.
 Ground roll from the landing distance-ground roll chart (figure A6-2), anti-skid on, is 1,850 feet.
 Error is 27 feet.

ALPHABETICAL INDEX

NOTE

Page numbers underscored denote illustrations.

A	
Abort	3-10
Acceleration Limitations	5-9
zero- and negative-G flight time limit	5-9
Accelerometer	1-73
ADF System	1-136
After Landing	
after clearing runway	2-28
before parking	2-28
After Leaving Airplane	
cold weather procedure	7-12
hot weather and desert procedure	7-13
After stopping	2-30
After Takeoff and Climb	2-17
cold weather procedure	7-12
Aft Fuselage Overheat	3-24
Aft Fuselage Overheat Detection System	1-87
Ailerons	1-64, <u>1-66</u>
Flight characteristics	6-1
Air-bleed System, Engine	1-5
Air Conditioning and Pressurization	
System	1-91, <u>1-91</u>
air outlets, cockpit and cabin cooling	1-97
air outlets, cockpit and cabin	
pressurization	1-97
controls	1-96
knob, cabin and cockpit air	
temperature rheostat	1-96
switch, cabin air selector	1-96
switch, cabin temperature selector	1-96
switches, footwarmer	1-94
footwarmers	1-94
indicators:	
indicator, cabin altimeter and	
differential-pressure	1-97
indicator, cabin pressure rate-of-change	1-98
light, aft fuselage overheat caution	1-87
light, cabin air overheat caution	1-97
light, cabin pressure failure warning	1-97
light, door-open caution	1-90
light, pressurization duct failure	
caution	1-97
pressurization, cabin emergency	1-94
seals, door	1-98
Airspeed, Altitude, and Temperature	
Corrections	A1-1, <u>A1-3</u> , thru <u>A1-7</u>
Airspeed Indicators	1-70
Airspeed Limitations	5-8
horizontal stabilizer trim speed	
limitation	5-8
landing gear lowering speed	5-8
maximum allowable airspeed	5-8
windshield wiper speed limitation	5-8
wing flap lowering speed	5-8
Air Start, Engine	3-15, <u>3-17</u>
Air Start Switch	1-21
Air Temperature Correction	A1-2, <u>A1-7</u>
Alternate and Emergency Fuel Limitations	5-5
Altimeter and Differential-Pressure	
Indicator, Cabin	1-97
Altimeters	1-72
AAU-19/A	1-72
Altitude Corrections	A1-2, <u>A1-6</u>
Antenna Locations	<u>1-119</u>
Antenna Selector Switch Panel	<u>1-6</u>
Anticollision Light Switch	1-128, <u>1-133</u>
Anti-icing Systems	1-98, <u>1-99</u>
heater, pitot	1-104
switch, pitot anti-ice	<u>1-99</u>
inlet duct and guide vane anti-icing	
system	1-98, <u>1-99</u>
lights, engine anti-icing failure	1-98
switch, engine inlet anti-icing	1-98
windshield anti-ice system, side and	
overhead	<u>1-101</u> , <u>1-100</u>
failures	1-103, <u>1-103</u>
switch, side windshield anti-ice	1-100
windshield anti-icing system	1-100, <u>1-101</u>
failures	1-103, <u>1-103</u>
lights, ac generator-off caution	1-102
lights, ac generator overheat caution	1-102
light, windshield overheat caution	1-102
switches, forward windshield ac	
generator	1-102
switch, forward windshield anti-ice	1-102
ram-air inlet anti-ice system	1-100
Antiskid Brake Failure	3-11
Antiskid Switch	1-64
Antiskid System	1-63
Approach	2-20
hot weather and desert procedure	7-13
ice and rain, operation in	7-8
H.S. approach	1-80, 7-4, <u>7-7</u>

Localizer back course 1-82
 Missed approach 7-5
 Radar approach 7-4, 7-6
 Attitude Director Indicator 1-75
 Attitude Indicator 1-74
 Attitude Indicator, Standby 1-74
 Automatic Direction Finder System 1-135
 Axe, Emergency 1-90

B

Baggage Compartment 1-146
 light and switch 1-131
 Baggage Limitations 5-9
 Batteries 1-30, 1-153
 start 2-32
 switch 1-31
 Battery Temperature Indicator 1-31
 Bearing-Distance-Heading Indicator
 (BDHI) 1-6, 1-8, 1-76
 Before Entering Airplane
 cold wether procedure 7-10
 hot weather and desert procedure 7-13
 Before Landing 2-20
 Before Leaving Airplane 2-29
 Before Starting Engines 2-5
 Before Taxiing 2-13, 2-14
 Belly Landing 3-38
 Brake failure 3-11
 Brake System, Wheel 1-62
 handle, emergency brake control T 1-63
 handle, parking brake T 1-63
 operation 2-21
 Buttons, Control (see applicable
 system)

C

Cabin
 check, interior 2-2
 emergency entrance 3-8
 emergency escape 3-9
 fire - nonelectrical 3-21
 smoke and fumes 3-20
 switch, light color-control 1-131, 1-133
 switch, passenger light 1-131, 1-133
 Cabin Air Conditioning and
 Pressurization System
 (see Air Condition and
 Pressurization System)
 Cargo
 loading and limitations 5-10, 5-14
 kit 5-14
 Caution and Warning Light System 1-82, 1-84
 switch, test 1-83
 Caution Lights 1-82, 1-84, 3-3
 ac generator off 1-102
 ac generator overheat 1-102

ac instrument power off 1-42
 aft fuselage overheat 1-87
 cabin air overheat 1-97
 cross reference 1-86
 dc generator off 1-36
 door open 1-90
 engine anti-icing failure 1-98
 fuel filter blocked 1-28
 fuel heater 1-28
 fuel jettison open 1-27
 fuel pump crossfeed fail 1-26
 fuel shutoff fail 1-26
 fuel tank crossfeed fail 1-26
 hydraulic pressure/power off 1-51
 initial action 3-2, 3-3
 low fuel level 1-26
 low fuel pressure 1-25
 low oil pressure 1-22
 main inverter failure 1-38
 main steering system failure 1-60
 oil overheat 1-22
 pressurization duct failure 1-97
 speed brake 1-56
 switch, test 1-83
 windshield overheat 1-102
 Center-of-Gravity Limitations 5-10
 Center Pedestal 1-13
 rheostat, light 1-130
 Charts
 climb A3-1
 computer, J201 A7-1
 descents A6-1
 fuel quantity data 1-25
 general information, performance
 data A1-1
 instrument markings 5-2, 5-3
 landing A6-1
 operating flight limits 5-11, 5-12, 5-13
 oxygen duration 1-112
 range A4-1
 stall speeds 6-2
 takeoff A2-1
 Checklist 2-1
 Checks
 before leaving airplane 2-29
 exterior inspection 2-2, 2-3
 interior check 2-2
 thru-flight inspection 2-2
 warmup and ground check 7-11
 weight and balance 2-1
 Circuit Breakers 1-49
 panel 1-43
 Clearing Engine 2-12
 Climb 2-17, 2-17
 charts A3-1
 ice and rain, operation in 7-8
 instrument climb 7-4

Closed Pattern	2-27	weather radar system, RDR/110	1-140
Coat Compartment light and switch	1-131	PPI indicator controls	1-141, 1-143
Cockpit	1-6, thru 1-16	inflight procedure	1-144
emergency entrance	3-8	knob, antenna tilt control	1-143
emergency escape	3-8	knob, gain control	1-142
smoke and fumes	3-20	knob, intensity control	1-143
switch, dome light	1-130	knob, power-range selector	1-141
valve, water drain	1-154, 1-155	knob, scan rate control	1-144
Cockpit Air Conditioning and Pressurization		switch, mode selector	1-141
System (see Air Conditioning and		presentation	1-141, 1-142
Pressurization System)		terrain mapping	1-141
Cold Weather Procedures	7-10	Compass, Magnetic	1-74
Communications and Associated		Compressor Airbleed System	1-5
Electronic Equipment	1-113, 1-116	Computer, CPU-4/A Flight Director	1-74
antenna locations	1-18, 1-19	Computer, J201 A, B	A7-1
command radio, AN/ARC-164,		Console Light Rheostats	1-130, 1-133
UHF	1-120, 1-121	Controllability Check	3-39
automatic direction finder	1-121	Controls	
controls	1-120	see applicable system	
frequency chart	1-120	Control Wheels	1-64, 1-67
normal operation	1-121	Covers, Protective	1-146
command radio, VHF-101	1-127	Crew Compartment	
controls	1-127	see Cockpit	
command radio, VHF-807A	1-126	Crew Requirements, Minimum	5-1
controls	1-126	Cross-wind Landing	2-26, A2-4, A2-7
operation	1-126	Cross-wind Takeoff	2-17, A2-4, A2-7
command radio, VHF AN, ARC-186(V)	1-127	Cruise	
controls	1-127	ice and rain, operation in	7-8
operation	1-127	instrument cruising flight	7-4
IFF system (AN/APX-72)	1-122, 1-124	speed	6-4
airborne check	1-126	Curtain	1-146
controls	1-124		
emergency operation	1-123	D	
identification of position operation	1-123	Danger Areas	2-9
mode 4 monitoring operation	1-123	Data Cards, Takeoff and Landing	2-1, A2-6
operation	1-122	Deicing System	1-105
system self-test	1-123	fuel heater system	1-105
instrument flight procedure	7-1	light, fuel filter blocked caution	1-105
intercommunication set AN AIC-10A		light, fuel heater caution	1-105
amplifiers, audio-frequency	1-114	operation	1-105
controls:		switch, fuel heater	1-105
button, microphone	1-115	switch, ice-check light	1-129
knob, volume control	1-115	Descent	2-19
switch, cabin speaker	1-114	charts	A5-1
switch, cockpit speaker	1-114	emergency	3-24
switches, mixer	1-114	ice and rain, operation in	7-8
switch, function selector	1-115	Desert Procedure	7-12
switch, interphone-microphone	1-115	Diuter Lever, Oxygen Regulator	1-109
switch, NORMAL-AUX		Dimensions, Airplane	1-2
LISTEN	1-115	Directional Stability Characteristics	6-4
emergency operation	1-119	Ditching	3-28
operation	1-118	Dives	6-4
panels, intercommunication control	1-114	Door, Entrance	1-90
ground	1-115	light, door open caution	1-90
switch, radio and instrument master	1-113		

lock, entrance door ground.....	1-91
operation.....	2-4
switch, entrance light.....	1-131,1-33
Door-Open-in-Flight Emergency.....	3-16
Door Seals.....	1-98
Drain Valve, Cockpit Water.....	1-154,1-155
Dual Flame-Out Landing.....	3-29

E

Electrical Power Supply System.....	1-30
ac electrical power distribution.....	1-36,1-40
busses:	
A- B- and C-phase ac busses.....	1-37
5-volt ac indirect-light busses.....	1-37
115-volt ac nonessential bus.....	1-36
ac essential bus.....	1-37
No: 1 and No: 2 26-volt ac busses.....	1-37
control, automatic inverter	
changeover.....	1-38
generators, ac, T-39A:	
lights, ac generator-off caution.....	1-102
lights, ac generator overheat	
caution.....	1-102
switches, ac generator.....	1-101
generators, ac, T-39B:	
lights, ac generator-off caution.....	1-38
lights, ac generator overheat	
caution.....	1-42
switches, ac generator.....	1-39
inverter failure, T-39A.....	3-19
light, ac instrument power-off	
caution.....	1-42
light, main inverter failure caution.....	1-38
receptacles, external power.....	1-42
relay, ac power transfer.....	1-38
switch, inverter.....	1-38
switch, inverter voltage test.....	1-42
switch, instrument master.....	1-38
voltmeter, ac.....	1-36
circuit breakers.....	1-49
panels.....	1-43
dc electrical power	
distribution.....	1-30,1-32,1-34
busses:	
battery bus.....	1-30
dc essential bus.....	1-31
dc secondary bus.....	1-31
paralleling bus.....	1-30
starter bus.....	1-30
dc essential bus failure.....	3-19
generators, dc:	
failure.....	3-17
light, dc generator-off caution.....	1-36
loadmeters, dc.....	1-36
switch, battery.....	1-31
switch, electrical master.....	1-31
switches, dc generator.....	1-36

voltmeter, dc.....	1-36
electrical bus availability.....	1-49,1-48
failure.....	3-17
fire and isolation, electrical.....	3-10
fire and isolation, electrical.....	3-20
panels, control.....	1-39
Electronic Equipment (see	
Communications and	
Associated Electronic Equipment)	
Elevators.....	1-64,1-66
flight characteristics.....	6-1
Emergency Brake Control T-Handle.....	1-63
Emergency Disconnect Button, Trim.....	1-69
Emergency Dump Switch, Speed	
Brake.....	1-56
Emergency Equipment.....	1-83
axe.....	1-90
fire and overheat detection system,	
engine.....	1-83
button, circuit test.....	1-83
lights, fire warning.....	1-83
fire extinguisher, hand.....	1-89
fire extinguishing system, engine.....	1-87,1-88
handles, engine fire Pull T.....	1-87
switch, fire extinguisher selector.....	1-87
first aid kit.....	1-90
goggles, smoke.....	1-90
hatches, emergency escape.....	1-89,3-7
lighting emergency.....	1-89
switch, emergency light.....	1-89
overheat detection, system, aft	
fuselage.....	1-87
button, circuit test.....	1-87
light, caution.....	1-87
Emergency Fuel limitations.....	5-5
Emergency Lever, Pilot's Oxygen	
Regulator.....	1-108
Emergency Power Supply.....	1-74
Emergency Pressurization, Cabin.....	1-94
Emergency Procedures.....	3-1
belly landing.....	3-38
command radio emergency operation,	
AN/ARC-164.....	1-120
ditching.....	3-28
door-open-in-flight emergency.....	3-16
electrical power system failure.....	3-17
generator failure, ac, T39B.....	3-19
generator failure, dc.....	3-17
inverter failure, T39A.....	3-19
engine failure.....	3-15
abort.....	3-11
decision speed for abort.....	3-11
engine fire in-flight.....	3-14
air start.....	3-15
engine shutdown	
in-flight.....	3-15
go-around, single engine.....	3-32
maximum glide.....	3-29,3-32

entrance, emergency	3-8	air-bleed system, engine	1-5
escape exits	1-89, <u>3-7</u>	failure	3-13, 3-15
fire	3-14	abort	3-11
cabin fire - nonelectrical	3-21	decision speed for abort	3-11
electrical fire and isolation	3-20	engine fire during	
engine fire:		takeoff	3-13
in-flight	3-14	air start procedures	3-15
forced landing	3-29	engine shutdown in flight	3-15
single engine landing	3-29	forced landing	3-29
fuel jettison	3-22	landing, practice dual flameout	3-29, <u>3-30</u>
failure	3-22	landing, single engine	3-29
fuel system failure	3-21	maximum glide	3-29, <u>3-32</u>
boost pump failure, tank-mounted	3-21	fires, engine, in-flight	3-14
heading indicating system emergency		flameout	6-3
operation	1-134	Fuel System	1-27, <u>1-29</u>
hydraulic power system failure	3-23	control unit, fuel	1-27
intercommunication set emergency		heater, fuel	1-28
operation, AN/AIC-10A	1-119	light, fuel filter blocked caution	1-28
landing emergencies	3-28	oil cooler, fuel	1-28
belly landing	3-38	pump unit, fuel	1-28
emergency brake	3-39	valve, fuel pressurization and dump	1-28
runway overrun barrier	3-13	icing	7-5
tire failure	3-39	ignition system	1-21
main gear	3-39	indicators	1-19
nose gear	3-40	engine synchronization	1-20
with unsafe gear	3-37	gauges, exhaust gas temperature	1-20
with one or both slats inoperable	3-38	gauges, exhaust total pressure	1-19
landing gear emergency operation	3-32	gauges, oil pressure	1-22
emergency lowering	3-33	indicators, fuel flow	1-20
lights - initial action, caution and warning	3-3	tachometers	1-20
oil system failure, engine	3-26	limitations	5-1, <u>5-2</u>
oil overheat	3-26	alternate and emergency fuel	5-4
oil pressure	3-26	exhaust temperature limits	5-5
pressurization, loss of	3-25	exhaust total pressure limits	5-5
signals, emergency	3-2	oil pressure limits	5-5
Simulated Emergencies		overspeed	5-1
engine out maneuvers	3-40	thrust definitions and time limits	5-1
demonstrated gear emergency lowering	3-41	operation:	
emergency braking	3-41	shutdown	2-29
Emergency Release T-Handle, Landing		starting	2-8, 2-10
Gear	1-59	battery start	2-32
Engine Fire and Overheat Detection		before starting	2-5
System	1-83	clearing engine	2-12
button, circuit test	1-83	cold weather procedure	7-10
lights, fire warning	1-83	pods	1-5
Engine Fire Extinguishing System	1-87, <u>1-88</u>	starter system	1-21
handles, fire pull T-	1-87	buttons, starter	1-21
switch, fire extinguisher selector	1-87	switch, air start	1-21
Engine Inlet Duct and Guide Vane		surge and flameout caused by adverse	
Anti-icing System	1-98, <u>1-99</u>	weather conditions	7-9
lights, engine anti-icing failure	1-98	switches, engine master	1-19
switch, engine inlet anti-icing	1-98	throttles and friction lock	1-17, <u>1-17</u>
Engine Instrument Light Rheostat	1-130	Entering Airplane	
Engine Oil Servicing	1-151	cold weather procedure	7-10
Engines	1-5, <u>1-18</u>	Entrance Door	1-90

light, door open caution 1-90
 lock, entrance door ground 1-91
 operation 2-4
 switch, entrance light 1-131, 1-133
 Entrance, Emergency 3-7
 Escape Exits, Emergency 3-7
 Escape Hatches, Emergency 3-10, 1-89
 Exhaust Gas Temperatures Gauges 1-20
 Exhaust Temperature Limits 5-2
 Exhaust Total Pressure Gauges 1-19
 Exhaust Total Pressure Limits 5-4
 Exterior Inspection 2-2, 2-3
 External Power Receptacles 1-42

F

Fasten Seat Belts Cabin Sign
 Switch 1-131, 1-133
 Fire and Overheat Detection System,
 Engine 1-83
 button, circuit test 1-83
 lights, fire warning 1-83
 Fire Extinguisher, Hand 1-89
 Fire Extinguishing System, Engine ... 1-87, 1-88
 fire extinguishing agent specification 5-6
 handles, fire pull T 1-87
 switch, fire extinguisher selector 1-87
 Fire 3-20
 cabin fire - nonelectrical 3-21
 during takeoff 3-13
 electrical fire and isolation 3-20
 engine fire, in flight 3-14
 ground 3-7
 in flight 3-14
 First Aid Kit 1-90
 Flameout, Engine 6-3
 caused by adverse weather conditions 7-9
 Flap System, Wing 1-70
 flight characteristics, flaps 6-4
 handle, wing flap 1-70
 indicator, wing flap position 1-70
 lowering speed, flap 5-8
 Flight Characteristics 6-1
 Flight Control System 1-64, 1-66
 button, trim emergency disconnect 1-69
 control wheels 1-64, 1-67
 flight characteristics 6-4
 handle gust lock T 1-64
 horizontal stabilizer trim speed
 limitations 5-8
 indicators, trim position 1-69
 knob, rudder pedal adjustment 1-64
 panel, alternate trim control 1-68
 rudder pedals 1-64
 switches, alternate trim 1-69

switch, horizontal stabilizer trim limit
 test 1-69
 switch, normal trim 1-68
 switch, rudder trim 1-68
 switch, trim control selector 1-68
 trim failure 3-27
 runaway trim 3-26
 Flight Director System (see Navigation
 Equipment)
 Flight Instrument Light Rheostat ... 1-130, 1-133
 Flight Loads Data Recorder 1-145
 Flight Planning 2-1
 Footwarmers 1-94
 switches 1-93, 1-94
 Forced Landing 3-29
 practice dual flameout landing 3-29, 3-31
 single engine landing 3-29
 Free Air Temperature Indicator 1-74
 Friction Lock 1-17, 1-17
 Fuel Flow Indicators 1-20
 Fuel Heater System 1-105
 light, fuel filter blocked caution 1-28
 light, fuel heater caution 1-105
 operation 1-105
 switch, fuel heater 1-105
 switch, ice check light 1-129, 1-133
 Fuel Specific Weight A1-10
 Fuel System, Airplane 1-22, 1-24
 alternate or emergency fuel limitations 5-5
 failure 3-21
 boost pump failure, tank-mounted 3-21
 fuel availability during flight 1-30
 fuel balancing 1-28
 fuel quantity data 1-25
 fuel specifications 5-6
 gauges, fuel quantity 1-26
 handles, engine fire pull T 1-87
 jettison system, fuel 1-27
 emergency procedure 3-22
 jettisoning failure 3-22
 light, fuel jettison open caution 1-27
 switch, fuel jettison 1-27
 light, fuel pump crossfeed fail caution 1-26
 light, fuel shutoff fail caution 1-26
 light, fuel tank crossfeed fail caution 1-26
 light, low fuel level caution 1-26
 lights, low fuel pressure caution 1-25
 light, selected tank fuel caution 1-25
 pumps, boost 1-23
 switches, engine master 1-19
 switch, fuel crossfeed and tank selector 1-23
 switch, fuel quantity 1-26, 1-26
 tank, fuselage 1-22
 throttles and friction lock 1-17, 1-17
 transfer ejector, fuel 1-23

venting, fuel tank	1-23
Fuel System, Engine	1-27, <u>1-29</u>
Fumes	3-20

G

Gauges (see applicable system)	
General Arrangement, Airplane	<u>1-3</u>
Generators (see Electrical Power Supply Systems)	
Go-around	2-27
single-engine	3-32
Goggles, Smoke	1-90
Gravity Refueling	1-150
Ground Clearance	<u>2-14</u>
Ground Operation	<u>2-12</u>
cold weather procedure	7-11
hot weather and desert procedure	7-13
ice and rain, operation in	7-8
Gust Lock T-Handle	1-64

H

Handles, Control (see applicable system)	
Hatches, Emergency Escape	1-89, <u>3-7</u>
Heading Indicating System	1-132
emergency operation	1-134
indicator, compass slaving	1-132
operation in directional gyro (D/G)	
mode	1-134
switch, gyrocompass mode	1-132
Headwind	2-26
Heater, Fuel	1-105
light, caution	1-105
operation	1-105
switch	1-105
Heater, Pitot	<u>1-99</u> , 1-104
switch, pitot anti-ice	<u>1-99</u>
High-altitude Flight Limitations	5-8
Holding	7-4
Horizontal Situation Indicator (HSI)	
switch, bearing selector	1-136
Horizontal Stabilizer (see Stabilizer, Horizontal)	
Hot Weather and Desert Procedures	7-12
Hydraulic pump failure, T-39B	3-24
Hydraulic System	1-49, <u>1-52</u>
failure, T-39A	3-23
failure, T-39B	3-24
gauges, hydraulic pressure	1-51
light, hydraulic pressure/power off	
caution	1-51
power system, hydraulic	1-49
switch, auxiliary hydraulic power	1-51
switch, hydraulic pump	1-50
Hydroplaning	2-25

I

Ice and Rain	7-5
Ice-check Light Switch	1-129, <u>1-133</u>
IFF System (AN/APX-72)	1-122, <u>1-124</u>
Ignition System	1-21
ILS Approach	7-4, <u>7-7</u>
Indicator, Caution, and Warning Light	
System	1-82, <u>1-84</u>
cross reference, light	1-86
switch, caution light test	1-83
Indicators (see applicable system Instruments)	
Individual Aircraft Tracking Program	1-145
Inlet Duct and Guide Vane Anti-icing	
System	1-98, 1-99
lights, engine anti-icing failure	1-98
operation	1-98
switch, engine inlet anti-icing	1-98
Instrument Flight Procedures	7-1
Instrument Landing System/VOR Navigation	
(see Navigation Equipment)	
Instrument Letdowns	7-4
ILS approach	7-4, <u>7-7</u>
instrument approach	7-4, <u>7-6</u> , <u>7-7</u>
jet penetrations	<u>7-2</u> , <u>7-4</u>
missed approach	7-5
radar approach	7-4, <u>7-6</u>
Instrument Markings	5-1, <u>5-2</u>
Instrument Master Switch	1-113
Instruments	1-70
(also see applicable system)	
accelerometer	1-73
altimeter	1-72
compass, magnetic	1-74
indicator, attitude	1-74
indicator, attitude director	1-74
indicator, free air temperature	1-74
indicator, Mach	1-70
indicators, airspeed	1-70
indicators, vertical velocity	1-72
indicator, turn-and-slip	1-73
pitot-static system	1-70, <u>1-71</u>
warning system, Mach airspeed audible ...	1-72
button, test	1-72

Intercommunication Set, AN/AIC-10A

(see Communications and Associated Electronic equipment)

Interior Arrangement	1-2
Interior Check	2-2
Inverters (see Electrical Power Supply Systems)	

J

Jacking Kit	1-146
Jet Penetrations	<u>7-2</u> , 7-4
Jettison Systems, Fuel (see Fuel System, Airplane)	

L

Landing	2-20, <u>2-22</u>	warning signal, landing gear audio	1-60
after landing	2-28	Landing-Taxi Light Switch	1-129, <u>1-133</u>
after clearing runway	2-28	Level-flight Characteristics	6-4
before parking	2-28	cruise speed	6-4
before landing	2-20	low speed	6-4
charts	A6-1	Levers (see applicable system)	
closed pattern	2-27	Lighting Equipment	1-128
cold weather procedure	7-12	emergency lighting	1-89
cross-wind landing	2-26, A2-4, <u>A2-7</u>	switch, emergency light	1-89
data card	2-1, A2-6	exterior lighting	1-128
emergencies	3-28	switch, anticollision light	1-128
belly landing	3-38	switch, ice-check light	1-129
emergency brake landing	3-39	switch, landing-taxi light	1-129
runway overrun barrier	3-13	switch, position light	1-128
tire failure	3-39	interior lighting	129
main gear	3-39	light and switch, baggage	
nosegear	3-40	compartment	1-131
with unsafe gear	3-37	light and switch, coat compartment	1-131
with split flaps	3-38	light controls, map and utility	1-132
with one or both slats inoperable	3-38	light, main entrance door open caution	1-90
forced landing	3-29	lights and switches, passengers'	
single engine landing	3-29	reading	1-132
go-around	2-27	rheostat, flight instrument light	1-130
hot weather and desert procedure	7-12	rheostat, pedestal and overhead light	1-130
hydroplaning	2-25	rheostat, radio and engine instrument	
ice and rain, operation in	7-8	light	1-130
in turbulence	2-26, 7-9	rheostats, console light	1-130
maximum glide	3-29, <u>3-32</u>	switch, cabin light color-control	1-131
minimum roll landing	2-24	switch, cabin passenger light	1-131
no-flaps	2-27	switch, caution light test	1-83
normal landing	2-20	switch, cockpit dome light	1-130
precautionary landing	3-29	switch, entrance light	1-131
slippery runway	2-24	switch, fasten seat belts cabin sign	1-131
touch-and-go landing	2-27	switch, night light	1-131
Landing Gear System	1-56	switch, no smoking cabin sign	1-131
controls	<u>1-57</u>	switch, thunderstorm light	1-130
button, landing gear downlock		panel, lighting control	<u>1-133</u>
override	1-58	Lightning Protection	1-146
button, landing gear electric		Lights, Indicator (see applicable system)	
reset	1-59	Light System, Indicator, Caution; and	
handle, landing gear	1-57	Warning	1-82
handle, landing gear emergency		cross reference, light	1-86
release T-	1-59	lights	1-84
handle stuck up	3-36	switch, caution light test	1-83
emergency operation	3-32	Limitations, Operating	5-1
emergency lowering	3-33	Lineup	2-16
lights, landing gear position indicator	1-59	Loading (see Cargo)	
lowering speed, wing flap	5-8	Loadmeters, DC	1-36
switch, main gear door		Locks, Maintenance Safety	<u>1-65</u>
maintenance	1-56, <u>1-58</u>	Lock T Handle, Gust	1-65
warning system, landing gear	1-59		
button, warning horn cutout	1-60		
light, landing gear warning	1-60		

M

Mach Airspeed Audible Warning System	1-72
button, test	1-72

Mach Indicator	1-71
Mach Number Correction	A1-3
Mach Number Vs Stagnation Temperature	5-7
Magnetic Compass	1-74
Main Steering System	1-60
Maneuvering Flight	6-4
Maneuvers, prohibited	5-9
Maneuvers, Practice	
Dual flameout landing	3-31
engine shutdown demonstration, in-flight	3-40
single engine landing	3-40
Map and Utility Light Controls	1-132
Marker Beacon Receiver, 51Z-2	
or 51Z-3	1-134
lights, marker beacon	1-135
switch, sensitivity	1-135
Masks, Cabin Oxygen	1-109
Master Switch, Electrical	1-31
Master Switches, Engine	1-19
Master Switch, Instrument	1-113
Maximum Allowable Airspeed	5-8
Maximum Glide	3-29, 3-32
Minimum Roll Landing	2-24
Minimum Turning Radius and Ground	
Clearance	2-14
Mooring and Jacking Kit	1-146

N

Nautical-miles-per-pound-of-fuel	
Charts	A4-4, A4-16, A4-18
Navigation Equipment	
compass, magnetic	1-74
flight director system	1-74, 1-78
computer, CPU-4/A flight director	1-74
controls	1-75
switches, course selector	1-75
switch, flight director mode	
selector	1-75
switch, heading mode selector	1-75
ILS approach	1-80
indicators	1-75
indicator (ADI), attitude director	1-75
indicator (BDHI), bearing-	
distance-heading	1-76
indicator, course	1-77
indicator (HSI), horizontal situation	1-76
light, copilot's course select	
fail caution	1-77
light, copilot's course select	
inoperative caution	1-77
light, pilot's course select fail	
caution	1-77
operation	1-75

TACAN navigation system	1-137
VOR navigation system	1-140
indicating system, heading	1-132
emergency operation	1-134
indicator, compass slaving	1-132
operation in directional gyro (D/G)	
mode	1-134
switch, gyrocompass mode	1-132
instrument flight procedure	7-1
receiver, 51Z-2 or 51Z-3 marker beacon	1-134
lights, marker beacon	1-135
switch, sensitivity	1-135
TACAN-AN/APN-118(V)	1-137
knob, function selector	1-137
knob, volume control	1-138
operation	1-138
air-to-air mode	1-139
air-to-ground mode	1-139
BITE, in-flight operation of	1-139
self-test, manual	1-138
selector, channel	1-138
self-test	1-138
VOR navigation/instrument landing	
system	1-140
panel, VOR/localizer glide slope	
control	1-140
Night Flying	7-10
Night Light Switch	1-131
Nonstandard Day Temperature	A1-3, A1-8
Nosewheel Steering System	1-60, 1-61
buttons, nosewheel steering	1-61
emergency operation	1-62
failure	3-7, 3-12
emergency disconnect, steering	3-12
latch, nosewheel steering release	1-62
light, main steering system failure	
caution	1-62
light, nosewheel steering-on indicator	1-62
operation	1-60
switch, nosewheel steering system	
selector	1-62
No Smoking Cabin Sign Switch	1-131

O

Oil Cooler, Fuel	1-28
Oil Pressure Limits	5-5
Oil Servicing, Engine	1-151
Oil System	1-22
failure	3-26
oil overheat	3-26
oil pressure	3-26
indicators	1-22
gauges, oil pressure	1-22

light, low oil pressure caution	1-22
lights, oil overheat caution	1-22
oil specification	5-6
On Entering Airplane	
hot weather and desert procedure	7-12
Operating Flight Limits	5-11 - 5-13
Overhead Control Panels	1-15
rheostat, light	1-133, 1-130
Overheat Detection System, Aft Fuselage	1-87
button, circuit test	1-87
light, overheat caution	1-87
Overheat Detection System, Engine	1-83
button, circuit test	1-83
lights, warning	1-83
Overspeed, Engine	5-1
Oxygen System	1-107, 1-105
controls	1-110
button, oxygen warning horn cutout	1-108
button, reset	1-106
lever, automatic manual override	1-106
valve, passengers' oxygen toggle	1-106
gauge, oxygen cylinder pressure	1-106
horn, oxygen warning	1-108
light, passengers' oxygen flow	
indicator	1-109
masks, cabin oxygen	1-109
oxygen duration	1-112
oxygen specification	5-6
panel, control	1-110, 1-106
regulators, cabin	1-109
button, ground test	1-109
indicators, flow	1-108
regulators, pilots'	1-108
gauge, pressure	1-109
lever, diluter	1-109
lever, emergency	1-108
lever, supply	1-109
sign, wear oxygen mask compartment	1-108
walk-around bottle, oxygen	1-109

P

Panels, Circuit Breaker	1-49, 1-43
Panels, Control (see applicable system)	
Panels, Instrument	1-6
Panels, Overhead Control	1-15
rheostat, light	1-130, 1-133
Parking Brake T-Handle	1-63
Passengers' Compartment (see Cabin)	
Passengers' Reading Lights and	
Switches	1-132
Passengers' Seats	1-145, 1-148
Pedestal, Center	1-13
rheostat, light	1-130, 1-133
Penetrations, Jet	7-2, 7-4

Pilot's Seats	1-146, 1-148
Pitot Heater	1-104
switch, pitot anti-ice	1-95
Pitot Static System	1-70, 1-71, 1-153, 1-155
Pods, Engine	1-5
Postflight Inspection	2-38
Position Indicator Lights, Landing Gear	1-59
Position Indicators, Trim	1-69
Position Indicator, Wing Flap	1-70
Position Light Switch	1-128
Precautionary Landing	3-29
Preflight Check	2-2
exterior inspection	2-2, 2-3
interior check	2-2
warmup and ground check, cold weather	
operation	7-11
weight and balance	2-1
Preflight Inspection	2-38
Preparation for Flight	2-1
Pressure Gauge, Oxygen Cylinder	1-106
Pressure Gauge, Pilot's Oxygen Regulator	1-108
Pressure Gauges, Exhaust Total	1-19
Pressure Gauges, Hydraulic	1-51
Pressure Rate-of-Change Indicator, Cabin	1-98
Pressurization System (see Air Conditioning and	
Pressurization System)	
Prohibited Maneuvers	5-9
Protective Covers	1-146
Pumps (see applicable system)	

R

Radar Equipment (see Communications and	
Associated Electronic Equipment,	
Navigation Equipment)	
Radar Terrain Mapping	1-141
Radio and Engine Instrument Light	
Rheostat	1-130, 1-133
Radio Equipment (see Communications and	
Associated Electronic Equipment,	
Navigation Equipment)	
Rain and Ice	7-5
Ram-air Inlet Anti-ice	
System	1-100
operation	1-100
switch	1-100
Range Charts	A4-1
Receptacles, External Power	1-42, 1-156
Recorder, Signal Data	1-145
Recorder, Flight Loads Data	1-145
Refueling, Gravity	1-150
Refueling System, Single Point	1-147, 1-150
buttons, refueling test and fuselage	
tank refueling control	1-147
Refusal Speeds	A2-2, A2-11

Regulators (see applicable system)	
Relief Facilities	1-146
Rheostats (see applicable system)	
Rudder	1-64
flight characteristics	6-4
knob, rudder pedal adjustment	<u>1-4</u> , 1-64
pedals	1-64
switch, trim	1-68
Runway Distance Marking System	A2-2
Runway Overrun Barrier	3-13
Runaway Trim	3-26

S

Safety Belt and Shoulder Harness	1-146
Safety Locks and Red Streamers, Speed	
Brake Maintenance	<u>1-65</u>
Seals, door	1-98
Seats, Passengers'	1-145, <u>1-148</u>
Seats, Pilot's	<u>1-148</u> , 1-146
safety belt and shoulder harness	1-146
seat adjustment	1-146
Selectors (see applicable system)	
Servicing Diagram	1-156
Shades, Window	1-146
Shutdown, Engine	2-29
in-flight	3-15
Single Engine Go-Around	3-32
Single Engine Landing	3-29
Signal Data Recorder	1-145
Signals, Emergency	3-2
Signs, Compartment	
fasten seat belts cabin sign	
switch	1-131, <u>1-133</u>
no smoking cabin sign switch	1-131
wear oxygen mask	1-108
Simulated Emergencies	3-40
emergency braking	3-41
landing gear, emergency lowering	3-41
Single Point Refueling System	1-147, <u>1-150</u>
button, refueling test and fuselage	
tank refueling control	1-147
Slats, Wing	1-70
flight characteristics	6-4
Smoke and Fumes	3-20
Smoke Goggles	1-90
Speed Brake System	1-51
failure	3-26
flight characteristics, speed brake	6-4
light, speed brake caution	1-56
maintenance safety locks and red	
streamers	<u>1-65</u>
switch, speed brake	1-56
switch, speed brake emergency	
dump	1-56

Spins	6-3
recovery	3-27
Stabilizer, Horizontal	<u>1-66</u> , 1-64
flight characteristics	6-3
switch, trim limit test	1-69
trim speed limitations	5-8
Stalls	6-1
limitations	5-8
recovery	6-1
Starter System	1-21
buttons, starter	1-21
switch, air start	1-21
Starting Engine, T-39A	2-8
Starting Engine, T-39B	2-10
battery start	2-32
before starting engines	2-5
clearing engines	2-12
cold weather procedure	7-11
fire on the ground	3-7
Steering System, Nosewheel	1-60, <u>1-61</u>
buttons, nosewheel steering	1-61
failure	3-7
emergency disconnect, steering	1-62
light, main steering system failure	
caution	1-62
lights, nosewheel steering-on indicator	1-62
operation	1-60
switch, nosewheel steering system	
selector	1-62
Steering System, Main	1-60
Strange-field Procedure	2-37
Switches (see applicable system)	

T

TACAN, AN/ARN-118(V)	1-137
instrument flight procedure	<u>7-1</u>
knob, volume control	1-138
switch, channel selector	1-138
switch, function selector	1-137
Tachometers	1-20
Takeoff	2-17, <u>2-18</u>
also see: After Takeoff, Before Takeoff)	
charts	A2-1
cold weather procedure	7-10
cross-wind takeoff	2-17, A2-4, <u>A2-7</u>
data card	2-6, <u>A2-6</u>
emergencies	3-11
abort	3-11
runway overrun barrier	3-13
tire failure	3-12
main gear	3-13
nosegear	3-13
hot weather and desert procedure	7-12
ice and rain, operation in	7-8

instrument takeoff 7-1
 normal takeoff 2-17
 Taxiing 2-15
 before taxiing 2-13, 2-14
 cold weather procedure 7-11
 Temperature Corrections A1-2, A1-7, A1-8
 Temperature Gauges, Exhaust Gas 1-20
 Throttles and Friction Lock 1-17, 1-17
 Thru-Flight Checklist 2-2
 Thrust Definitions and Time Limits 5-1
 Thunderstorm Light Switch 1-130, 1-133
 Thunderstorms, Flight in 7-9
 Tire Failure 3-12
 landing 3-39
 main gear 3-39
 nosegear 3-40
 Touch-and-Go Landing 2-27
 Towing Airplane 1-153
 Traffic Pattern, Closed 2-27
 Trim Failure 3-27
 runaway trim 3-27
 Trim Position Indicators 1-69
 Trim Switches (see Flight Control System)
 Turbulence and Thunderstorms 7-9
 landing in turbulence 2-26
 Turn-and-Slip Indicator 1-73
 Turning Radius 2-14

V

Valves (see applicable system)
 Vertical Velocity Indicators 1-72
 Voltmeter, AC 1-42
 Voltmeter, DC 1-36
 VOR Navigation/Instrument
 Landing System 1-140
 panel, VOR/localizer glide slope
 control 1-140

W

Walk-around Bottle, Oxygen 1-109
 Warmup and Ground Check 7-11
 Warning Horn, Oxygen 1-108
 button, cutout 1-108
 Warning Lights 1-82, 1-84
 cabin pressure failure 1-97
 cross-reference, light 1-86

Warning System, Landing Gear 1-56
 button, warning horn cutout 1-56
 light, warning 1-56
 signal, audio warning 1-56
 Warning System, Mach Airspeed Audible 1-72
 button test 1-72
 Water Drain Valve, Cockpit 1-154, 1-154
 Wear Oxygen Mask 1-108
 Sign 1-108
 Weather Radar Presentation 1-142
 Weight, Airplane 1-2
 limitations 5-11
 weight and balance 2-1
 Wheel Brake System 1-62
 emergency brake landing 3-39
 brake failure 3-11
 handle, emergency brake
 control T- 1-63
 handle, parking brake T- 1-63
 operation 2-21
 Window, Pilot's Sliding 1-147
 Window Shades 1-146
 Wind Shear 2-26
 Windshield Anti-ice System, Side
 and Overhead 1-101, 1-100
 failures 1-103
 operation 1-100
 switch, side windshield anti-ice 1-100
 Windshield Anti-icing System 1-100, 1-101
 failures 1-103
 lights, ac generator-off caution 1-102
 lights, ac generator overheat
 caution 1-102
 light, windshield overheat
 caution 1-102
 switches, forward windshield
 ac generator 1-102
 switch, forward windshield anti-ice 1-102
 Windshield Wipers 1-144
 knob, windshield wiper 1-144
 speed limitation 5-8
 Wing Flap System 1-70
 flight characteristics, flap 6-4
 handle, wing flap 1-70
 indicator, wing flap position 1-70
 lowering speed, flap 5-5
 Wing Slats 1-70
 flight characteristics 6-4

373