

UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO



FACULTAD DE INGENIERÍA

DESARROLLO DE UN SIMULADOR DE VUELO CON CONTROL ADAPTIVO

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:

INGENIERA EN COMPUTACIÓN:

P R E S E N T A

ROLDÁN SERRATO KAREN LUCERO

DIRECTORA DE TESIS:

DRA. GRACIELA VELASCO HERRERA

CIUDAD UNIVERSITARIA, MEXICO D.F. AGOSTO 2009

El presente trabajo fue desarrollado en el Grupo de Computación Neuronal del Centro de Ciencias Aplicadas y Desarrollo Tecnológico de la UNAM, bajo la tutoría de la Dra. Graciela Velasco Herrera, apoyado por el Instituto de Geofísica y los proyectos: PAPIME PE105107, IXTLI 070903, CONACYT 89902

Un especial agradecimiento a los sinodales, por su tiempo dedicado en la revisión y aportación en este trabajo:

Jurado Asignado

Presidente: Ing. Heriberto Olguín Romo

Vocal: Dra. Graciela Velasco Herrera

Secretario: M.I. Ricardo Garibay Jiménez

1^{er} Suplente: Dr. Gerardo Espinosa Pérez

2^{do} Suplente: Dra. Tetyana Baydyk

AGRADECIMIENTOS

A DIOS POR DARMER LA VIDA Y LAS FUERZAS PARA SEGUIR EN EL CAMINO ASÍ COMO DARMER LA SABIDURÍA Y EL SUSTENTO; TODO LO QUE SOY ES GRACIAS A TI... TE AMO PAPÁ

A MI MAMI YOLANDA, PORQUE HAS SIDO UN REFUGIO PARA MI, GRACIAS POR TODO TU APOYO, A MI PAPÁ RICARDO, PORQUE SIN TU APOYO EN TODOS LOS SENTIDOS NO SERÍA POSIBLE MI ANDAR... A AMBOS LOS AMO

A MI HERMANA GISELLE, HA SIDO MI MEJOR AMIGA...TE AMO Y A TU FAMILIA TAMBIÉN A MI HERMANO JOSH, GRACIAS POR ALEGRARME LOS DÍAS... TE AMO

A MI ABUELITA LUCY, POR SER LA PERSONA QUE CONFECCIONA MI MODA Y TU VIDA ES IMPORTANTE PARA MI... TE AMO ABUE

A MI ABUELITA VENTURA, POR TODAS TUS PALABRAS Y TUS ORACIONES... TE AMO ABUE

A TODA MI FAMILIA, NOMBRARLA NO PUEDO, PERO SABEN QUE SIEMPRE ESTAN EN MI CORAZÓN... FAM. ROLDÁN Y TIOS SERRATO... A TODOS USTEDES LOS AMO

A MIS QUERIDAS AMIGAS: MARIEL Y MA. LUISA, PORQUE SU AMISTAD Y SUS PALABRAS ALIENTAN MI VIDA... LAS AMO

A MIS AMIGAS Y AMIGOS DE LA CARRERA: DIANA, MARIBEL, PAME, CUAUHEMOC, JUAN FRANCISCO, HUGO, MARCO, SUS VIDAS ME ENSEÑARON COSAS MUY VALIOSAS, LOS APRECIO MUCHO Y GRACIAS POR SU BELLA AMISTAD

A MI CONGRE CVC, EN ESPECIAL A MIS AMIGAS Y AMIGOS: NORMA, EVA, LETY, KATIA, MARISOL, MAGDA, ELY, ANGIE, MI HERMANITO ABRAHAM, MAU, HECTOR REYES, TAMBIÉN MI REUNIÓN DE CASA A TODOS ELLOS, ESTOY AGRADECIDA POR LA UNIÓN EN CRISTO TAN GENIAL... LOS AMO

A LA DOCTORA GRACIELA VELASCO PORQUE DESDE QUE LA CONOCÍ IMPACTO MI VIDA Y ME MOSTRÓ EL LADO AMABLE DE LA CARRERA... POR SU COMPROMISO, EMPEÑO Y CONFIANZA QUE DEPOSITÓ EN MI, TIENE MI RESPECTO, MI ADMIRACIÓN Y POR SUPUESTO MI APRECIO...

A MI COMPAÑERO Y AMIGO, EL PRÓXIMO DOCTOR FERNANDO, GRACIAS POR TUS PALABRAS DE ÁNIMO Y POR LA GRAN AYUDA QUE ME BRINDASTE...APRECIO TU VIDA

A MI FRENCH BENGY POR ACOMPAÑARME LAS NOCHES DE ESTUDIO... TE AMO BEBE.

ÍNDICE

Introducción.....	7
Capítulo 1 Generalidades.....	9
1.1 Panorama general.....	10
1.2 Objetivo general.....	10
1.3 Justificación del problema.....	10
1.4 Alcance	10
1.5 Metodología a seguir.....	11
Capítulo 2 Antecedentes	13
2.1 Histórica del arte de control.....	14
2.2 Estructura de un avión.....	18
2.3 Conceptos fundamentales de la Aeronáutica.....	20
Capítulo 3 Fundamentos teóricos aerodinámicos.....	25
3.1 Algunos principios de Aerodinámica.....	26
3.2 Fuerzas y momentos aerodinámicos.....	29
3.3 Análisis de fuerzas que intervienen en la aeronave.....	30
3.4 Levantamiento.....	32
3.5 Peso de la aeronave.....	35
3.6 Resistencia del aire.....	36
3.7 Empuje.....	40
3.8 Sistemas de ejes de referencia.....	41
3.8.1 Alabeo (eje longitudinal).....	41

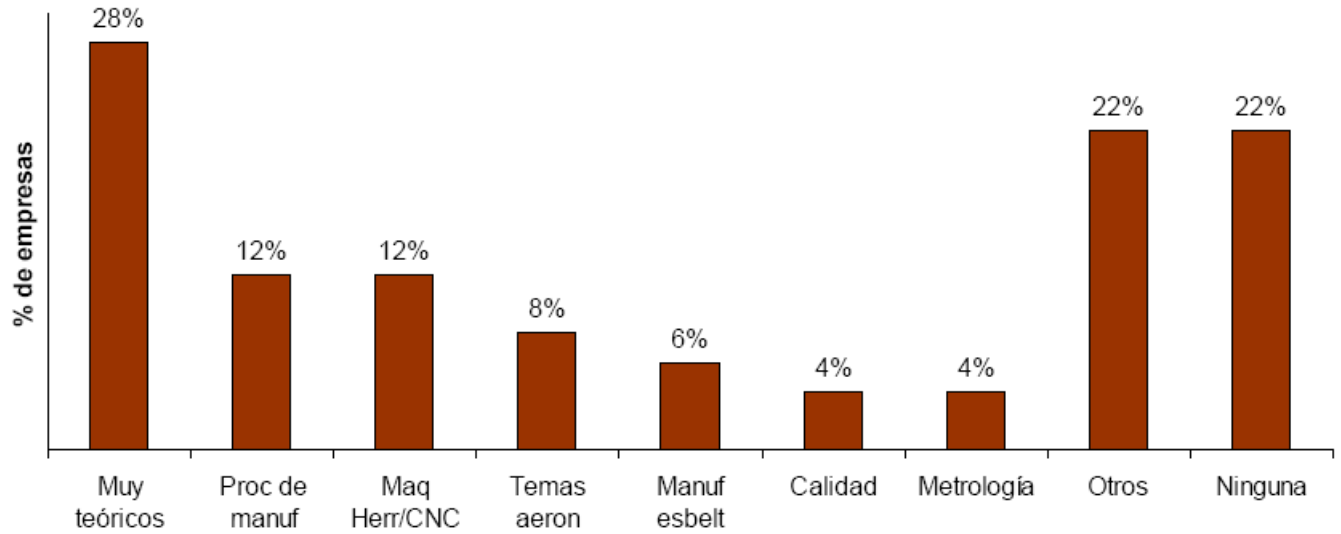
3.8.2 Cabeceo (eje lateral).....	41
3.8.3 Guiñada (eje vertical).....	41
3.9 Estabilidad.....	42
3.10 Aplicaciones aerodinámicas.....	54
Capítulo 4 Diseño y análisis matemático del sistema.....	56
Análisis estático.....	57
Capítulo 5 Control adaptivo: estabilidad y análisis del sistema.....	59
5.1 Introducción al control adaptivo.....	60
5.2 Control en el sistema dinámico.....	61
5.3 Estabilidad y control.....	63
Capítulo 6 Modelado y simulación en Matlab.....	64
6.1 Creación del modelo 3D con Virtual Reality (V Realm Builder 2.0).....	65
6.2 Implementación del modelo en Matlab.....	68
6.3 Diseño en Simulink.....	69
6.4 Modelado y estructuración del sistema en Matlab.....	72
Capítulo 7 Resultados y conclusiones	
Resultados y conclusiones.....	74
Referencias.....	75
Glosario.....	76

Introducción

Con el paso de los años el progreso de la industria de la computación ha causado un revolucionario cambio en el campo de diseño de los sistemas de control. Muchos sistemas de control mecánico e hidráulico, se apoyan en software de simulación.

En el caso de este trabajo se analiza un simulador de vuelo por computadora.

En el campo de la Aeronáutica, la principal “queja” respecto a los ingenieros que laboran actualmente es su falta de orientación práctica; se perciben como excesivamente teóricos.



Otros: Diseño, conocimiento del producto, programación, metalurgia, tratamientos térmicos, recubrimientos, pruebas no destructivas, estadística, nuevos materiales, tolerancias geométricas, normalización.

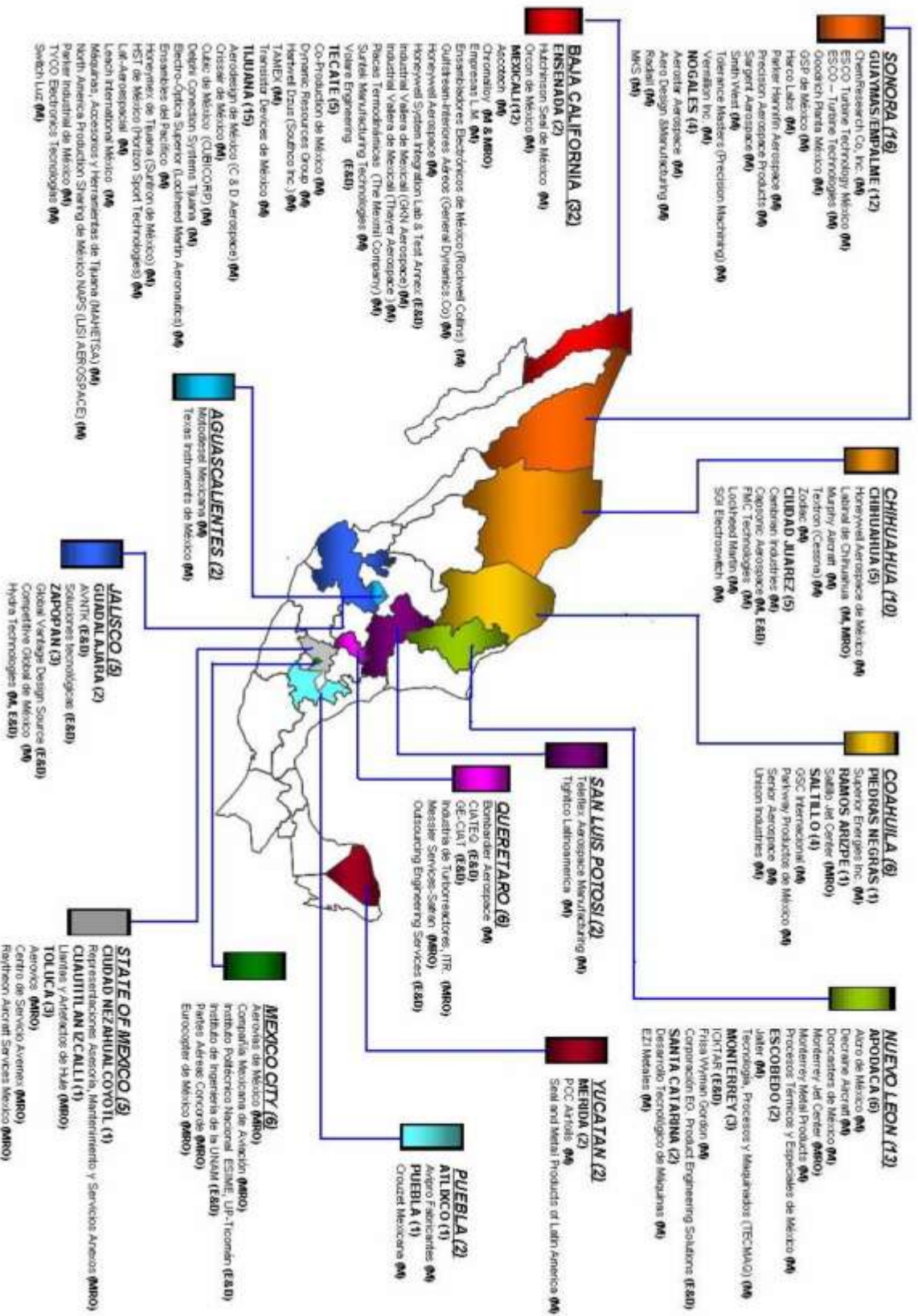
Figura Gráfica estadística deficiencias en campo aeronáutico empresarial

En la República Mexicana, se cuenta principalmente con 12 entidades que desarrollan y se especializan en ésta área, por lo que el desarrollo de este trabajo es una alternativa práctica como son las simulaciones por computadora.

(M) Manufacturing

(MRO) Maintenance, Repair and Overhaul

(E&D) Engineering and Design



CAPÍTULO 1

GENERALIDADES

Capítulo 1 GENERALIDADES

1.1 Panorama General

La presente tesis forma parte de los proyectos de investigación PAPIME PE105107 y CONACYT 89902, que se elabora en conjunto con CCADET e Instituto de Geofísica, el desarrollo de un simulador de vuelo mediante control adaptivo. Los temas que contiene son: Programación y Fundamentos de Aerodinámica, una aplicación se muestra en la figura 1.1, además de la teoría de Control Adaptivo.

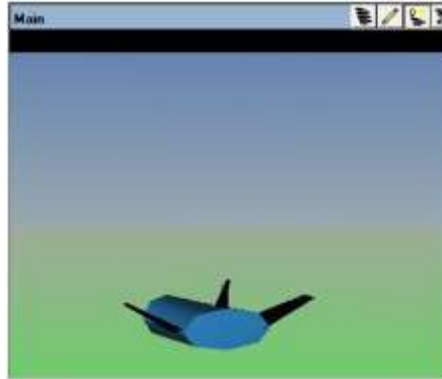


Fig. 1.1 Prueba de un modelo aerodinámico

1.2 Objetivo General

Analizar, diseñar y desarrollar un software de computadora el cual simule un piloto automático de una aeronave reaccionando ante situaciones físicas (flujo de aire o turbulencias) haciendo la implementación de control adaptivo en el sistema.

1.3 Justificación del Problema

Se requiere de un software de simulación de vuelo para proyectos de investigación y docencia que sea amable a los usuarios y dirigidos a cursos enfocados a estudiantes a nivel licenciatura en el campo de la Aeronáutica y afines.

En los últimos años, se presentó una revolución tecnológica en el campo de la Aeronáutica, existiendo simuladores de vuelo, sin embargo, cabe mencionar que hay una gran necesidad de simuladores educativos a bajo costo, los cuales analicen trayectorias de vuelo.

Por lo anterior, se pretende un simulador de vuelo, fundamentado en el control adaptivo, ayudando a nuestro sistema a modificar sus trayectorias y hacerlas más deseables al usuario y al mismo simulador de vuelo, es decir, al entrenamiento a través del software.

1.4 Alcance

Se pretende, con el desarrollo del proyecto se cubran los siguientes fundamentos:

- Aspectos de la Aeronáutica complementada con principios de la Aerodinámica, entender la relación que hay entre éstos, para así estudiar el comportamiento de una aeronave en vuelo.
- Desarrollo del Modelo, al conocer las partes que integran una aeronave podemos modelar el avión en el ambiente gráfico V Realm Builder.
- Sistema de Control de Vuelo, integrar en Matlab, por medio de Simulink en el modelo.
- Simulador con parámetros de estabilidad, introduciendo el control en el vuelo.
- Resultados para uso pedagógico.

1.5 Metodología a seguir

En ésta tesis se aplicará la siguiente metodología:

- 1.- Sustentar y comprender la teoría básica para que ocurra el vuelo de una aeronave.
- 2.- Definición de los parámetros que integrarán el sistema representados a través de un modelo matemático.
- 3.- Análisis del sistema estático.
- 4.- Diseño del sistema en diagrama de bloques, con los elementos que intervienen.
- 5.- Análisis del control adaptivo como una forma de reducción y modificación de errores en el sistema y así lograr que el vuelo sea lo más deseable posible.

La tesis está integrada por cuatro partes que constituyen siete capítulos. La primera parte constituye el estudio de los conceptos fundamentales de un sistema de vuelo, así como, las formulaciones numéricas, y analíticas que serán empleadas en el desarrollo dentro de la Aeronáutica. Esta etapa se centra en el estudio de la optimización del sistema de vuelo para obtener un mejor volumen de trabajo manteniendo las acciones y reacciones de vuelo en el sistema con control adaptivo.

En una segunda etapa se discuten la obtención de modelos y ecuaciones que representan el control de acuerdo a sus parámetros en el sistema, que servirán para incorporar las restricciones dinámicas al método de programación.

En la tercera etapa se estructura la programación iniciando por los ambientes gráficos hasta la interacción de los datos del usuario con el simulador de vuelo, fig 1.2.

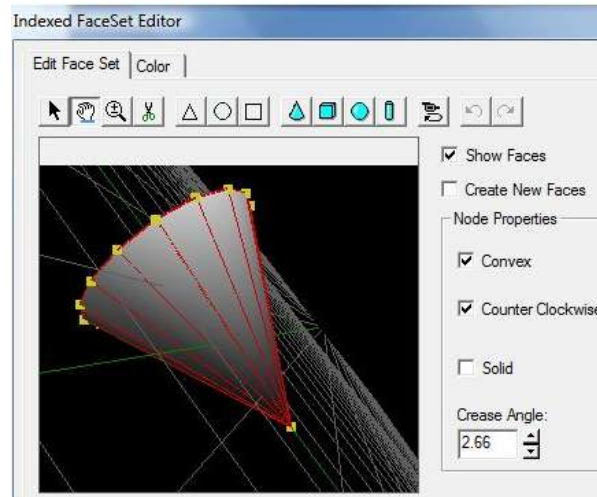


Fig 1.2 Editor del modelo en la simulación

Por último, se presentan las distintas restricciones de tipo dinámico que el método descrito permite imponer sobre el problema en concreto, se presentan las restricciones sobre actividad del ambiente, que pueden imponerse sobre la reacción de salida, o sobre la relación temporal de cada momento en la trayectoria del simulador de vuelo. Se presentan también algunas restricciones sobre los parámetros que intervienen en las ecuaciones de trayectoria. Ésta información permitirá desarrollar el programa de computadora para el simulador de vuelo con el control adaptivo.

CAPÍTULO 2

ANTECEDENTES

Capítulo 2 ANTECEDENTES

2.1 Histórica del arte de control

Los sistemas de control son más antiguos que la humanidad. Se constituyen numerosos sistemas biológicos de control en los primeros seres vivos de nuestro planeta. Como por ejemplo, los griegos empezaron a construir sistemas realimentados hacia el año de 300 a. de C. Un reloj de agua inventado por Tesibio, funcionaba mediante un sistema donde goteaba agua en una recipiente a una razón constante. El nivel de agua en un recipiente se usaba para dar la hora. Para que el agua goteara a una razón constante, el tanque alimentación tenía que mantenerse, lo cual se lograba por medio de una válvula de flotador semejante a la de los controles de nivel de agua de los inodoros que usamos hoy en día. Poco después de la época de Tesibio, la idea de un control de nivel de líquido fue aplicada, por Filón de Bizancio, a una lámpara de aceite. La lámpara consistía en dos recipientes configurados verticalmente. La charola inferior estaba abierta arriba y era la fuente de combustible para la llama. El tazón superior cerrado era el depósito de combustible para la charola inferior. Los recipientes estaban interconectados por medio de dos tubos capilares y otro tubo, llamado elevador vertical, que estaba insertado en el aceite de la charola inferior un poco debajo de la superficie. A medida que el aceite se quemaba, la base del elevador vertical quedaba expuesta al aire, que forzaba el aceite del depósito de arriba a circular por los tubos capilares y a entrar en la charola. La transferencia de combustible del depósito superior a la charola se detenía cuando se alcanzaba el nivel previo de aceite de la charola, impidiendo así que el aire entrara al elevador vertical. En consecuencia, el sistema mantenía constante el nivel de líquido del recipiente inferior.

La regulación de presión de vapor se inició hacia 1681 con el invento de una válvula de seguridad que construyó Denis Papin. El concepto se mejoró al aumentar el peso de la parte superior de la válvula. Si la presión ascendente de la caldera era mayor que el peso, se escapaba vapor y la presión dentro de la caldera aumentaba. Así, el peso en la parte superior de la válvula fijaba la presión interna de la caldera.

En el siglo XVII, Cornelis Drebbel en Holanda inventó un sistema de control de temperatura para incubar huevos. El aparato estaba formado por un frasco de alcohol y mercurio con un flotador insertado en su interior. El flotador estaba conectado a un regulador que controlaba una flama. Una parte del frasco estaba insertada en la incubadora para captar el calor generado por la flama. Cuando aumentaba el calor, el alcohol y el mercurio se dilataban, elevaban el flotador y cerraban el regulador, con lo cual se reducía la flama. Una temperatura baja hacía descender el flotador, abriéndose así el regulador y aumentando la flama.

En 1745, Edmund Lee aplicó un control de velocidad a un molino de viento. Los vientos crecientes movían las paletas más hacia atrás, con lo que tenían menos área; cuando la velocidad del viento se reducía, había más área en las paletas. William Cubitt mejoró la idea en 1809 al dividir la vela de un molino de viento en rejillas móviles.

También en el siglo XVIII, James Watt inventó el gobernador centrifugado de velocidad para controlar la velocidad de los motores de vapor. En este dispositivo, dos contra pesos esféricos giratorios se elevan a medida que aumenta su velocidad de rotación. Una válvula de vapor conectada al mecanismo de los dos contrapesos se cierra cuando éstos suben y abre cuando bajan, regulando así la velocidad.

La teoría de los sistemas de control, como lo conocemos hoy, empezó a cristalizar en la última mitad del siglo XIX. En 1868, James Clerk Maxwell publicó el criterio de estabilidad para un sistema de tercer orden basado en los coeficientes de la ecuación diferencial. En 1879, Edward John Routh, que utilizó una sugerencia de William Kingdon Clifford y que fue ignorada antes por Maxwell, pudo ampliar el criterio de estabilidad para los sistemas de quinto orden. En 1877, el tema del premio Adams fue *El criterio de estabilidad dinámica*. En respuesta, Routh envió un artículo científico titulado Tratado sobre la estabilidad de un estado en movimiento dado y ganó el premio. Este artículo científico contiene lo que ahora se conoce como criterio de estabilidad de Routh-Hurwitz. Alexander Michailovitch Lyapunov también colaboró en el perfeccionamiento y elaboración de la teoría y práctica de la estabilidad de sistemas de control hoy día. Siendo discípulo de P. L. Chebyshev de la universidad de San Petersburg en Rusia, Lyapunov extendió el trabajo de Routh a sistemas no lineales, en sus tesis de doctorado de 1892 titulada *El problema general de estabilidad de movimiento*.

Durante la segunda mitad del siglo XIX, el perfeccionamiento de los sistemas de control se concentró en el rumbo y estabilización de barcos. En 1874, Henry Bessemer, por medio de un giroscopio para captar el movimiento de un barco, aplicó potencia generada por el sistema hidráulico del barco para mover el salón comedor del barco y mantenerlo estable. Se hicieron otros esfuerzos para estabilizar plataformas para cañones, así como para estabilizar barcos enteros por medio de péndulos para captar el movimiento.

DESARROLLOS DEL SIGLO XX

No fue hasta los principios del siglo XX que se construyó un mecanismo automático para dirigir barcos. Para demostrar su eficacia, Lawrence lo instaló en su hidroavión Curtiss y realizó un vuelo con los brazos levantados, mientras su compañero se mantenía en equilibrio sobre el ala del mismo. Los últimos sistemas automáticos de pilotaje han alcanzado tal perfección que los aviones podrían volar casi sin piloto, puesto que las computadoras han sido ampliamente utilizadas en los mismos.

El deseo de ayudar al hombre en los controles del avión, sobre todo en los vuelos nocturnos llevó a la creación del piloto automático. El primer dispositivo de este tipo fue ideado por el estadounidense Elmer Sperry en 1912 y perfeccionado por su hijo Lawrence. Consistía en un giroscopio estabilizador fijado mediante un sistema de suspensión especial capaz de detectar los movimientos de la aeronave.

En 1922, la compañía Sperry Gyroscope instaló un sistema automático de dirección que utilizaba los elementos de compensación y control adaptivo para mejorar la operación. No obstante lo anterior, una buena parte de la teoría general que se emplea en la actualidad para mejorar la operación de sistemas automáticos de control se atribuye a Nicholas

Minorsky, ruso nacido en 1885. Fue su desarrollo teórico aplicado a la dirección automática de barcos lo que llevó a lo que ahora llamamos proporcional más integral más derivado (PID, siglas en inglés proporcional-plus-integral-plu-derivative), o controladores de tres modos.

A partir del siglo XX se introdujeron métodos convencionales de diseño de control, tales como sistemas de control convencionales que se han diseñado utilizando modelos matemáticos de sistemas físicos, es decir, un modelo matemático, que represente el comportamiento dinámico de interés, eligiendo el control de la aplicación de técnicas de diseño, con la ayuda de Diseño Asistido por Computadora (CAD). El controlador se realiza a través de hardware o software y se utiliza para controlar el sistema físico. El procedimiento puede tomar varias iteraciones. El modelo matemático del sistema debe ser lo suficientemente simple para que pueda ser analizado con técnicas matemáticas disponibles, y lo suficientemente precisa para describir los aspectos más importantes de la dinámica de comportamiento.

A final de la década de 1920 y principios de 1930, H. W. Bode y H. Nyquist (de los Bell Telephone Laboratories) inventaron el análisis de amplificadores realimentados. Estas aportaciones evolucionaron en técnicas de análisis y diseño de frecuencia senoidal, que ahora se emplean en sistemas de control retroalimentados. Así mismo con el uso de la frecuencia y los métodos de dominio de la transformada de Laplace.

En 1948, Walter R. Evans, que trabajaba para la industria de aviación, perfeccionó una técnica gráfica para encontrar las raíces de una ecuación característica de un sistema retroalimentado, cuyos parámetros cambiaban sobre el intervalo particular de valores. Esta técnica, ahora conocida como lugar geométrico de las raíces, surgió del trabajo de Bode y Nyquist en la formación de las bases de la teoría de análisis y diseño de sistemas de control lineal.

El desarrollo de métodos de control óptimo y el estado de espacio de análisis de los años 1950 y 1960, seguido por los avances en los métodos de control robusto y adaptivo, esto a finales de 1960 hasta hoy, han hecho posible controlar con mayor precisión un número significativamente mayor de los sistemas dinámicos complejos que el original regulador de Watt.

Al final de la década de los 70's, con la innovación de los sistemas de control automático, se desarrollaron algunos dispositivos móviles capaces de realizar alguna tarea a distancia, con poca intervención de hombre, como muestra la fig. 2.1.

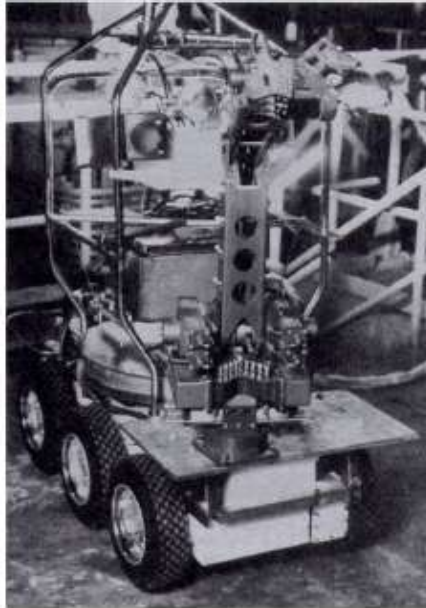


Fig. 2.1 Brazo de robot controlado a distancia

Además también como material para clases de aviación en el departamento de defensa de los Estados Unidos, se introdujo los simuladores de vuelo fig. 2.2, así se pretendía practicar y no arriesgar vidas, desde entonces, han existido una serie de evoluciones y estándares de lenguajes para trabajar con modelos en tres dimensiones, llegando a tener simuladores virtuales muy realistas, tal es el caso de los juegos de última generación, como se muestra en la fig. 2.3.

SIGLO XXI

La NASA ha desarrollado muchos proyectos de los cuales han derivado varios artículos sobre control adaptivo y la aplicación de éstos métodos en sistemas de vuelo.

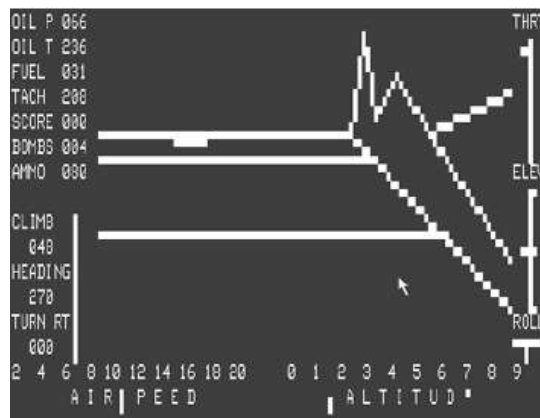


Fig 2.2 Uno de los primeros simuladores de vuelo



Fig 2.3 Simulador de vuelo siglo XXI

2.2 Estructura de una aeronave

La estructura fundamental de una aeronave, como se muestra en la fig. 2.4:

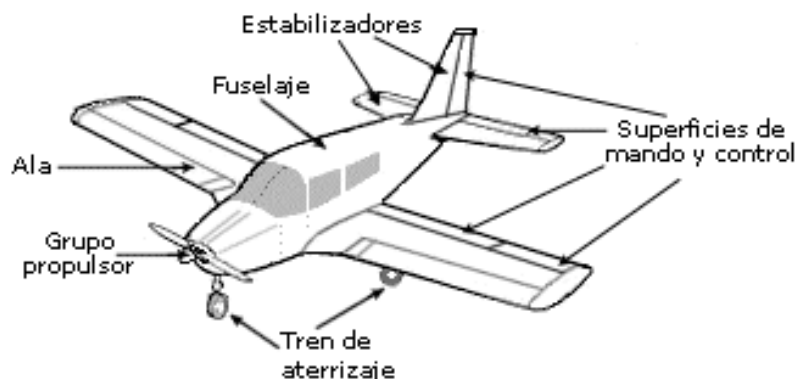


Fig. 2.4 Estructura básica de una aeronave

Fuselaje: Del francés "fuselé" que significa "ahusado", se denomina fuselaje al cuerpo principal de la estructura del avión, cuya función principal es la de dar cabida a la tripulación, a los pasajeros y a la carga, además de servir de soporte principal al resto de los componentes.

El diseño del fuselaje además de atender a estas funciones, debe proporcionar un rendimiento aceptable al propósito a que se destine el avión. Los fuselajes que ofrecen una menor resistencia aerodinámica son los de sección circular, elíptica u oval, y de forma alargada y ahusada.

Alas: Son el elemento primordial de cualquier aeroplano. En ellas es donde se originan las fuerzas que hacen posible el vuelo. En su diseño se tienen en cuenta numerosos aspectos: peso máximo a soportar, resistencias generadas, comportamiento en la pérdida,

etc. o sea, todos aquellos factores que proporcionen el rendimiento óptimo para compaginar la mejor velocidad con el mayor alcance y el menor consumo de combustible posibles.

Superficies de mando y control. Son las superficies movibles situadas en las alas y en los empenajes de cola, las cuales respondiendo a los movimientos de los mandos existentes en la cabina provocan el movimiento del avión sobre cualquiera de sus ejes (transversal, longitudinal y vertical). También entran en este grupo otras superficies secundarias, cuya función es la de proporcionar mejoras adicionales relacionadas generalmente con la sustentación (flaps, slats, aerofrenos, etc...).

Sistema estabilizador. Está compuesto en general por un estabilizador vertical y otro horizontal. Su misión es la de contribuir a la estabilidad del avión sobre sus ejes vertical y horizontal.

Tren de aterrizaje. Tiene como misión amortiguar el impacto del aterrizaje y permitir la rodadura y movimiento del avión en tierra. Puede ser fijo o retráctil, y de triciclo (dos ruedas principales y una de morro) o patín de cola (dos ruedas principales y un patín o rueda en la cola). Hay trenes adaptados a la nieve (con patines) y al agua (con flotadores).

Grupo-motopropulsor. Encargado de proporcionar la potencia necesaria para contrarrestar las resistencias del aparato, tanto en tierra como en vuelo, impulsar a las alas y que estas produzcan sustentación, y por último para aportar la aceleración necesaria en cualquier momento.

Este grupo puede estar constituido por uno o más motores; motores que pueden ser de pistón, de reacción, turbopropulsores, etc. Dentro de este grupo se incluyen las hélices, que pueden tener distintos tamaños, formas y número de palas.

Sistemas auxiliares. Resto de sistemas destinados a ayudar al funcionamiento de los elementos anteriores o bien para proporcionar más confort o mejor gobierno de la aeronave. Por mencionar un ejemplo, el sistema hidráulico, el eléctrico, alimentación de combustible, etc.

En la figura 2.5, se muestra en un diagrama como está estructurada una aeronave, de tipo avión.

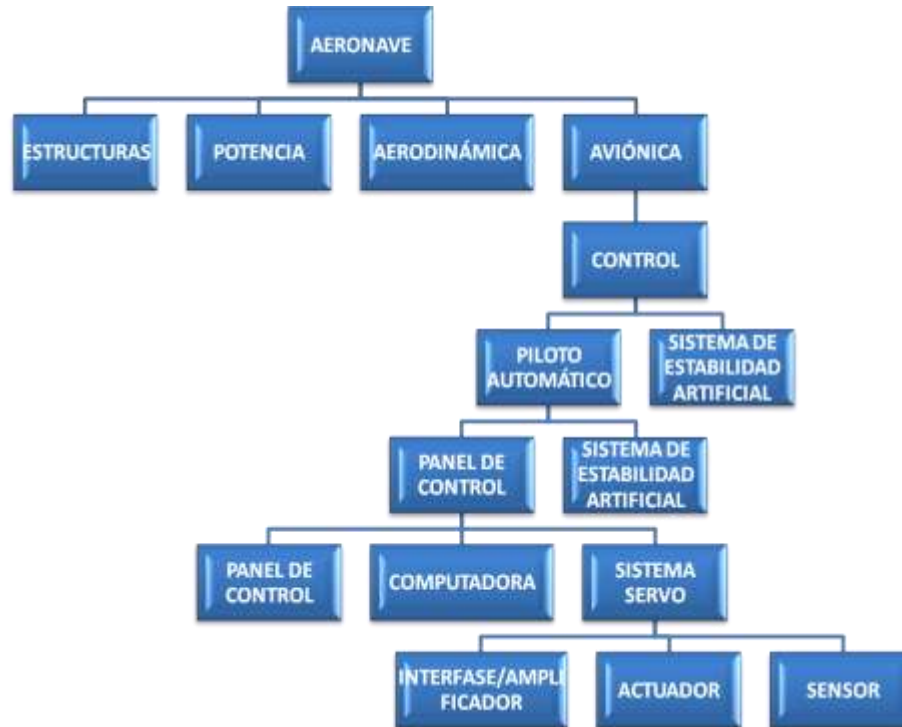


Fig. 2.5 Estructura básica de una aeronave

2.3 Conceptos fundamentales de la Aeronáutica

Aeronáutica

La aeronáutica es la ciencia o disciplina relacionada con el estudio, diseño y manufactura de los aparatos mecánicos capaces de elevarse en vuelo, y el conjunto de las técnicas de control de aeronaves. La aeronáutica también engloba la aerodinámica, que estudia el movimiento y el comportamiento del aire cuando un objeto se desplaza en su interior, como sucede con las aeronaves. Estas dos ramas son parte de la ciencia física.

Sustentación

La fuerza que empuja a un objeto hacia arriba en contra de la dirección del peso es la sustentación. En las aeronaves, al igual que en los pájaros, la sustentación es creada por el movimiento del aire alrededor de las alas (la sustentación creada por el cuerpo o la cola es pequeña). La siguiente figura 2.6 muestra dos líneas de corriente aerodinámica alrededor de un típico perfil aerodinámico (ver glosario A); una viaja sobre la superficie superior del perfil mientras que la otra viaja por la parte de abajo. Si dos partículas se dejaran ir desde el mismo punto y al mismo tiempo, una en cada línea aerodinámica, las partículas comenzarían a moverse juntas. Al acercarse a la parte de enfrente del perfil, sin embargo, sus velocidades comenzarán a cambiar. Debido a la forma que tiene el perfil aerodinámico, el aire se mueve más rápidamente sobre la superficie superior que en la

parte inferior del perfil. La partícula que viaja sobre la superficie superior debe recorrer una distancia mayor. El aumento de velocidad del aire (ver glosario A) en la superficie superior hace que la presión (ver glosario A) disminuya debido a la ley de Bernoulli (ver glosario A). Asimismo, la disminución de velocidad crea una presión más alta en la parte inferior. La diferencia que hay entre la presión que existe en la superficie superior y la presión que existe en la superficie inferior es lo que genera la sustentación.



Fig. 2.6 Sustentación

Porqué vuelan las aeronaves

Un objeto plano, colocado un poco inclinado hacia arriba contra el viento, produce sustentación; por ejemplo una cometa. Un perfil aerodinámico, es un cuerpo que tiene un diseño determinado para aprovechar al máximo las fuerzas que se originan por la variación de velocidad y presión cuando este perfil se sitúa en una corriente de aire. Un ala es un ejemplo de diseño avanzado de perfil aerodinámico.

Veamos que sucede cuando un aparato dotado de perfiles aerodinámicos (alas) se mueve en el aire (dotado de presión atmosférica y velocidad), a una cierta velocidad y con determinada colocación hacia arriba, el ángulo de ataque (ver glosario A), de acuerdo con las leyes explicadas.

El ala produce un flujo de aire en proporción a su ángulo de ataque (a mayor ángulo de ataque mayor es el estrechamiento en la parte superior del ala) y a la velocidad con que el ala se mueve respecto a la masa de aire que la rodea; de este flujo de aire, el que discurre por la parte superior del perfil tendrá una velocidad mayor (efecto Venturi) que el que discurre por la parte inferior. Esa mayor velocidad implica menor presión (teorema de Bernoulli), como se muestra en la fig. 2.7.

Tenemos la superficie superior del ala soportando menos presión que la superficie inferior. Esta diferencia de presiones produce una fuerza aerodinámica que empuja al ala de la zona de mayor presión (abajo) a la zona de menor presión (arriba), conforme a la Tercera Ley del Movimiento de Newton (ver glosario A).

Pero además, la corriente de aire que fluye a mayor velocidad por encima del ala, al confluir con la que fluye por debajo deflacta a esta última hacia abajo, produciéndose una

fuerza de reacción adicional hacia arriba. La suma de estas dos fuerzas es lo que se conoce por fuerza de sustentación, que es la que mantiene al avión en el aire.



Fig. 2.7 Presión del aire vs velocidad

Propiedades de la Aeronáutica

Propiedades

Las fuerzas aerodinámicas del vuelo se originan en un fluido. El fluido es generalmente aire o agua, aunque hay otros fluidos. Antes de que el vuelo pueda ocurrir, las propiedades del fluido deben medirse para entender las fuerzas generadas por un objeto en movimiento. En la sección de medidas, el concepto de unidades fue introducido para ayudar a entender las características de los fluidos.

Temperatura

La temperatura de un fluido es una parte importante en el comportamiento de dicho fluido. El aceite caliente, por ejemplo, fluye más rápidamente que el aceite frío. En un cuarto, el aire caliente sube mientras que el aire frío baja; por esta razón, los diseñadores de casas a menudo colocan las ventanillas por donde sale el aire caliente de la calefacción cerca del suelo. El agua muy fría sube a la parte superior de un lago porque es más ligera que el agua que no está tan fría. El sonido viaja más lejos en días fríos que en días calientes. Por lo tanto, es crucial (muy importante), saber la temperatura del fluido al calcular cantidades aerodinámicas. Sus unidades de grados Fahrenheit o de grados centígrados.

Presión

La presión del fluido es otra consideración importante en el cálculo de las fuerzas aerodinámicas dentro de la aeronáutica. La presión se mide en fuerza por unidad de área (pulgadas cuadradas, metros cuadrados). En unidades métricas, la presión se mide en newtons por el metro cuadrado. Ejemplo: La atmósfera (aire) ejerce una presión sobre tu piel de 14.7 libras por pulgada cuadrada (psi).

La presión puede ser algo muy poderoso. Por ejemplo, una leve presión extendida sobre una área muy grande, puede resultar en una fuerza muy grande. La presión del aire

disminuye conforme la altitud aumenta; la presión también disminuye cuando la velocidad del fluido (aire, agua) aumenta. Cuando la temperatura de un fluido aumenta, también sube la presión. La presión que actúa sobre una aeronave afecta directamente su capacidad de volar.

Densidad

La densidad es una medida de cuánta masa (la cantidad de moléculas) hay en un objeto o volumen dado. Otra manera de describirla es qué tan unidas se encuentran las moléculas dentro de un objeto o volumen. Cuando hablamos de la densidad de un fluido (volumen), a menudo nos referimos a un volumen específico, tal como un metro cúbico, a un pie cúbico.

Un fluido con muchas moléculas bien juntas unas de otras tiene una densidad alta; uno que tiene más pocas moléculas tendría una densidad más baja. El agua, por ejemplo, tiene una densidad mucho más alta que el aire. Además, la densidad se utiliza para determinar si un fluido es incompresible o compresible. Si la densidad del fluido es fija (constante), el fluido es incompresible; esto quiere decir que ni la masa ni el volumen del fluido puede cambiar. Los gases (como el aire), son compresibles. Pueden expandirse para llenar un nuevo volumen. Cuando esto ocurre, la masa no cambia, pero el volumen aumenta; de esta manera, la densidad del gas disminuye en el nuevo volumen. A grandes alturas, donde la presión es más baja, la densidad del aire es también más baja.

Viscosidad

Éste es una de las propiedades de esta lista más difíciles de definir. La viscosidad es una medida de cuánto se resistirá un fluido a fluir. La miel tiene una viscosidad mucho más alta que el agua. Se dice que la miel es un fluido más viscoso que el agua.

Cuando un fluido fluye sobre una superficie, ejerce una fuerza (medida en newtons, por ejemplo) en ella. Los científicos y los ingenieros definen la viscosidad usando unidades de la masa. Las unidades más comúnmente usadas son kilogramo por metro segundo (kg/m s) en el sistema métrico, y libras masa por pie segundo (lbm/ft s) en el sistema inglés.

La resistencia al flujo (viscosidad) es una información importante cuando un objeto (como las alas de una aeronave o el casco de un barco) es diseñado para moverse a través del aire o del agua.

Fuerza

La segunda ley indica que la fuerza ejercida sobre un objeto en movimiento es igual a la masa del objeto por su aceleración (una medida del movimiento del objeto). Se utilizan varias fórmulas matemáticas para calcular la fuerza.

Un aspecto interesante de la fuerza es que además de un valor y unidades, también tiene una dirección a la que está asociada. Es muy importante definir la dirección de una fuerza.

Peso y Gravedad

Siempre y cuando uno se encuentre cerca de la superficie de la tierra la gravedad es constante, de tal manera que el peso es el mismo en cualquier lugar de la tierra (la aceleración de la gravedad es de 32.174 pies por segundo cuadrado, a nivel del mar). El peso es en realidad una fuerza causada por la aceleración de la gravedad y no la masa verdadera de un objeto. Pero a grandes alturas sobre el nivel del mar, la aceleración de la gravedad es menor. Por lo tanto, la "fuerza" de peso es menor. Entonces, a grandes alturas un objeto pesa menos, pero la masa sigue siendo la misma.

Si la masa de un objeto no cambia, las libras de masa de ese objeto tampoco cambian. Pero las libras de fuerza cambian con la altura. La fuerza con la que la tierra atrae a un objeto a grandes alturas es menor que en la superficie de la tierra, y por lo tanto, el peso del objeto es menor. Esta es la razón por la cual un objeto en la luna pesa menos que el mismo objeto en la tierra. La atracción gravitacional de la luna es menor que la de la tierra, por lo que la aceleración de la gravedad en la luna es también menor (aproximadamente una sexta parte de la de la tierra).

Velocidad

La velocidad es una medida de qué tan rápidamente se mueve un objeto. La velocidad es calculada dividiendo la distancia recorrida (una longitud) para el tiempo que se emplea en recorrer esa distancia. Las unidades de la velocidad son, por ejemplo, metros por segundo (m/s) o pies por minuto (ft/min). Una excepción a estas unidades es un término que ha sido acarreado desde los tiempos de la navegación, el nudo. En la aeronáutica, la velocidad del aire a menudo se mide en nudos. Un nudo equivale a cerca de 1.7 pies por segundo (ft/s).

Rapidez y velocidad son dos de los términos que se usan alternativamente para referirse a la misma cosa. Cuando los ingenieros trabajan con velocidades, deben saber la dirección del movimiento así como su valor numérico. Al valor numérico se le conoce como la magnitud de la velocidad, la cual también tiene una dirección.

Aceleración

La aceleración es una medida de cómo cambia con el tiempo la velocidad de un objeto. Su valor se puede encontrar calculando la diferencia que hay entre la velocidad del objeto en determinado momento y la velocidad con la que viaja cierto tiempo después; la diferencia de velocidad se divide entonces por la diferencia de tiempo para calcular así la aceleración. Las unidades de aceleración son metros por segundo cuadrado (m/s^2); pies por segundo cuadrado (ft/s^2); millas por hora cuadrada (m/hr^2).

CAPÍTULO 3

FUNDAMENTOS TEÓRICOS AERODINÁMICOS

Capítulo 3 FUNDAMENTOS TEÓRICOS AERODINÁMICOS

3.1 Algunos Principios de Aerodinámica

Se definirán algunos puntos importantes acerca del funcionamiento de la aeronave y el desplazamiento en su entorno o medio ambiente, para lo anterior se hará un breve análisis, así mismo se citará algunos principios de la mecánica de fluidos, que se ocupa del movimiento del aire y otros fluidos gaseosos, y de las fuerzas que actúan sobre los cuerpos que se mueven en dichos fluidos.

Retomando el ámbito de la aerodinámica podemos mencionar el movimiento de un avión a través del aire, además, la presencia de un objeto en un fluido gaseoso modifica la repartición de presiones y velocidades de las partículas del fluido, originando fuerzas de sustentación y resistencia. La modificación de unos de los valores (presión o velocidad) modifica automáticamente en forma opuesta el otro (fig. 3.1)



Fig. 3.1 Equilibrio de fuerzas de un avión

FLUIDO

La palabra fluido no es usada para denotar un líquido o un gas, más bien es para distinguir entre cosas como un sólido y un fluido. Cuando una fuerza es aplicada tangencialmente a la superficie de un sólido, éste puede experimentar deformación finita, y la fuerza tangencial sobre unidad de área, esfuerzo cortante y puede ser usualmente proporcional a la cantidad de deformación. En contraste, cuando el esfuerzo cortante tangencial es aplicado a la superficie de un fluido, éste puede experimentar un incremento constante de deformación.

La distinción fundamental entre sólidos, líquidos y gases son a nivel molecular y atómico, es decir, los fluidos dinámicos están subdivididos en las siguientes tres áreas:

Hidrodinámicos- fluidos de líquidos

Gas dinámico- fluidos de gases

Aerodinámicos- flujo de aire

AERODINÁMICA

Es una ciencia que se aplica a la teoría y práctica a la ingeniería, teniendo dos objetivos principales:

1. La predicción sobre las fuerzas, momentos y transferencia de calor, el cual hace que el movimiento de los fluidos (usualmente el del aire).
2. La determinación de fluidos moviéndose intencionalmente a través de los ductos, esto es con el principio de Bernoulli que más adelante lo veremos.

TEOREMA DE BERNOULLI

Daniel Bernoulli, en 1738, enunció el teorema, el cual dice

“... se produce una disminución de la presión de un fluido en movimiento cuando aumenta su velocidad...”

El teorema afirma que la energía total de un sistema de fluidos con flujo uniforme permanece constante a lo largo de la trayectoria de flujo. Puede demostrarse que, como consecuencia de ello, el aumento de velocidad del fluido debe verse compensado por una disminución de su presión.

El teorema se aplica al flujo sobre superficies, como las alas de una aeronave o las hélices de un barco:

$$\text{PRESION} + \text{VELOCIDAD} = \text{CONSTANTE} \quad (3.1)$$

El teorema de Bernoulli se suele expresar en la forma:

$$p + \frac{1}{2} \rho v^2 = \text{constante} \quad (3.2)$$

denominando a los factores:

p = presión estática y
 $\frac{1}{2} \rho v^2$ = presión dinámica.

Y:

ρ = densidad del fluido.
 v = velocidad en dicho punto.

$$p + \frac{1}{2} \rho v^2 = k; \quad (3.3)$$

$$\frac{1}{2} \rho v^2 = p_d \quad (3.4)$$

En donde:

k= constante

p= presión en un punto dado.

d= densidad del fluido.

v= velocidad en dicho punto.

pd =presión dinámica.

Se puede considerar el teorema de Bernoulli como una derivación de la ley de conservación de la energía. El aire está dotado de presión p , y este aire con una densidad d fluyendo a una velocidad v contiene energía cinética lo mismo que cualquier otro objeto en movimiento ($1/2 dv^2$ =energía cinética). Según la ley de la conservación de la energía, la suma de ambas es una constante: $p + (1/2dv^2) = \text{constante}$. A la vista de esta ecuación, para una misma densidad (asumimos que las partículas de aire alrededor del avión tienen igual densidad) si aumenta la velocidad v disminuirá la presión p y viceversa (fig. 3.2).

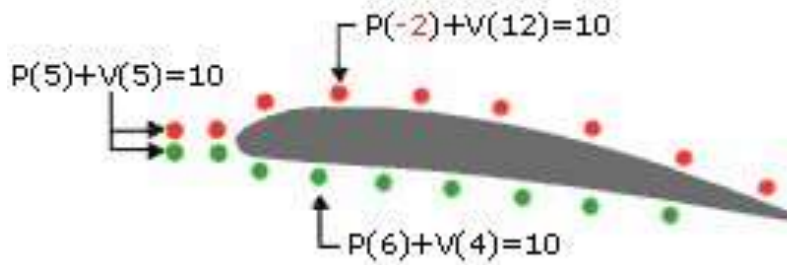


Fig. 3.2 Principio de Bernoulli

Puede demostrarse este teorema si se toma una tira muy fina de papel, se coloca junto a los labios y soplamos. En el momento que se produce el movimiento del aire, la presión sobre este flujo disminuye y por debajo de este aumenta, levantando la tira de papel (fig. 3.2).

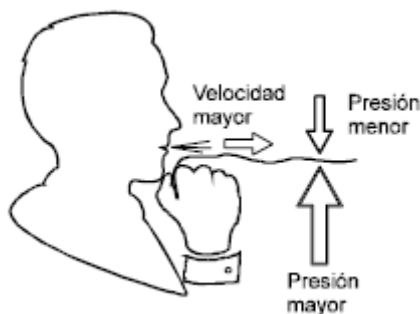


Fig. 3.2 Ejemplo de Teorema de Bernoulli

Este es otro principio importante para la Aerodinámica el cual hace un estudio del comportamiento de los fluidos:

EFEECTO VENTURI

Las partículas de un fluido que pasan a través de un estrechamiento aumentan su velocidad, con lo cual disminuye su presión.

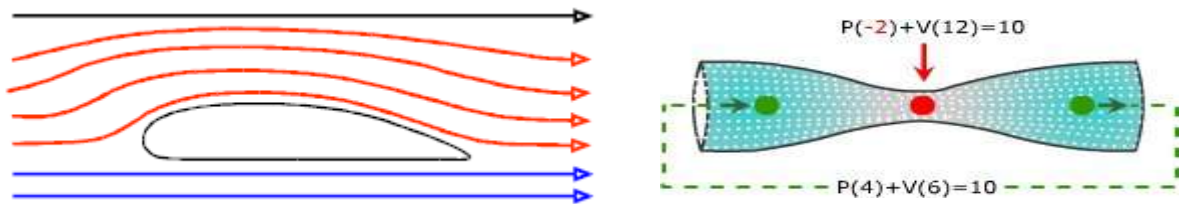


Fig. 3.3 Efecto Venturi

3.2 Fuerzas y Momentos Aerodinámicos

Un cuerpo que posee una forma tal que permite aprovechar al máximo las fuerzas originadas por las variaciones de velocidades y presiones de una corriente de aire se denomina perfil aerodinámico.

Si realizamos un ejemplo gráfico tomando dos partículas que se mueven a una velocidad de 90 Km/h, y con una presión de 1 Kg/cm², antes de la perturbación originada por la introducción del perfil aerodinámico. Entre la parte superior del perfil y la línea recta superior horizontal se produce una reducción de espacio, logrando un aumento de la velocidad del aire, mientras que en la parte inferior del perfil el recorrido de las partículas es horizontal, no modificando la corriente del aire (fig. 3.3). Puede observarse entonces que la partícula (1) aumenta su velocidad a 90,3Km/h (efecto Venturi) y la presión disminuye a 0,7 kg/cm² (efecto Bernoulli) (fig.3.3). La partícula (2) al no verse modificada por el perfil mantiene una velocidad de 90 Km/h y una presión de 1 Kg/cm². Por lo tanto se puede observar que se ha originado una diferencia de presión entre la cara superior y la inferior, obteniendo como resultante una fuerza hacia arriba llamada **FUERZA AERODINAMICA (F)**.

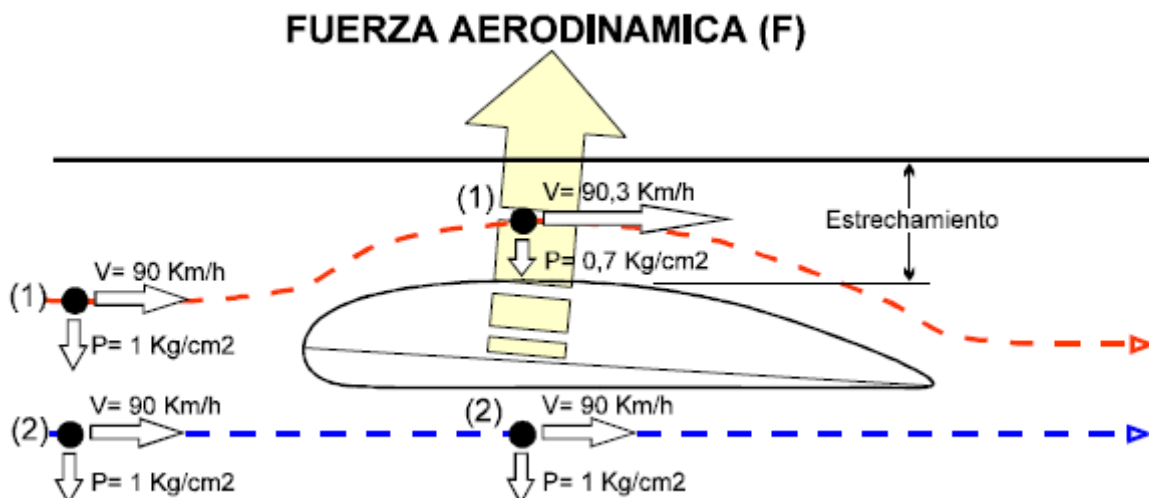


Fig 3.3 Fuerza Aerodinámica

3.3 Análisis de fuerzas que intervienen en la aeronave

Las fuerzas que actúan constantemente sobre la aeronave en vuelo son:

- Peso
- Sustentación
- Tracción
- Resistencia
-

La aeronave posee un peso y la función aerodinámica es tratar de crear una fuerza igual y de sentido contrario al peso de la aeronave. La sustentación se logra dando velocidad al ala, en nuestro caso mediante la hélice de la aeronave que es impulsada mediante un motor. La hélice es la encargada del movimiento de tracción. La creación de la sustentación logra una resistencia parásita e inducida que se denominará en general resistencia.

CENTRO DE GRAVEDAD DE LA AERONAVE

Es el punto imaginario en el cual se considera concentrada toda la masa de la aeronave. Normalmente se considera este situado en el eje longitudinal y aproximadamente a $\frac{1}{4}$ de distancia del la línea imaginaria (datum) o borde de ataque del ala. Este se desplaza hacia delante o hacia atrás dependiendo de la cantidad de ocupantes, en la posición del piloto en caso que el ocupante sea uno solo, el equipaje que lleva, etc. (fig. 3.4).

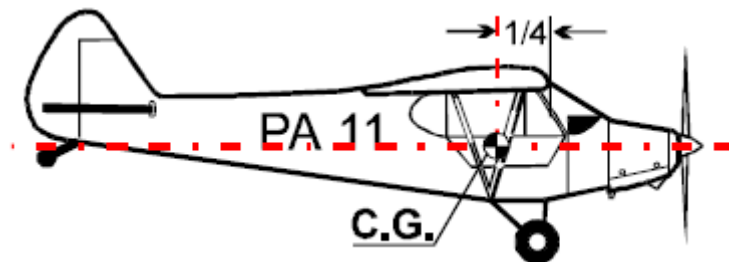


Fig. 3.4 Centro de gravedad.

CENTRO AERODINÁMICO

El centro aerodinámico es el punto imaginario en el cual se considera que toma la fuerza de sustentación. Se considera este tomado de la cuerda aerodinámica y a 25% del borde de ataque del ala. El centro aerodinámico se expresa en porcentaje de la cuerda aerodinámica. Este tiene unos límites de desplazamiento anterior y posterior, que están definidos por el modelo de la aeronave (Fig. 3.5).

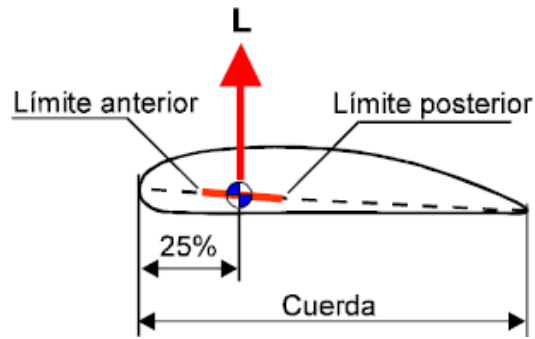


Fig. 3.5 Centro aerodinámico

El centro de gravedad y el centro aerodinámico

La posición relativa de estos dos puntos es importante para la estabilidad longitudinal. Si el centro de gravedad y el centro aerodinámico están en el mismo plano, la aeronave tiene una estabilidad longitudinal neutra, o sea, que el peso de la aeronave está compensado por la sustentación. Si el centro de gravedad está por detrás del centro aerodinámico, la aeronave toma la posición de encabritado. Si el centro de gravedad está por delante del centro aerodinámico, la aeronave toma la posición de picado. El piloto actuará sobre la palanca de incidencia para corregir esta tendencia (fig. 3.6).

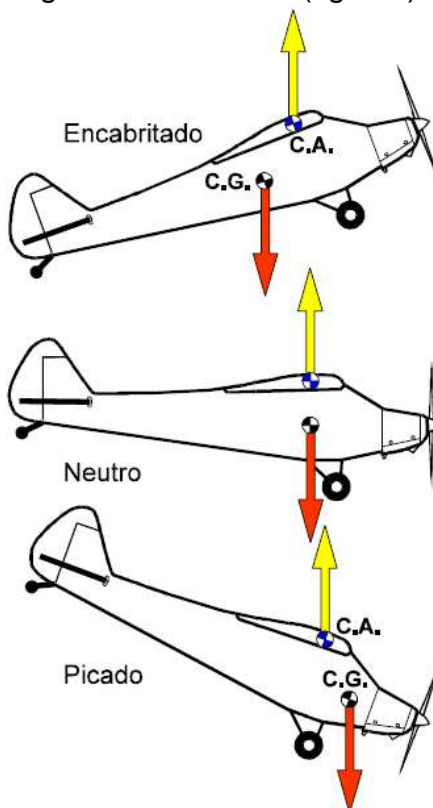


Fig. 3.6 Centro de gravedad y Centro aerodinámico

3.4 Levantamiento

Las alas de un avión se diseñan de tal forma que cuando se mueven a través de un viento relativo, se produce una fuerza perpendicular a la dirección del viento relativo. Esta fuerza es la que conocemos como levantamiento y, es la que sostiene al avión en el aire.

El aire fluye alrededor de un perfil aerodinámico está sujeto a las Leyes de Movimiento de Isaac Newton. EL aire posee inercia y, por lo tanto según la Primera Ley, un cuerpo en movimiento tenderá a permanecer en movimiento. La introducción de un perfil aerodinámico dentro de un flujo de aire altera el curso uniforme del aire. La Segunda Ley de Newton dice que para alterar un estado de movimiento de un cuerpo debe aplicarse una fuerza. El perfil aerodinámico actúa como la fuerza, que altera el estado de movimiento del flujo de aire para ocasionarle un cambio de dirección. La aplicación de esta fuerza causa una reacción de igual magnitud y de dirección opuesta, conforme a la Tercera Ley de Newton, esta reacción es el levantamiento.

3.5 Peso de la aeronave y Sustentación

Si bien sabemos, que todos los objetos materiales son atraídos a tierra por una fuerza que está en proporción con la masa del objeto; esta fuerza es la gravedad. Para que un objeto se levante de la superficie de la tierra y se mantenga en ascensión continua o a una altura constante por encima de la superficie, la atracción que provoca la gravedad ha de ser vencida con la creación de una fuerza llamada sustentación, ya vista en el capítulo anterior.

Por supuesto, existe variedad de procedimientos y la elección depende del objeto que se va a levantar. Sin embargo, el que nos interesa es el que se aplica a las alas de una aeronave. En éste método las alas se diseñan de modo que se ajustan a formas en planta específicas y a secciones transversales con forma de perfil aerodinámico determinadas por consideraciones de tamaño, peso y prestaciones de la aeronave. En la fig. 3.7 se muestra la geometría de algunas formas típicas de ala, secciones de perfiles aerodinámicos y la terminología asociada.

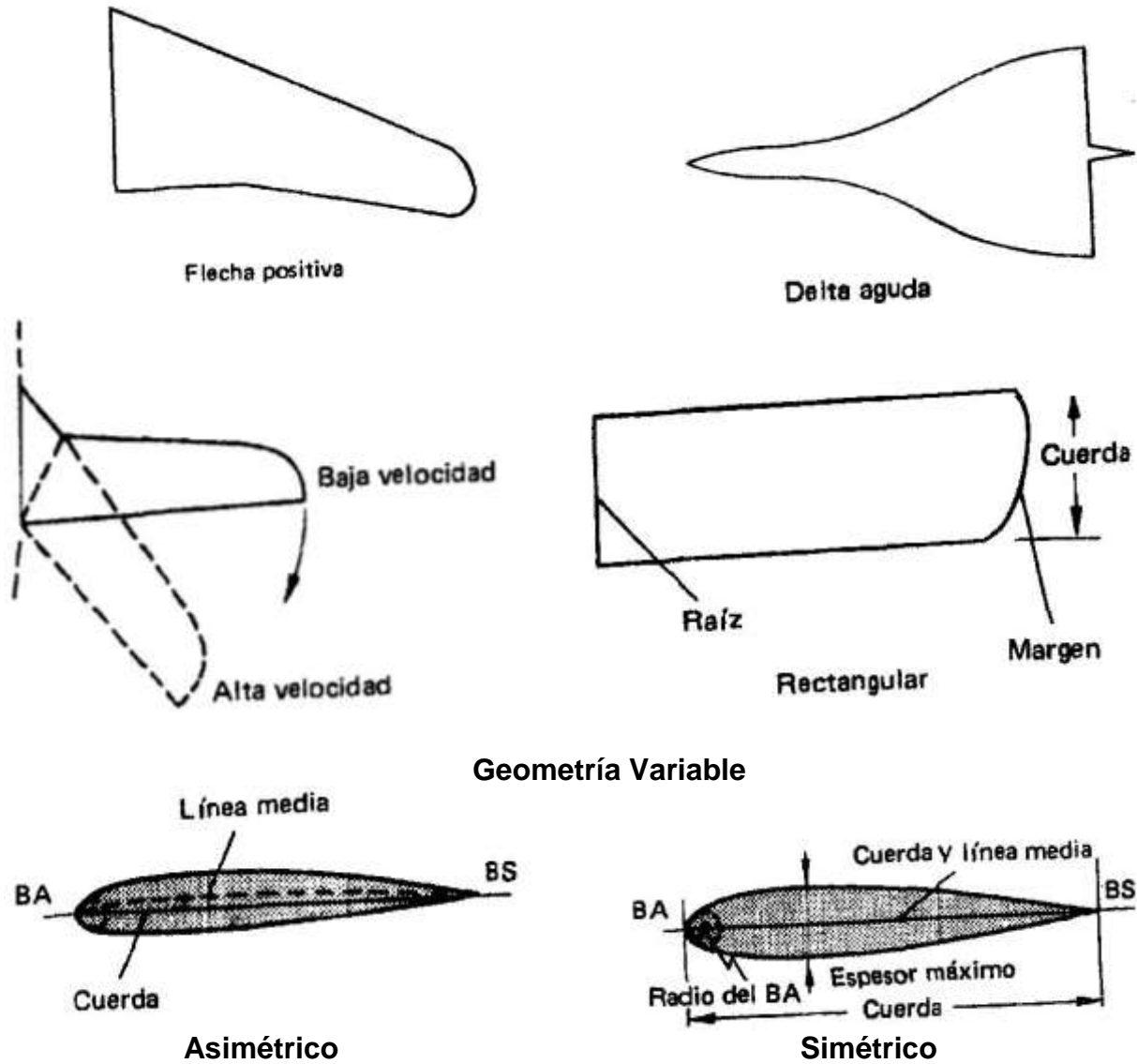


Fig. 3.7 Formas de alas en planta y en terminologías de perfiles aerodinámicos

Para engendrar la fuerza de sustentación necesaria, tiene que existir un movimiento relativo entre el ala y el aire que la rodea. Teóricamente no hay diferencia en suponer una corriente de aire sobre un ala estacionaria o un ala que se mueve en el seno del aire; no obstante, en la práctica es el segundo caso el que tiene lugar, ya que las alas son transportadas hacia adelante como resultado de la tracción propulsora del motor o motores de la aeronave (fig. 3.8).

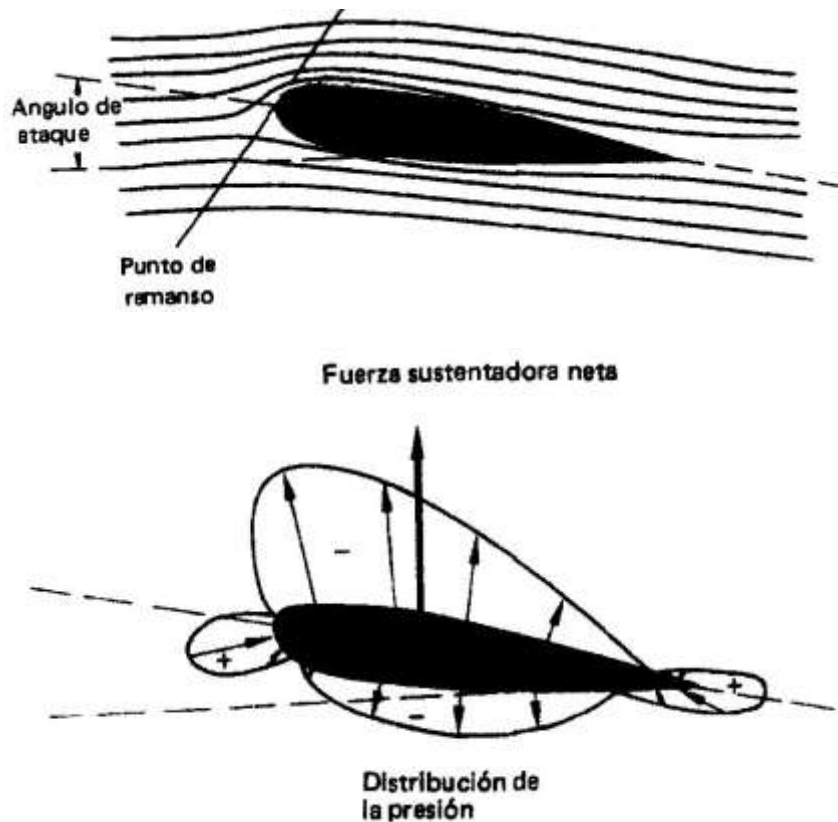


Fig. 3.8 Generación de la sustentación

En la fig. 3.8 se observa que al chocar el aire con el borde de ataque del ala, pasa por la superficie curva superior y otra por la inferior del perfil aerodinámico. El caudal de la corriente es constante, pero, como resultado de las diferencias entre la curvatura superior y la inferior, también porque el ala actúa con un ángulo de ataque, es decir, un ángulo relativo a la corriente de aire, la velocidad de la corriente sobre la parte superior será mayor que la que discurre por la superficie inferior. Como la presión de un fluido (líquido o gas) disminuye en los lugares en que la velocidad de éste aumenta, también disminuirá la presión que actúa sobre ambas superficies del ala de un avión a pequeños ángulos de ataque. No obstante, la disminución es mayor en la superficie superior más fuertemente en curva, y en la diferencia de presiones resultante de toda la sección del perfil la que engendra la fuerza sustentadora neta. Las presiones más fuertes se producen en el punto de remanso, en puntos alrededor del borde de ataque y en el borde de salida. De lo que antecede se deduce que las variaciones en el ángulo de ataque constituyen un factor importante para controlar la magnitud de la sustentación engendrada por un ala. Por ejemplo al aumentar el ángulo de ataque, la velocidad de la corriente de aire por la superficie superior aumenta en mayor proporción que por la superficie inferior, alterándose así la distribución de presiones de tal forma que la fuerza sustentadora neta queda aumentada. A un determinado ángulo de ataque crítico, que se llama ángulo de pérdida, la corriente de aire se separa de la superficie superior y se hace turbulenta con el resultado de que la fuerza sustentadora queda drásticamente disminuida. En la práctica, las alas de todos los tipos de avión se instalan formando un ángulo óptimo entre la cuerda y un "datum" longitudinal (generalmente se llama "ángulo de incidencia"), la aeronave

vuela así dentro de un pequeño margen de ángulos de ataque útiles pudiendo de esta forma conseguirse la combinación de sustentación/resistencia más alta y buen rendimiento económico.

Otros factores importantes que controlan la distribución de presiones y la sustentación son: la velocidad de corriente de aire, su viscosidad y su densidad, la forma y espesor del perfil aerodinámico adoptado para el ala, la forma en planta de la misma y su área, así como la condición de sus superficies.

Entonces, podemos decir que, el peso de la aeronave es la fuerza que actúa descendientemente verticalmente hacia el centro de la tierra y es el resultado de la fuerza de gravedad en la aeronave.

Así como la resultante del levantamiento actúa en el centro de presión, el peso de la aeronave actúa a través de su centro de gravedad (C.G.). Este punto es en donde la resultante de todos los pesos de las partes que componen la aeronave actúa, en cada actitud que asume el mismo.

En términos de proporciones matemáticas, debemos decir que, la sustentación producida en un ala o superficie aerodinámica es directamente proporcional al área total expuesta al flujo de aire y al cuadrado de la velocidad con que ese flujo incide en el ala. También es proporcional, para valores medios, a la inclinación del ángulo de ataque del eje de la superficie de sustentación respecto al de la corriente de aire. Para ángulos superiores a 14 grados, la sustentación cambia con rapidez hasta llegar a la pérdida total cuando, por efecto de esos valores, el aire se mueve produciendo torbellinos en la superficie de las alas. En ésta situación se dice que el perfil aerodinámico ha entrado en pérdida (fig. 3.9).

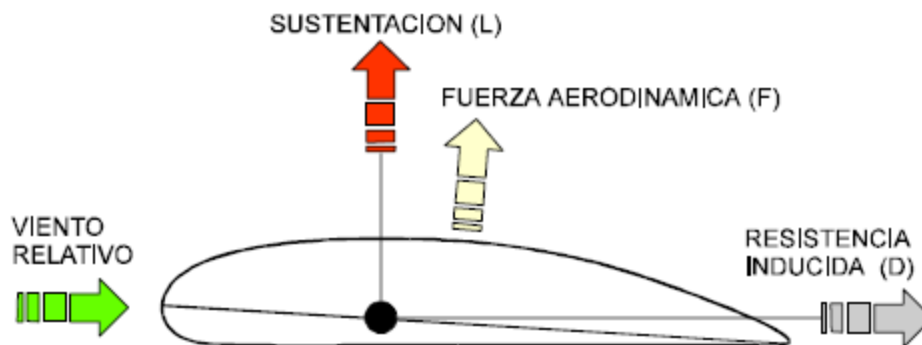


Fig. 3.9 Perfil Aerodinámico

Variables que influyen en la sustentación fluido

Son algunas las variables que influyen en la sustentación de la aeronave, definiendo estas la sustentación del peso y la carga que transportará, algunas están dadas por el diseño, otras por condiciones climáticas y otras las puede variar el piloto.

1) Densidad del aire:

El aire posee diferentes densidades dependiendo directamente de la temperatura del mismo. La densidad es la cantidad de partículas de aire por unidad de volumen. El aire caliente es menos denso que el aire frío, por lo tanto en invierno los aviones vuelan mejor.

2) Velocidad del aire sobre el perfil aerodinámico:

La sustentación es directamente proporcional al cuadrado de la velocidad.

3) La superficie alar:

Cuanto mayor es la superficie alar mayor es la sustentación. Generalmente se posee poca acción para modificar esta acción. Hay casos en los que no se puede modificar ya que no posee dispositivos hipersustentadores.

4) El ángulo de ataque:

La sustentación es directamente proporcional al coseno del ángulo de ataque. La fórmula de la sustentación que agrupa todos estos elementos sería la siguiente:

$$L = \frac{\rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_f \cdot \cos \alpha}{2} \quad (3.5)$$

donde:

L Sustentación
 ρ Densidad del aire
 V^2 Velocidad al cuadrado
S Superficie alar
 C_f Coeficiente aerodinámico
 $\cos \alpha$ Coseno del ángulo de ataque

3.6 Resistencia del aire

Resistencia

El movimiento de un cuerpo a través de un fluido, sea líquido o aire, produce siempre una fuerza que tiende a oponerse al movimiento, esta fuerza se llama resistencia. Por tanto, las alas de un aeroplano, y todas las demás partes estructurales expuestas a la corriente del aire, participan con componentes de una resistencia total que debe reducirse al mínimo. Los componentes de resistencia se producen de diferentes modos, y se pueden

considerar como constituyentes de dos tipos principales de resistencia, a saber: de forma e inducida o de torbellino; se resumen de forma tabular en la fig. 3.10.



Fig. 3.10 Dirección y sentido de la resistencia

Resistencia parásita

La resistencia parásita está constituida por las componentes de resistencia originadas en la fricción superficial creada cuando un cuerpo es expuesto a una comente de aire y también por la forma del cuerpo. Un factor muy importante que determina, entre otras cosas, la naturaleza de estos componentes es la finísima capa de aire en contacto con la superficie del cuerpo y que se denomina capa límite. Toda el área superficial de un avión tiene una capa límite y, por tanto, resistencia de fricción superficial.

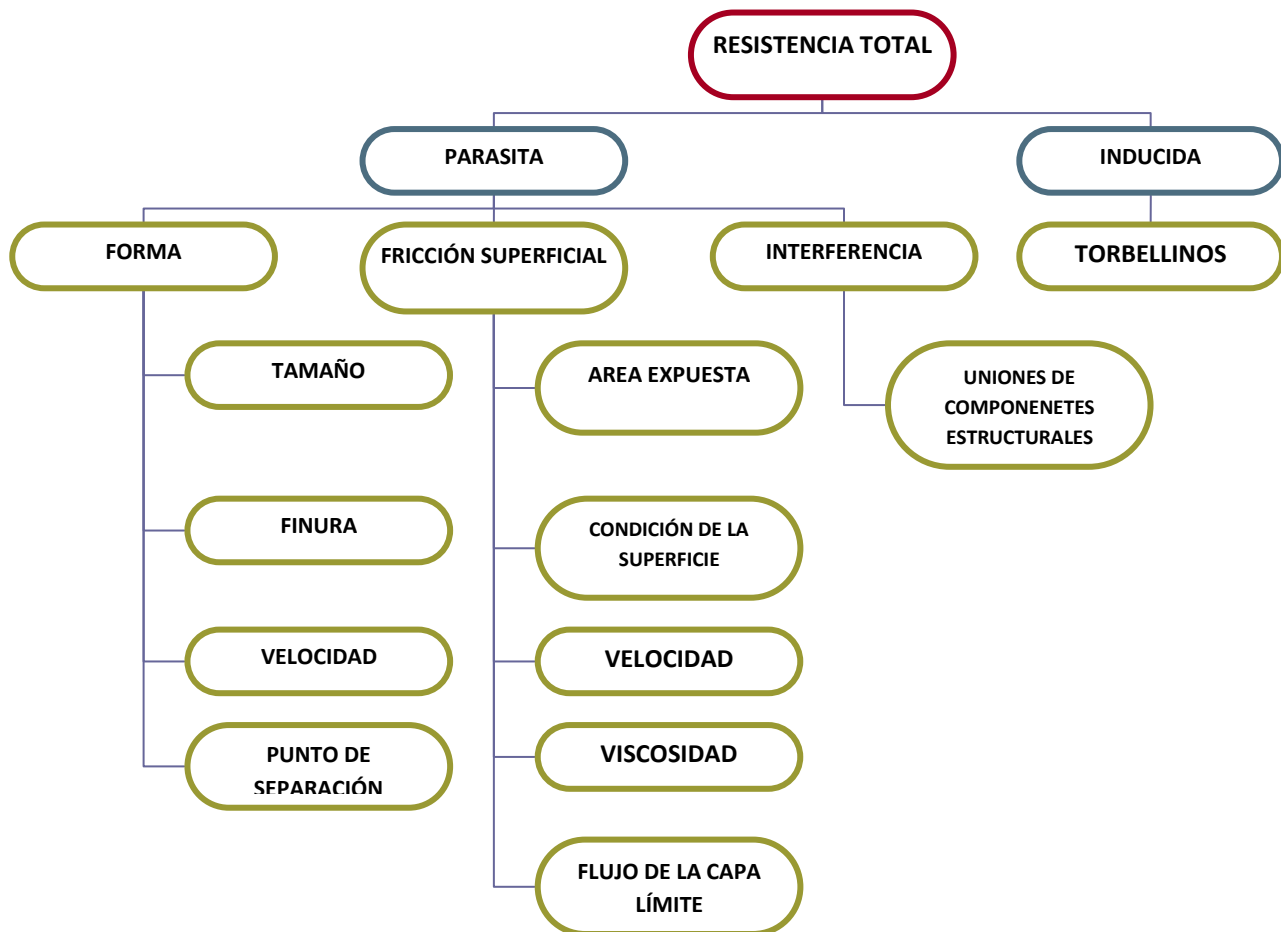


Fig. 3.11 Diagrama de la resistencia total de la aeronave

Si se considera a los filetes de una corriente aérea que pasa sobre el ala de un avión como líneas límite entre capas de aire, y dado que el aire tiene viscosidad, se producirán variaciones en la velocidad de cada capa como resultado de la adherencia viscosa. Estas variaciones son determinadas por la distancia a la superficie de las alas y también por la condición de la superficie, es decir: si es lisa o rugosa. La capa adyacente a la superficie se adherirá a ella, con lo que su velocidad será casi igual a la del ala. La adherencia viscosa entre esta capa y la superior, determinará que la segunda capa fluya en la dirección del movimiento del ala pero a una velocidad ligeramente inferior. De igual modo va disminuyendo la velocidad de las capas adyacentes hasta llegar a un punto, a una distancia "d" de la superficie, en el que el movimiento del ala ya no produce movimiento de las capas de aire (fig. 3.12a). Se puede así definir la capa límite como la capa de aire que abarca, desde la superficie hasta el punto en que ya no se pueden apreciar, fuerzas de resistencia viscosa.

El flujo de la capa límite puede ser: laminar, es decir, currentilínea, o turbulencia, como se ve en la fig. 3.12 b. Generalmente, la corriente de aire empieza siendo laminar por la parte delantera de la superficie y luego, en un punto que se llama punto de transición, la capa tiende a desprenderse de la superficie y se vuelve turbulencia. El aire turbulento se mezcla con el aire que envuelve a la capa límite provocando el engrosamiento y difusión de la capa, y a medida que aumentará también la resistencia de fricción superficial. Eventualmente, en un punto cercano al borde de salida del ala, la capa límite se separa de la superficie convirtiéndose en una estela del aire turbulento. La separación depende de la velocidad a la que cambia la presión depende de la forma del cuerpo.

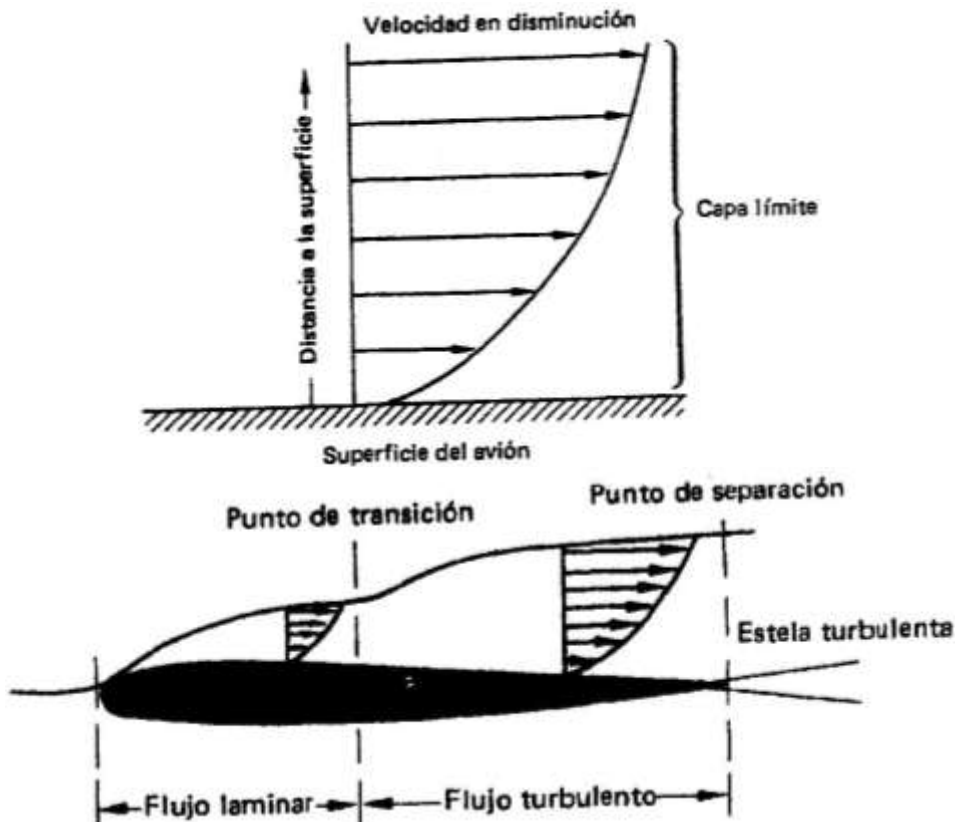


Fig. 3.12 Capa límite

La posición del punto de transición con un flujo de aire de densidad y viscosidad, depende de la velocidad del flujo y del espesor del cuerpo que lo experimenta. Cuando se trata de un ala de un espesor dado, el aumento de velocidad determina el avance del punto de transición hacia el borde de ataque, con la consecuencia de que aumenta la cantidad de superficie del ala bañada por la capa límite turbulenta, y con ella aumenta también la resistencia de fricción superficial. Sin embargo, una capa turbulenta posee más energía cinética que una laminar y como esto tiene el efecto de retrasar la separación de la capa límite, aumenta el valor máximo del coeficiente de sustentación.

Resistencia de forma

Como su nombre indica, este tipo de resistencia depende de la forma del cuerpo sometido al flujo de aire y, como se señaló antes, la forma del cuerpo gobierna la separación de la capa límite y la velocidad a la que cambia la presión alrededor del cuerpo. Por esta razón, la resistencia de forma se denomina también resistencia de presión normal de la capa límite.

Con el fin de apreciar la diferencia entre resistencia de fricción superficial y resistencia de forma, consideremos por un momento que el cuerpo expuesto al flujo tiene la forma de una placa muy fina. Si la placa presenta un ángulo de ataque cero a la corriente de aire, la dirección del flujo no cambiará materialmente y tampoco lo hará la velocidad o la presión.

La capa límite es, en este caso, puramente laminar y la resistencia se produce únicamente por la fricción superficial. Si la placa presenta un ángulo de ataque, se producirá un cambio en la dirección, velocidad y presión del flujo, de modo que la capa límite se hace ahora turbulenta y empieza a separarse de la superficie superior de la placa. Si se aumenta más el ángulo de ataque de forma que la totalidad del área de la superficie se presente a la corriente de aire, se producirá una dislocación completa de la capa límite y la resistencia será en su totalidad resistencia de forma.

Resistencia de interferencia

De las perturbaciones producidas en la comente aérea por las diversas uniones entre partes voluminosas de la estructura de la aeronave por ejemplo: entre alas y fuselaje, o carenas de motores y alas. Todas ellas pueden producir alteraciones en la distribución de presiones y la separación prematura de la capa límite.

Resistencia Inducida

Cuando un ala está produciendo sustentación, el flujo que pasa por las superficies superior e inferior se reúne en el borde de salida, y le abandona con forma de torbellinos cuya dirección comunica al aire una componente de desplazamiento descendente. Esta componente produce el efecto de inclinar la fuerza de sustentación hacia atrás, de modo que tendrá una componente que actúa en la misma dirección que la fuerza de

resistencia. Dicha componente de resistencia adicional se llama resistencia inducida o de torbellino, y es afectada por factores tan importantes como la forma en planta y razón de aspecto del ala, la sustentación, el peso y la velocidad del aeroplano.

3.7 Empuje

El empuje es la fuerza que hace mover al avión hacia adelante a través del flujo de aire. Las formas de producir este empuje es mediante turboreactores, hélices o cohetes, pero todos funcionan bajo el principio de empujar el aire hacia atrás con el propósito de causar una reacción, hacia adelante. El efecto es el mismo si el empuje es producido por una hélice que mueva una masa grande de aire hacia atrás a una velocidad relativamente lenta o por un motor de reacción que mueve una masa pequeña de aire hacia atrás a una velocidad relativamente alta.

Es obvio que el factor principal que influye en el empuje es la potencia del motor, pero hay otros elementos que también influyen como pueden ser la forma y tamaño de la hélice, octanaje del combustible, densidad del aire, etc. Se habla de potencia en C.V. en motores convencionales, y de kilos o libras de empuje en reactores.

Puesto que potencia es equivalente a energía por unidad de tiempo, a mayor potencia mayor capacidad de aceleración.

La potencia es el factor más importante a la hora de determinar la tasa de ascenso de un avión. De hecho la tasa máxima de ascenso de un avión no está relacionada con la sustentación sino con la potencia disponible descontada la necesaria para mantener un vuelo nivelado.

Esta fuerza (de empuje) se obtiene acelerando una masa de aire a una velocidad mayor que la del aeroplano. La reacción, de igual intensidad pero de sentido opuesto (3ª ley del movimiento de Newton), mueve la aeronave hacia adelante. En aviones de hélice, la fuerza de propulsión la genera la rotación de la hélice, movida por el motor (convencional o turbina); en reactores, la propulsión se logra por la expulsión violenta de los gases quemados por la turbina. Esta fuerza se ejerce en la misma dirección a la que apunta el eje del sistema propulsor, que suele ser más o menos paralela al eje longitudinal de la aeronave.



Fig. 3.13 Dirección y sentido de empuje

3.8 Sistemas de ejes de referencia

Se trata de rectas imaginarias e ideales trazadas sobre la aeronave. Su denominación y los movimientos que se realizan alrededor de ellos son los siguientes:

3.8.1 Alabeo (Eje longitudinal)

Es el eje imaginario que va desde el morro hasta la cola de la aeronave. El movimiento alrededor de este eje (levantar un ala bajando la otra) se denomina alabeo (en inglés "roll"). También se le denomina eje de alabeo, nombre que parece más lógico cuando se hace referencia a la estabilidad sobre este eje, es menos confuso hablar de estabilidad de alabeo que de estabilidad "transversal".

3.8.2 Cabeceo (Eje lateral)

Eje imaginario que va desde el extremo de un ala al extremo de la otra. El movimiento alrededor de este eje (morro arriba o morro abajo) se denomina cabeceo ("pitch" en inglés). También denominado eje de cabeceo, por las mismas razones que en el caso anterior.

3.8.3 Guiñada (Eje vertical)

Eje imaginario que atraviesa el centro de la aeronave. El movimiento en torno a este eje (morro virando a la izquierda o la derecha) se llama guiñada ("yaw" en inglés). Denominado igualmente eje de guiñada.

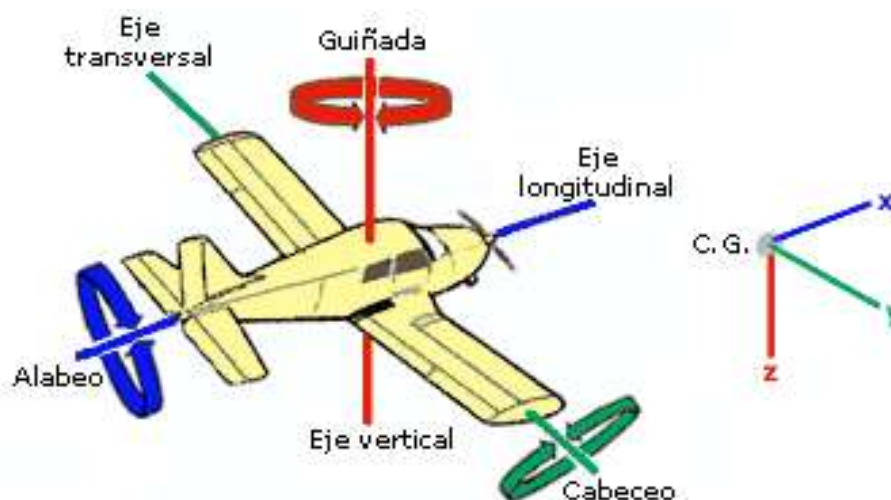


Fig. 3.14 Ejes del avión y movimientos sobre ellos

3.9 Estabilidad

Estabilidad es la propiedad que tienen los cuerpos, por la cual éstos vuelven a su estado de equilibrio después de haber sido desplazados de su estado de reposo o de movimiento uniforme. Aplicando esta definición a una aeronave, se puede decir que la aeronave tiene estabilidad la aeronave tiene estabilidad si después de una alteración en la trayectoria establecida de vuelo, vuelve a seguir la misma sin necesidad de mover ninguna superficie de control en el vuelo.

En la práctica, hay que considerar dos clases de estabilidad: la estática y la dinámica.

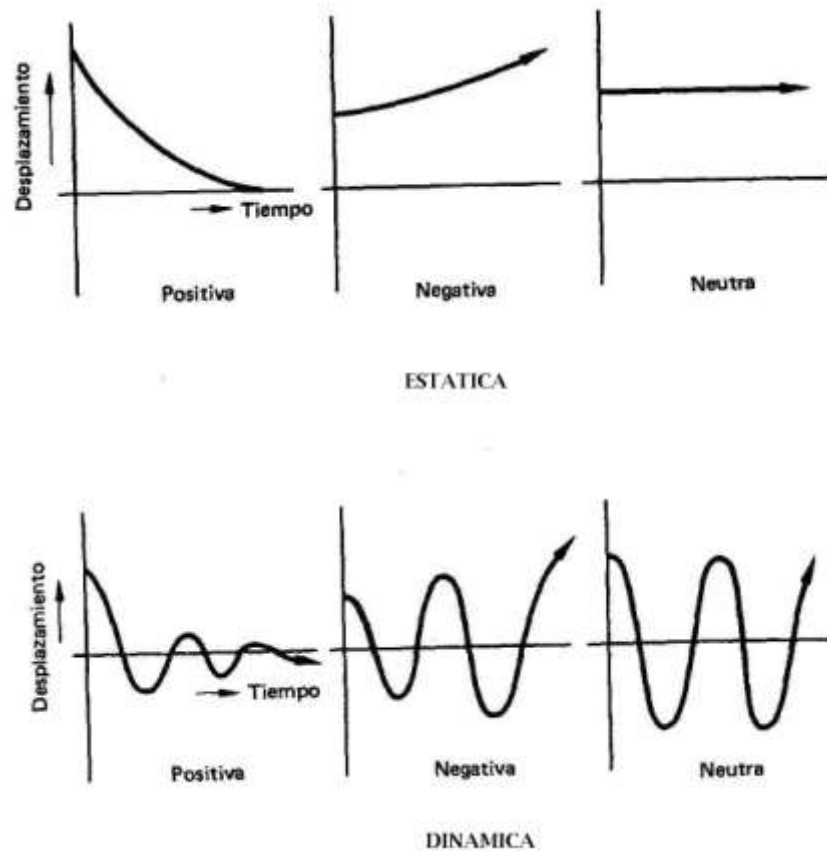


Fig. 3.15 Estabilidad

La estabilidad estática se refiere a la reacción inmediata de la aeronave y su tendencia a volver a la posición de equilibrio tras una perturbación, mientras que la estabilidad dinámica se ocupa de la reacción subsiguiente, a plazo más largo y es de naturaleza oscilante alrededor de una posición neutra o de equilibrio. Es usual clasificar ambos tipos de estabilidad según la respuesta de la aeronave a las alteraciones en su trayectoria original; así la estabilidad es positiva cuando después de la alteración, las fuerzas y momentos que actúan sobre la aeronave devuelven a éste su trayectoria primitiva; neutra si las fuerzas y momentos permiten que adopte una nueva trayectoria que mantiene con la original una relación constante; y negativa si obligan al avión a apartarse progresivamente

de la trayectoria original (condición inestable). La estabilidad estática es un prerequisite para la estabilidad dinámica, aunque lo inverso no sea cierto; es posible un sistema que sea estable estáticamente e inestable dinámicamente.

Los movimientos que se producen en un avión como consecuencia de una perturbación en el aire, o por funcionamiento del sistema de control de vuelo, pueden tener lugar en alguno de estos tres planos: el de cabeceo, el de guiñada y el de alabeo. Lo anterior, también es válido para los movimientos estabilizadores del aeroplano en respuesta a las alteraciones. Esos planos no permanecen constantes en relación con la Tierra, sino que como se indica en la figura 3.16, están definidos siempre por los tres ejes que pasan por el centro de gravedad de la aeronave. Ambas formas de estabilidad se refieren a los tres ejes, del siguiente modo: estabilidad longitudinal alrededor del eje transversal; estabilidad direccional o de “veleta” alrededor del eje vertical; y estabilidad lateral alrededor del eje longitudinal. Además las fuerzas y momentos establecidos por cualquier desplazamiento, también engendran fuerzas como resultado de las velocidades del movimiento. Estas fuerzas son una contribución necesaria para la estabilidad de la aeronave y proporcionan lo que se llama amortiguamiento aerodinámico limitando y, eventualmente, eliminando los movimientos.

El amortiguamiento del alabeo, por ejemplo, es el momento de alabeo producido por la velocidad angular de este movimiento, y como actúa en sentido opuesto a la fuerza de alabeo conseguida por la rotación de los alerones, limita la velocidad. El amortiguamiento se aplica también a los movimientos de cabeceo y guiñada. Cuando no se puede conseguir esta forma natural de amortiguamiento, debe suministrarse por medios artificiales.

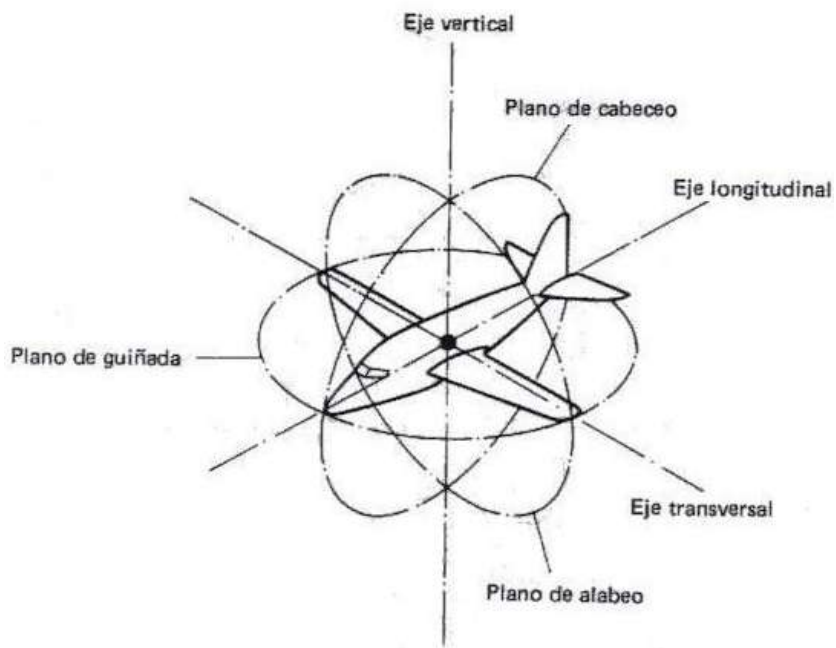


Fig. 3.16 Ejes de la aeronave y planos de desplazamiento

Estabilidad longitudinal estática (cabeceo)

Cuando, después de una perturbación, un aeroplano tiene tendencia a volver a la posición del ángulo de ataque de equilibrio, se dice que tiene estabilidad longitudinal estática positiva; esto se refiere a movimientos en el plano de cabeceo y depende en gran medida del diseño de la inclinación horizontal y de la posición del centro de gravedad de la aeronave bajo las condiciones de vuelo y carga.

El estabilizador horizontal, junto con el timón de profundidad en posición neutral o currentilínea, constituye un perfil aerodinámico que produce sustentación con distintos ángulos de ataque, la sustentación a su vez produce un momento de recuperación, que puede ser ascendente o descendente, para equilibrar los momentos de cabeceo del ala alrededor del centro de gravedad de la aeronave. La sustentación y los momentos de recuperación producidos son dependientes de factores tales como el área y la forma en planta del estabilizador, la distancia de su centro de aerodinámico al centro de gravedad, es decir, el brazo del momento y también de los efectos de la flexión de la corriente de aire por las alas. Si el timón de profundidad se mantiene en posición neutral, la estabilidad estática se denomina estabilidad con palanca fija, en oposición a la estabilidad en palanca libre, que se refiere a la condición en la que los timones quedan flotando en la corriente, es decir: vuelo sin manos.

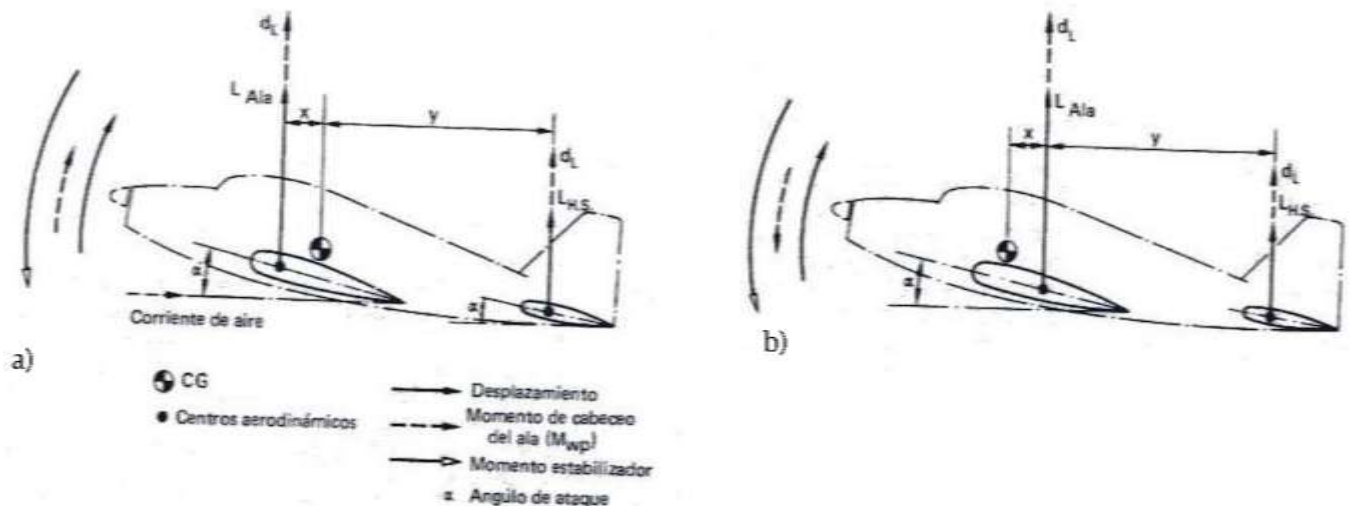


Fig. 3.16 Estabilidad longitudinal

Suponiendo en el caso de palanca fija, si la aeronave levanta el morro, el ángulo de ataque de las alas y, por ende la sustentación producida, aumentará temporalmente en una cantidad dL provocando un aumento del momento de cabeceo sobre el centro de gravedad del aeroplano. Si el centro aerodinámico se encuentra delante del centro de gravedad, con un brazo de momento de longitud x , como se ve en a de la figura 3.16, el momento de cabeceo del ala (M_{wp}) es aumentado en una cantidad dLx , el desplazamiento ascendente del morro es por tanto reforzado, y el efecto resulta desestabilizador. Como el desplazamiento ascendente del morro hace descender al estabilizador horizontal, el ángulo de ataque de éste y la correspondiente fuerza de

sustentación se incrementarán también pero como la posición del centro aerodinámico con relación al centro de gravedad de la aeronave produce un brazo 'Y' de momento más largo, la sustentación del estabilizador producirá un momento estabilizador tendente a bajar el morro. Cuando el centro aerodinámico de las alas se encuentra detrás del centro de gravedad (fig. 3.16 b) el aumento en M_{wp} será de efecto estabilizador, de modo que en unión con el producido por la inclinación horizontal se producirá un momento de recuperación mayor.

En el vuelo horizontal, para un peso dado hay una velocidad y un ángulo de ataque para los cuales un aeroplano esta en equilibrio, es decir; los momentos de cola igualan a los momentos de las alas. La velocidad y el ángulo de ataque dependen de la diferencia entre los ángulos de incidencia de las cuerdas del ala y de la inclinación horizontal; esta diferencia se llama ángulo diedro longitudinal. El ángulo de ataque con el cual se consigue el equilibrio se llama punto de compensación (trim point).

De la fig. 3.16 se desprende que la relación entre el momento de la célula sustentadora y el momento de la inclinación horizontal y por tanto el grado de estabilidad longitudinal, son afectados por las posiciones relativas de ambos centros aerodinámicos y el centro de gravedad. En la fig 3.17 se indica esto, con una representación gráfica de las condiciones apropiadas para el ala de un aeroplano. Como la estabilidad se manifiesta por la producción de momentos de recuperación, para que el ala contribuya a la estabilidad longitudinal positiva, el centro de gravedad de la aeronave tiene que estar delante del centro aerodinámico.

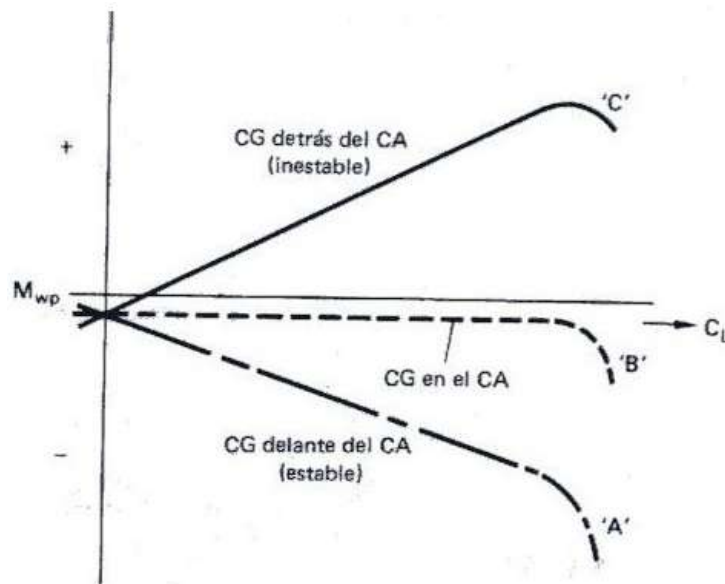


Fig. 3.17 Contribución del a la estabilidad longitudinal

En este caso, la contribución del ala es positiva y la curva de M_{wp} "versus" coeficiente de sustentación (C_L) tendría una pendiente negativa, (curva "A"). Si el centro de gravedad estuviera localizado en el centro aerodinámico, todos los cambios de sustentación tendrían lugar en el centro de gravedad y por tanto, la contribución del ala sería nula (curva "B").

Una contribución inestable sería producida con el centro de gravedad detrás del centro aerodinámico y la curva M_{wp}/C_L tendría entonces una pendiente positiva (curva "c").

Además de las alas y la inclinación horizontal, otros componentes voluminosos de la aeronave, tales como el fuselaje y carenas de los motores pueden influir en el grado de estabilidad longitudinal puesto que, con ángulos de ataque variables, las condiciones de la corriente de aire y la distribución de presiones producen momentos de cabeceo parciales cuya tendencia puede ser estabilizadora o desestabilizadora.

Al establecer en un gráfico los valores de los momentos totales de cabeceo, en relación con C_L , y la contribución a la estabilidad de los componentes más importantes, se obtienen curvas semejantes a las que aparecen en la Figura 3.18. La participación del 30 por ciento de ala sola es desestabilizadora, como queda indicado por la pendiente positiva de la curva, efecto que es aumentado por la contribución del fuselaje. La gran pendiente negativa de la curva de la contribución de la inclinación horizontal indica su efecto altamente estabilizador; éste debe bastar para que el aeroplano completo presente estabilidad estática positiva, con la localización antedicha del centro de gravedad.

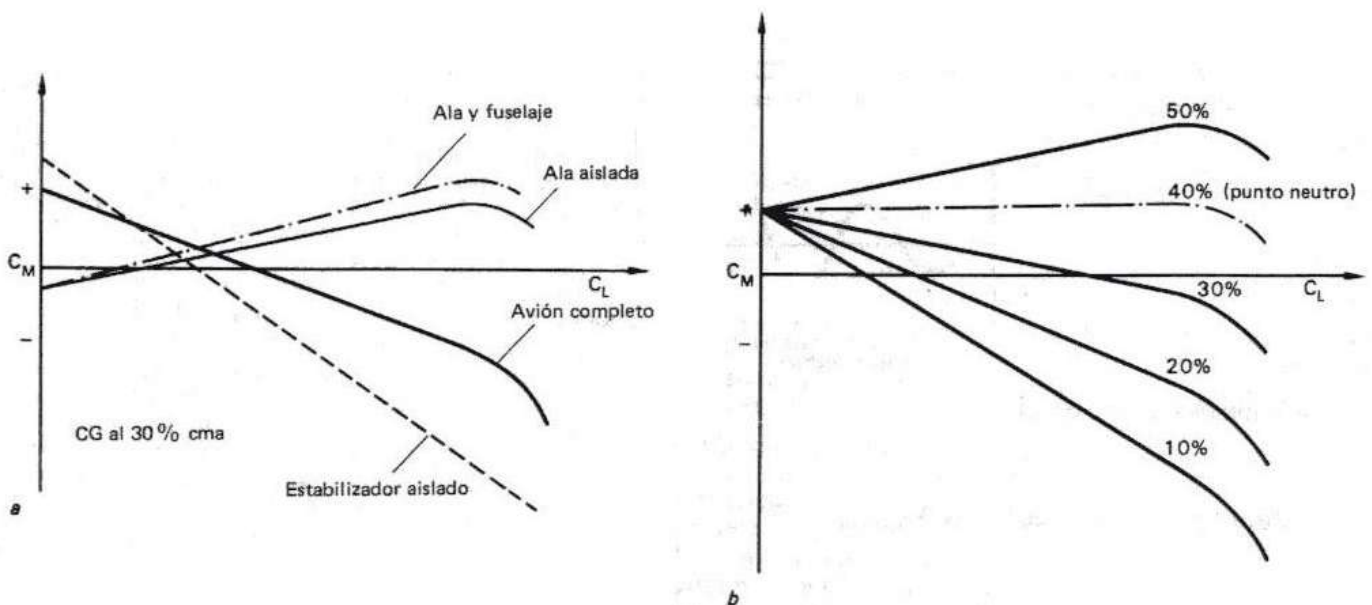


Fig 3.18 Momentos totales de cabeceo y efectos del desplazamiento del CG

En la figura 3.18 b queda indicado el efecto que el desplazamiento del centro de gravedad tiene sobre la estabilidad. A medida que el centro de gravedad se desplaza hacia atrás, la estabilidad estática disminuye, se vuelve neutra para que finalmente se produzca la inestabilidad. La ubicación del centro de gravedad que produce pendiente cero y estabilidad estática neutra se llama *punto neutro*. La distancia del centro de gravedad al punto neutro se llama margen estático y es una medición de la estabilidad longitudinal. Con distintos valores de C_L se lograrían cambios en la estabilidad estática, estas variaciones están ilustradas en la figura 3.19, es fácil apreciar que con valores bajos de C_L la pendiente de la curva nos indica estabilidad positiva, pero progresivamente va disminuyendo al aumentar C_L , y si continuamos aumentando C_L la pendiente se hace

cero indicando la condición de estabilidad neutra, gradualmente la pendiente se vuelve positiva indicando esto inestabilidad.

Si se deja libre el timón de profundidad cuando cambia el ángulo de ataque del estabilizador horizontal, se puede producir una tendencia a ir en dirección de la corriente de aire, por tanto se dice que si aumenta el ángulo de ataque y se deja flotar el timón de profundidad el cambio de la sustentación producida por el estabilizador horizontal es menor que si el timón queda fijo; la estabilidad de la aeronave con palanca libre es inferior por consiguiente a la estabilidad con palanca fija. Por esta razón es timón de flotabilidad debe quedar equilibrado para así reducir la flotabilidad y disminuir las diferencias entre la estabilidad con palanca fija y libre. En cuanto al caso del sistema de control mecanizado o movido por mecanismos irreversibles, el timón no puede flotar y por tanto no existe estabilidad de palanca fija y libre.

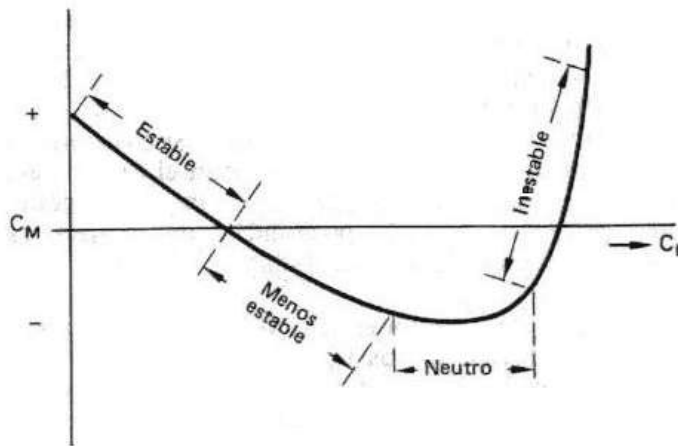


Fig. 3.19 Variación de la estabilidad longitudinal estática

Estabilidad longitudinal dinámica (cabeceo)

Esta estabilidad se presenta bajo los tres modos siguientes:

1. Fugoide: De periodo muy largo e implica variaciones apreciables en la actitud de cabeceo, altitud y velocidad del viento relativo. El periodo de oscilación es muy largo y es posible de contrarrestar con desplazamientos pequeños en el timón de profundidad.
2. Oscilación de periodo corto: En este caso se trata de un movimiento de periodo relativamente corto, y puede tener lugar con cambios de velocidad mínimos. Durante la oscilación se restaura el equilibrio del aeroplano gracias a la estabilidad estática, y la amplitud de la oscilación disminuye por la amortiguación del cabeceo. Si el avión tiene estabilidad estática con palanca fija, la contribución de la inclinación horizontal a la amortiguación de cabeceo impedirá suficiente estabilidad dinámica para la oscilación de periodo corto. Por otro lado en el modo de palanca libre puede producirse amortiguamiento débil u oscilaciones de inestabilidad; por esta razón el timón de profundidad debe estar equilibrado estáticamente sobre su eje de giro y el control

aerodinámico debe quedar dentro de determinados límites. Si existiera inestabilidad en el modo de palanca libre se produciría en la aeronave el llamado salto de delfín descrito en la figura 3.20 y a causa del corto periodo de oscilación, la amplitud podría alcanzar proporciones peligrosas con la posibilidad de roturas en la estructura de la aeronave.

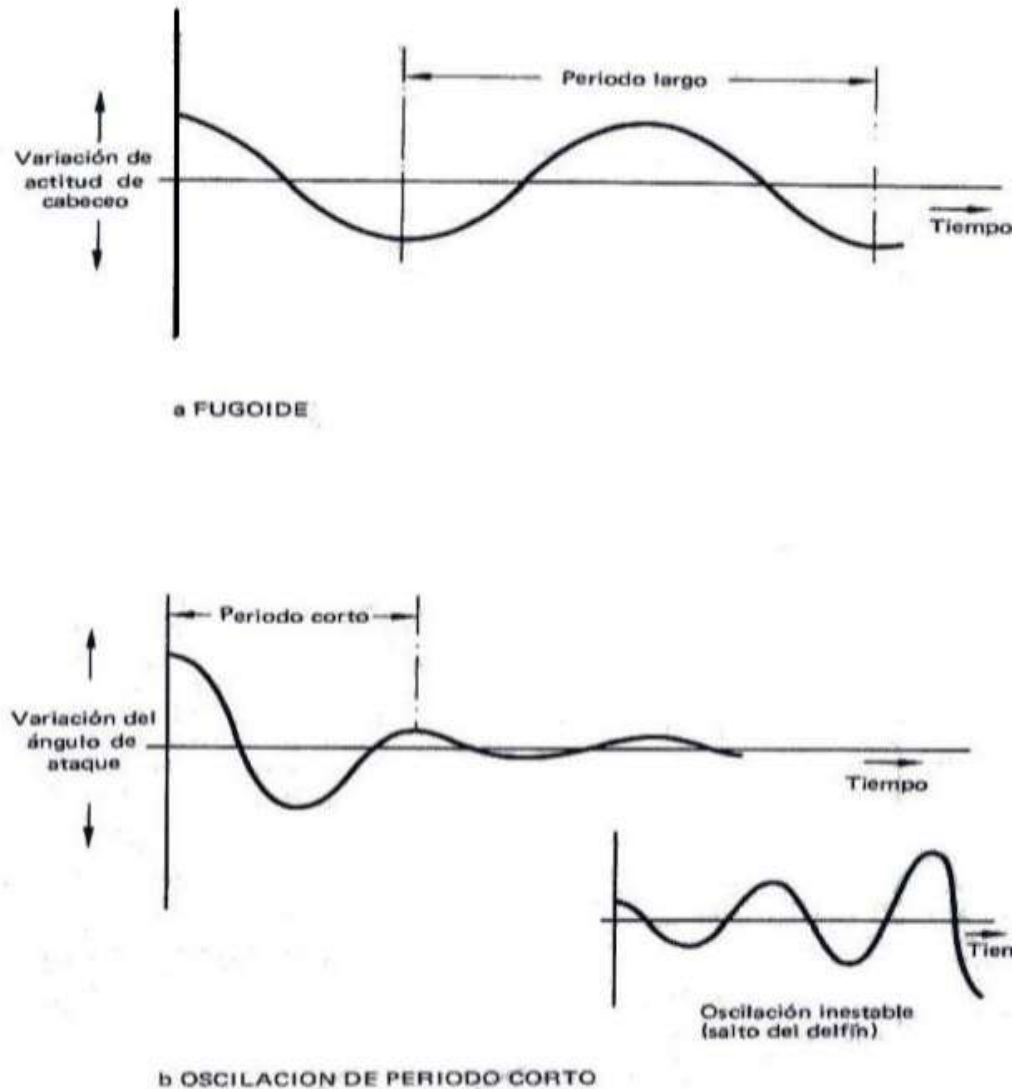


Fig. 3.20 Estabilidad longitudinal dinámica

3. Palanca libre: Se manifiesta en forma de oscilaciones de periodo muy corto, el movimiento produce aleteo en el timón de profundidad y casi siempre la oscilación tiene un amortiguamiento muy fuerte.

Estabilidad direccional (guiñada)

La estabilidad direccional implica la generación de momentos de guiñada contrarios a los desplazamientos alrededor del eje vertical de la aeronave, regresándole el equilibrio.

Sin embargo, la estabilidad no es independiente del comportamiento de la aeronave ya que los desplazamientos y momentos de guiñada producen desplazamientos y momentos de alabeo y viceversa. Para esta situación los movimientos implicados son: alabeo, guiñada y derrape o una mezcla de ellos. La estabilidad direccional es guiada por el eje vertical como se muestra en la figura 3.21 a.

Es posible ver en la figura 3.21 b que si es dejado el timón de dirección en posición neutra, la aeronave es desviado hacia la derecha por una corriente de aire, se dice que el estabilizador vertical creará un ángulo de ataque con relación a la corriente de aire, consecuentemente esto generará la fuerza de lateral (sustentación).

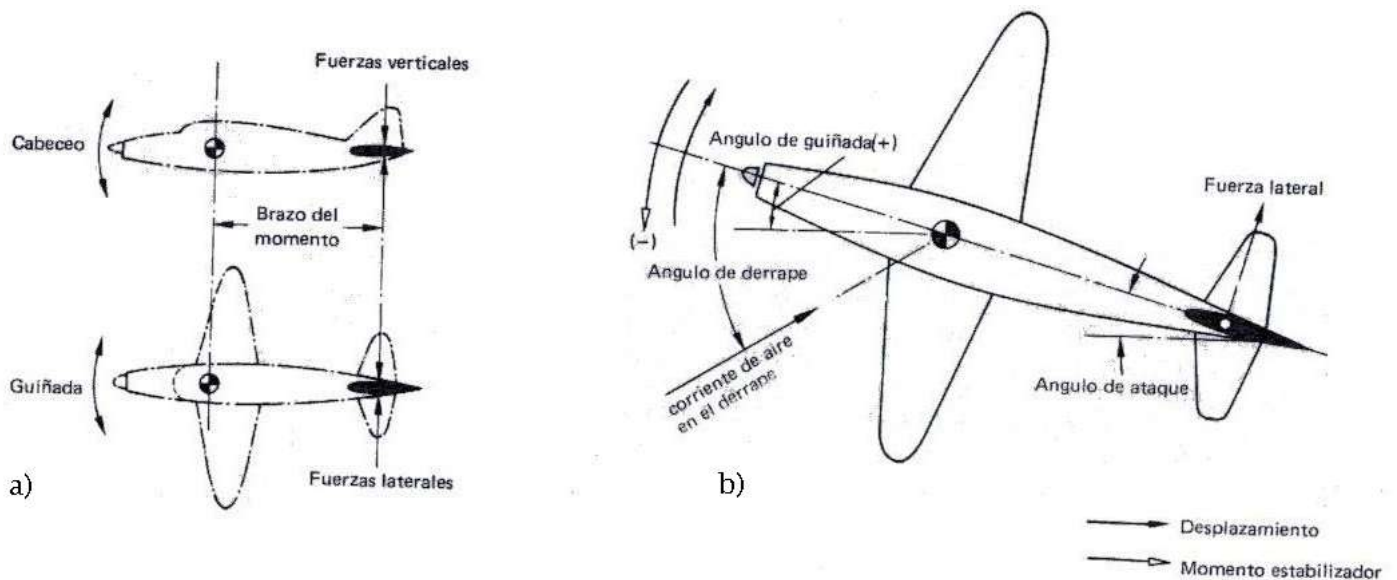


Fig. 3.21 Estabilidad direccional

Puesto que el centro aerodinámico del estabilizador proporciona un brazo de momento con centro de gravedad muy grande, resulta un momento estabilizador de guiñada hacia la izquierda restableciendo el equilibrio además de este brazo de momento estabilizador otros factores que afectan al momento estabilizador son el área del estabilizador, su perfil, el ángulo de ataque, razón de aspecto y forma de flecha. Además también pueden influir en el grado de estabilidad direccional componentes como el fuselaje y las carenas de los motores.

Al ocurrir un ángulo de guiñada, se considera que su eje longitudinal se ha desviado de un azimut de referencia; por convención las desviaciones a la derecha del azimut se toman como ángulos de guiñada positivos mientras que las desviaciones a la izquierda se consideran ángulos negativos.

En la condición de guiñada el avión continúa por la misma ruta de este modo se puede decir que esta en condición de derrape como se aprecia en la figura 3.21 b y por conveniencia un aeroplano desviado a la derecha esta derrapado hacia la izquierda con un ángulo negativo, por consiguiente el ángulo de derrape es el ángulo de guiñada con signo opuesto; como este relaciona la desviación del eje longitudinal respecto a la dirección del vuelo relativo, constituye, un indicador indispensable en las condiciones de estabilidad direccional. Esto se puede ver en la figura 3.22 a.

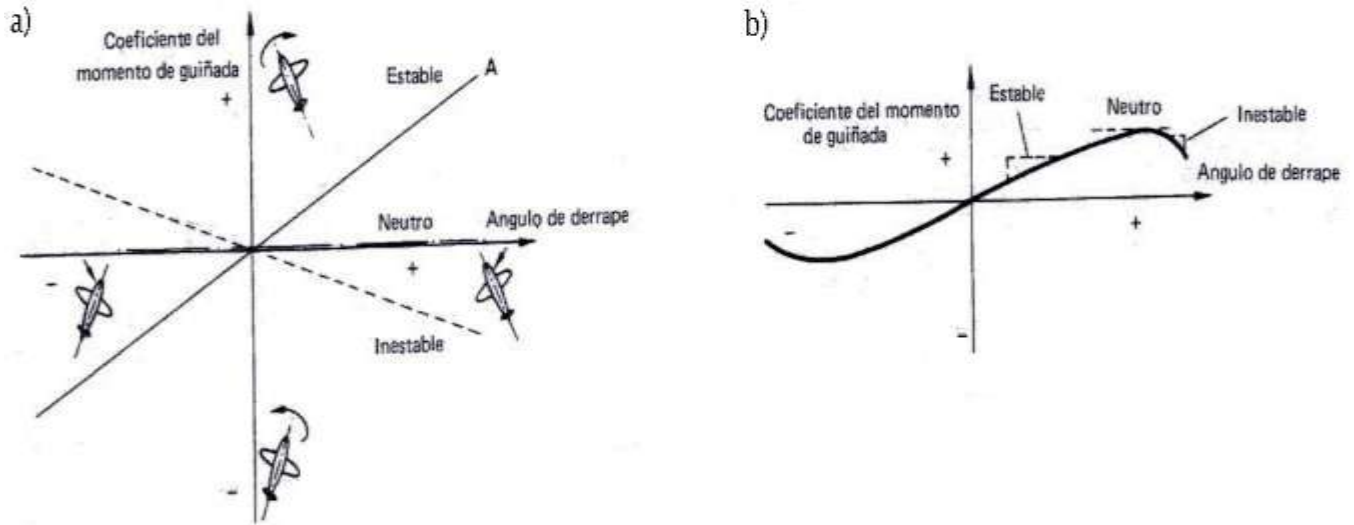


Fig. 3.22 Estabilidad direccional estática

Cuando un aeronave es sometida a un ángulo de derrape (en el caso anteriormente citado con un viento relativo por la derecha), se manifestará la estabilidad direccional estática si se produce un coeficiente de momento de guiñada positivo. Por lo tanto se creará un momento de guiñada ala derecha que tendrá a orientar a la aeronave contra el viento relativo (veleta).

Esto está indicado por la pendiente positiva de la curva "A". Por supuesto, si la pendiente es cero no habrá tendencia de volver al estado de equilibrio y la estabilidad direccional será neutra. Si la curva tiene pendiente negativa, los momentos de guiñada desarrollados por el derrape tienden a desviar mas, aumentando por tanto el derrape y el aeroplano resulta direccionalmente inestable.

La gráfica anterior (figura 3.22 b) muestra como la pendiente instantánea de la curva que representa el coeficiente del momento de guiñada, en función del ángulo de derrape, indica la estabilidad direccional estática. A pequeños ángulos de derrape, una fuerte pendiente positiva indica fuerte estabilidad direccional. Los ángulos grandes conducen a pendiente cero y estabilidad neutra; si el derrape es muy grande, la pendiente indica inestabilidad.

Estabilidad lateral estática (alabeo)

Un aeroplano posee estabilidad lateral cuando, a causa de un movimiento alrededor del eje longitudinal (movimiento de alabeo), se origina un momento que se opone al desplazamiento y devuelve a la aeronave la condición de alas niveladas. En la práctica, sin embargo, a causa del acoplamiento aerodinámico, los momentos de alabeo pueden determinar movimientos de guiñada o derrape, con lo que a la oposición a las alteraciones transversales no resulta tan sencillo como parece.

Cuando alguna aeronave experimenta una alteración de alabeo, el ángulo de ataque efectivo del ala que baja se hace mayor que el del ala que sube dando por resultado los cambios correspondientes en la sustentación producida como se muestra en la fig. 3.23.

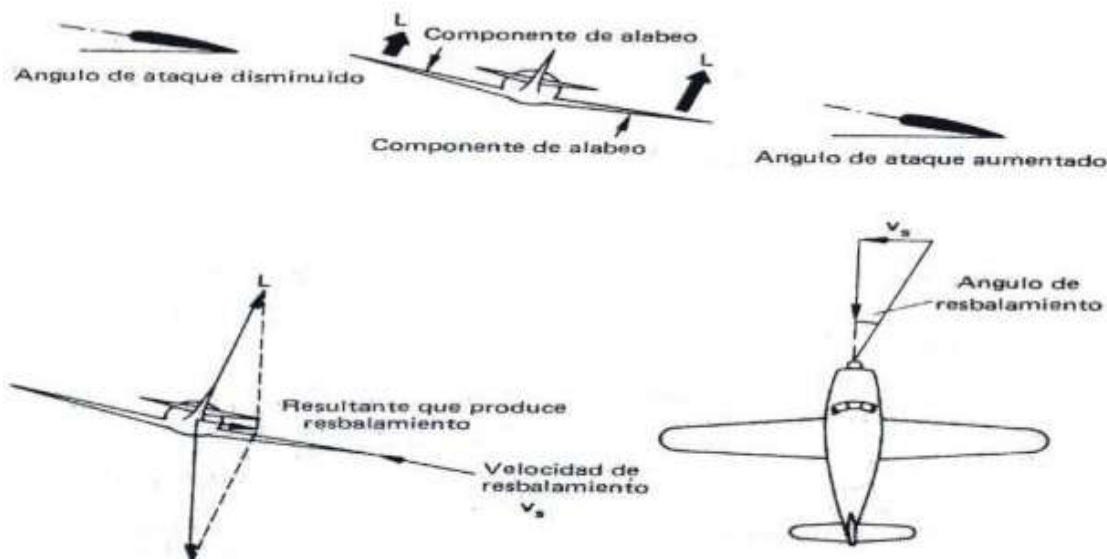


Fig. 3.23 Estabilidad lateral

Estos cambios se traducen en un momento de alabeo que, aunque opuesto al desplazamiento inicial, no hará más que suministrar un amortiguamiento proporcional a la velocidad del movimiento, en otras palabras, la aeronave tiene estabilidad estática neutra y por tanto permanecerá en posición escorada (ver glosario).

Pero también experimenta un movimiento de resbalamiento producido por la inclinación con que resultan los vectores de sustentación. Este movimiento a su vez hace que el viento produzca fuerzas en las diferentes partes de la aeronave, y es el momento de alabeo inducido por el resbalamiento el que establece la reacción de estabilidad estática y devuelve a la aeronave su condición de alas niveladas. Esto se puede representar en un gráfico de coeficientes de momentos de alabeo en función del ángulo de resbalamiento (figura 3.24).

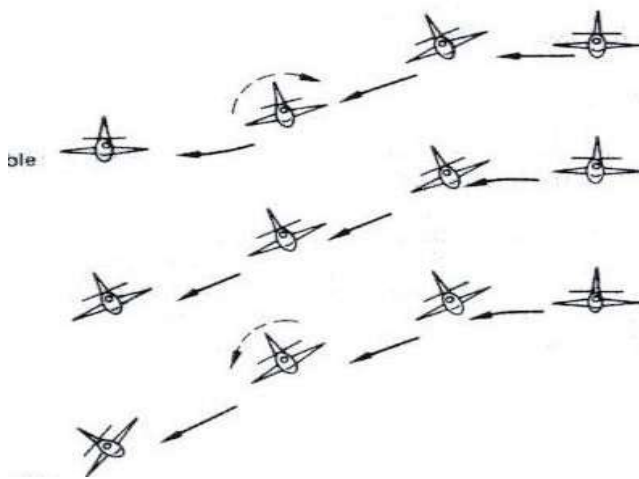
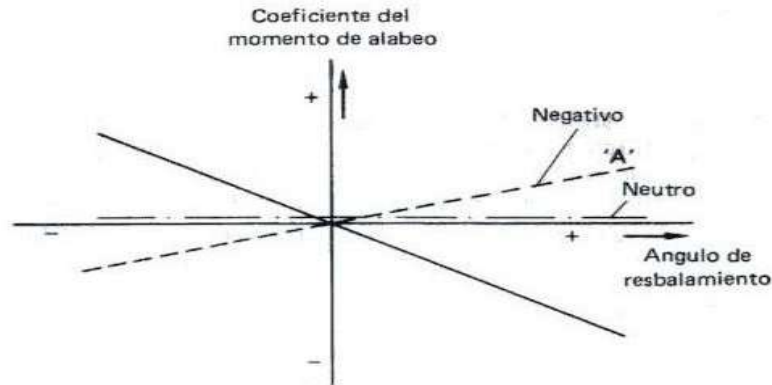


Fig. 3.24 Estabilidad lateral estática

Cuando la aeronave es sometida a un ángulo de resbalamiento positivo, es decir, resbala hacia la derecha, será estabilidad estática positiva; si se origina un momento de alabeo negativo a la izquierda, la curva tendrá una pendiente negativa (Curva "A"); si la pendiente es cero, la estabilidad lateral es neutra, mientras que una pendiente positiva indica inestabilidad lateral.

El valor en conjunto de la estabilidad lateral estática dependerá de los efectos aportados en magnitudes diversas por cada parte de la aeronave, y éstas dependen de la configuración del aeroplano y de la condición del vuelo. Las principales contribuciones a la estabilidad lateral estática son las siguientes:

1. El ángulo diedro, o disposición ascendente de las alas en relación con la horizontal. El ángulo diedro es una de las más importantes contribuciones de la estabilidad lateral y por ello, frecuentemente se denomina efecto diedro.
2. El ángulo de flecha de las alas en relación con el eje longitudinal. Las alas en flecha son características de muchos aviones de grandes prestaciones, produciendo estabilidad lateral adicional, lo cual tiene mayor repercusión en el derrape a bajas

velocidades. En algunos tipos de aviones con alas en flecha, puede ser necesario reducir la estabilidad a bajas velocidades, lo que se consigue colocando las alas hacia abajo con relación a la horizontal. Esta disposición se llama diedro negativo.

3. La situación en altura de las alas respecto al fuselaje. En un resbalamiento, a causa del aire que fluye sobre la aeronave en el sentido de la envergadura, se producen cambios en el ángulo de ataque efectivo de las alas, de tal forma que en un aeroplano de ala alta el momento de alabeo producido será estabilizador, y desestabilizador en el caso de aeroplano de ala baja. La aeronave de ala media, tendrá efecto cero en la estabilidad lateral.
4. La superficie del casco. La fuerza lateral que se produce en un resbalamiento actúa sobre el fuselaje de la aeronave y sobre el plano de deriva, el conjunto de los cuales constituye la superficie del casco. Esta fuerza lateral produce un momento de alabeo, por lo general, estabilizador, pero en menor grado que los momentos producidos de otras maneras.
5. Los “flaps”. Al desplegar los flaps, se altera la distribución de presiones y sustentación a lo largo de la envergadura, y como generalmente están instalados en la parte más céntrica de las alas, en centro de la sustentación total queda más cerca de la línea central del fuselaje, es decir, se reduce el brazo del momento. Por esto, cualquier cambio de la sustentación producido por resbalamiento produce momentos de alabeo más pequeños, reduciéndose, por tanto, la estabilidad lateral en conjunto.

Estabilidad lateral dinámica (alabeo)

El efecto relativo de los movimientos combinados de alabeo, guiñada y resbalamiento, producidos por acoplamiento aerodinámico, determinan la estabilidad lateral dinámica de un aeroplano. Si las características de estabilidad no son satisfactorias, la interacción compleja de los movimientos producirá tres formas posibles de inestabilidad dinámica:

(i) Divergencia direccional

Esta variante de inestabilidad es una divergencia simple en la guiñada, que puede ocurrir cuando la aeronave es estáticamente inestable alrededor del eje vertical. Así, si la aeronave está volando recto y horizontal y sufre un pequeño desplazamiento de guiñada a la izquierda, el resultado será un momento de guiñada en la misma dirección, con lo que aumenta el desplazamiento. Además actuará una fuerza lateral sobre la aeronave en la actitud de guiñada, de modo que se irá alejando de la trayectoria original de vuelo. Si la aeronave tiene estabilidad lateral estática, se producirá la divergencia direccional sin ningún ángulo de alabeo

significativo, y la aeronave volará también por una ruta en curva con mucho derrape.

(ii) Divergencia espiral

Esta forma de inestabilidad se presenta cuando la estabilidad direccional estática comparada con la estabilidad lateral, es muy grande.

Suponiendo, de nuevo, que se presenta un desplazamiento de guiñada a la izquierda, a causa de la mayor estabilidad direccional, la guiñada será suprimida rápidamente por el momento estabilizador de guiñada producido por la superficie del casco. A consecuencia del movimiento de guiñada, también se producirá un momento de alabeo a la izquierda, y si este fuera suficientemente fuerte para vencer el momento equilibrador debido a la estabilidad lateral y al efecto amortiguador de la guiñada, el ángulo de alabeo aumentaría y provocaría que el morro de la aeronave cayera en la dirección de la guiñada. El aeroplano iniciará entonces una espiral que gradualmente irá aumentando para convertirse en un picado en espiral.

(iii) Balanceo holandés

Es una forma de inestabilidad oscilante que puede presentarse si el aeroplano tiene estabilidad direccional estática positiva pero no demasiado grande, comparándola con la estabilidad lateral, como para que pueda conducir a la divergencia en espiral. Se presenta comúnmente en distintos grados, en combinaciones de alta carga alar, ala en flecha, y gran altitud y cuando hay pesos distribuidos hacia los márgenes de las alas por ejemplo los motores en góndolas bajo las ala. Suponiendo una vez más que la aeronave guiña a la izquierda, se inclinará el mismo lado. La estabilidad direccional empezará entonces a reducir la guiñada hasta el punto de que la aeronave sobrepasará e iniciará una guiñada y alabeo a la derecha. De modo que, cada periodo de las oscilaciones continuadas de guiñada provoca el posterior desplazamiento de alabeo. El movimiento resultante consiste en una combinación de oscilaciones de alabeo y guiñada que tienen la misma frecuencia pero van desfasadas la una con la otra.

3.10 Aplicaciones Aerodinámicas

La Aerodinámica es una ciencia aplicada y tiene muchas aplicaciones prácticas en la ingeniería. No importa cómo es la teoría aerodinámica, o cómo es matemáticamente compleja una solución numérica, o cómo se presenta un experimento aerodinámico muy sofisticado, todos esos esfuerzos suelen ser destinados a una o más de los siguientes objetivos concretos:

1.- La predicción de las fuerzas y momentos, y la transferencia de calor a los órganos en movimiento a través de un fluido (generalmente el aire). Por ejemplo, nos preocupa la generación de levantar, arrastrar, y en momentos aerodinámicos, alas, fuselajes, góndolas de motor, y lo más importante, todo la aeronave y sus configuraciones. Al querer estimar la fuerza del viento en la construcción, buques y otros vehículos de superficie. Nos preocupa la hidrodinámica de fuerzas en buques de superficie, submarinos y torpedos. Al ser capaces de calcular el vuelo aerodinámico de calefacción de los vehículos que van desde el transporte supersónico sonda planetaria a una entrada en la atmósfera de Júpiter. Estos son sólo algunos ejemplos.

2.- Determinación de los flujos se desplazan a través de los conductos internos. Estudiar y calcular así como medir el caudal de cohetes dentro de las propiedades y el aire para respirar y los motores a reacción para determinar el cálculo del motor de empuje. Es necesario estudiar la condición de flujo en la sección de pruebas de un túnel de viento. También para saber cuánto líquido puede fluir a través de las tuberías en diversas condiciones. Una reciente, y muy interesante aplicación de la aerodinámica de alta energía química y dinámica son los **láseres de gas**, que no son nada más estructuras especializadas de túneles de viento que pueden producir rayos láser muy potente.

Las aplicaciones en el punto 1 bajo el título de la aerodinámica externa, ya que hacer frente a las corrientes externas sobre un cuerpo. En contraste, las aplicaciones en el punto 2 la participación interna de la aerodinámica, hace frente a las corrientes internas dentro de los conductos. En la aerodinámica externa, en la adicción a las fuerzas, momentos, calentamiento aerodinámico y asociadas con el cuerpo, que con frecuencia se interesa en los detalles de la corriente de campo del cuerpo.

CAPÍTULO 4

DISEÑO Y ANÁLISIS MATEMÁTICO DEL SISTEMA

Capítulo 4 DISEÑO Y ANÁLISIS MATEMÁTICO DEL SISTEMA

4.1 Análisis Estático

El estudio de diagrama de fuerzas que interviene el diagrama de fuerzas, que interviene en el modelado del sistema de vuelo.

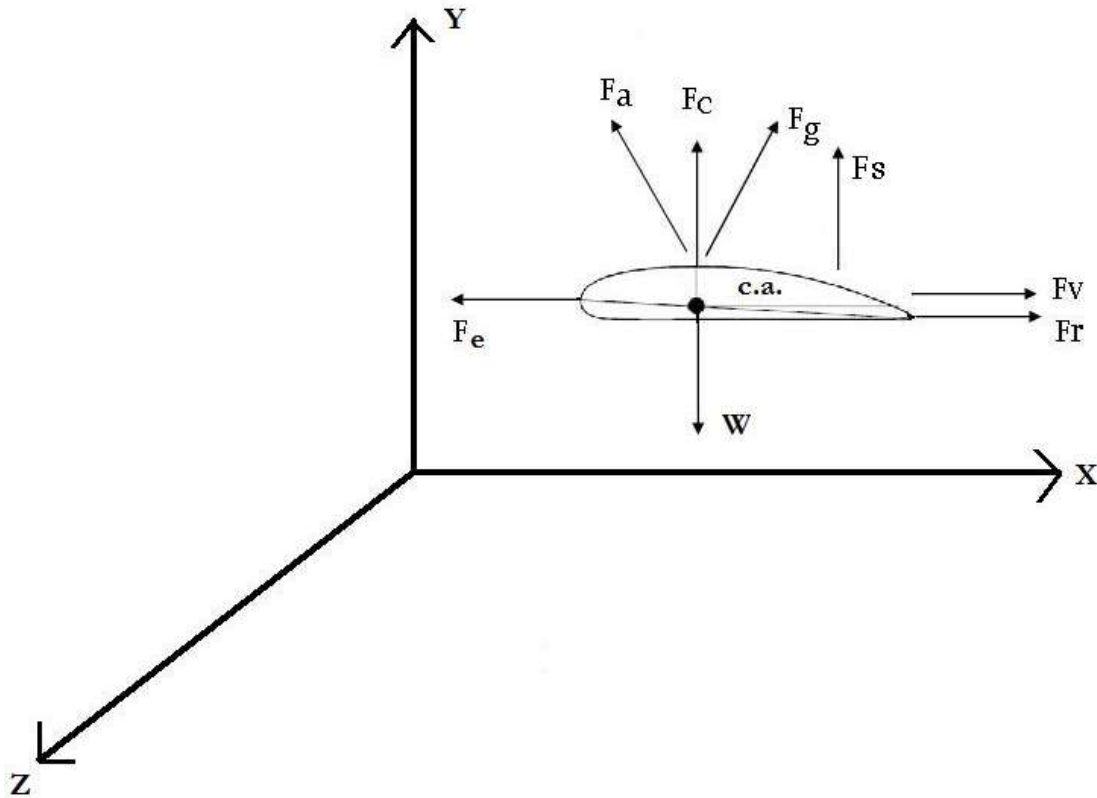


Fig. 4.1 Diagrama de fuerzas en el sistema

Donde:

- F_e : Fuerza de empuje
- W : Peso de aeronave
- F_a : Fuerza de alabeo
- F_c : Fuerza de cabeceo
- F_s : Fuerza de sustentación
- F_g : Fuerza de guiñada
- F_v : Fuerza de velocidad
- F_r : Fuerza de resistencia
- c.a. : centro aerodinámico

Sabiendo que la ecuación de movimiento de un cuerpo rígido, se basa en el sistema de fuerzas de la fig. 4.1, donde actúan fuerzas F_1, F_2, \dots, F_n sobre el cuerpo, es decir, sobre la aeronave, podemos expresar la ecuación general como:

$$\sum F = m\vec{a} \quad (1)$$

Se debe expresar tres ecuaciones de movimiento al expresar que el sistema de las fuerzas externas es equivalente al sistema de las fuerzas inerciales

Respecto al eje x:

$$\sum F_x = m\vec{a}_x \quad (2)$$

Respecto al eje Y:

$$\sum F_y = m\vec{a}_y \quad (3)$$

Respecto al eje Z:

$$\sum F_z = m\vec{a}_z \quad (4)$$

Para que haya un equilibrio en las fuerzas de movimiento se conoce como:

$$\sum F = 0$$

A continuación las ecuaciones en forma escalar, del sistema, según fig. 4.1:

$$F_v + F_r - F_e + F_a = 0 \quad (5)$$

$$c.a. + F_c + F_s - W = 0 \quad (6)$$

$$F_g - W = 0 \quad (7)$$

De éste sistema, nuestra tres variables en estudio, (puesto que es un sistema de orden tres), son la fuerza de alabeo, fuerza de cabeceo y fuerza de guiñada, las cuales de acuerdo a los parámetros que le introduzcamos o tenga el sistema, éstas responderán en movimiento.

CAPÍTULO 5

CONTROL ADAPTIVO ANÁLISIS DEL SISTEMA Y ESTABILIDAD

Capítulo 5 CONTROL ADAPTIVO. ANÁLISIS DEL SISTEMA Y ESTABILIDAD

5.1 Introducción al Control adaptivo

El termino adaptivo significa cambiar el comportamiento conforme a nuevas circunstancias. Un regulador adaptivo es un regulador que puede modificar su comportamiento en respuesta a cambios en la dinámica del sistema y a las perturbaciones.

Este mismo objetivo es el de la inclusión de la realimentación en el bucle de control, por lo que surge la pregunta de cuál es la diferencia entre control realimentado y control adaptivo.

El control adaptivo envuelve la modificación de leyes de control, usando un controlador que se pueda enfrentar es por ello, que los parámetros de los sistemas existentes son controlados en tiempo bajo-variado. Por ejemplo una aeronave en vuelo, como un cuerpo rígido, que no tiene pérdidas de masa por ningún tipo, estará en decremento lentamente como el resultado del consumo y/o gasto de combustible, por lo que necesitamos una ley de control que se adapte a sí mismo y se busque cambiar condiciones.

El control adaptivo es diferente al control robusto, desde que éste no necesita información previa acerca de lo incierto de los parámetros variantes en el tiempo, mientras que el control robusto garantiza que si los cambios son ligados dentro de lo conocido de la ley de control adaptivo es precisamente concerniente con el cambio en las leyes de control. El mecanismo de adaptación presenta una solución en tiempo real al problema de diseño para sistemas con parámetros conocidos, aunque puede ir a un tiempo de muestreo superior al correspondiente al regulador e identificador.

La característica fundamental que distingue a los sistemas adaptivos es la presencia de un bucle de control en el que se compara un índice de funcionamiento (Landau 1981).

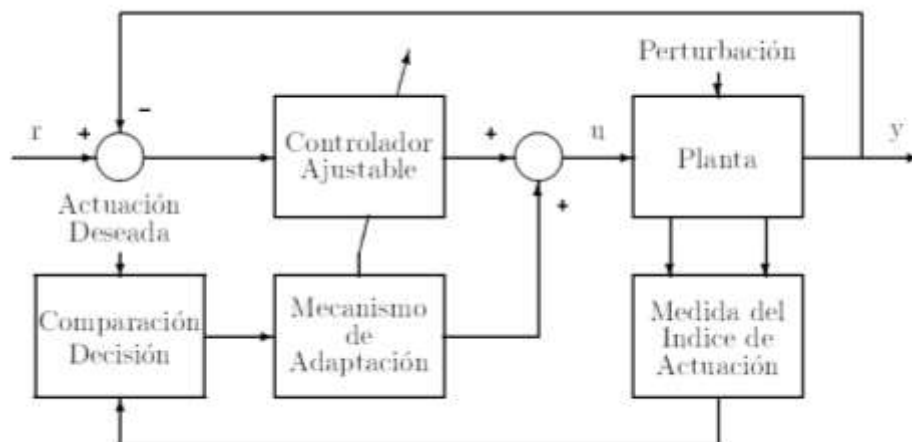


Fig. 5.1 Configuración básica de Control

5.2 Control en el Sistema

Para poder saber cuál será la definición del sistema en término de su función de transferencia y así poder tener el sistema a simular, expresado en diagramas de bloques, a continuación el sistema y su obtención de la función de transferencia:

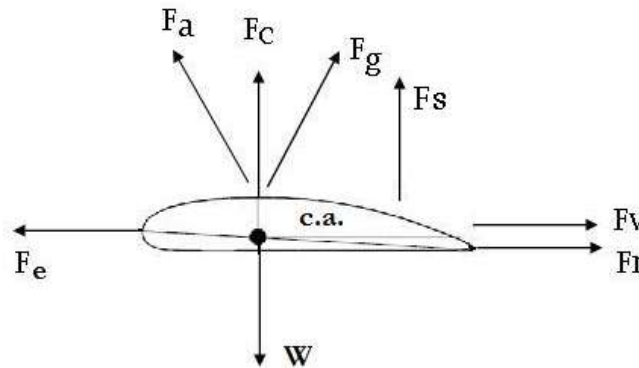


Fig. 5.2 Diagrama de fuerzas de una aeronave

Se hace un análisis de fuerzas para determinar sus ecuaciones:

$$F_v + F_r - F_e + F_a = 0 \quad (1)$$

$$c.a. + F_c + F_s - W = 0 \quad (2)$$

$$F_g - W = 0 \quad (3)$$

Donde:

F_e : Fuerza de empuje
 W : Peso de aeronave
 F_a : Fuerza de alabeo
 F_c : Fuerza de cabeceo
 F_s : Fuerza de sustentación
 F_g : Fuerza de guiñada
 F_v : Fuerza de velocidad
 F_r : Fuerza de resistencia
c.a. : centro aerodinámico

Ahora si sabemos que las fuerzas están definidas:

Fuerza de velocidad:

$$F_v = \frac{d}{t} \quad \text{donde: } d = \text{distancia} \quad \text{y } t = \text{tiempo}$$

Fuerza de resistencia:

$F_r = \frac{\rho v^2 S C_n}{2}$ donde: Fr: Resistencia total, en ingles D, drag, donde: p densidad del fluido, v= velocidad, S=superficie alar, Cn=Coeficiente aerodinámico de resistencia.

Fuerza de sustentación:

$F_s = \frac{r v^2 S C_L}{2}$ donde: Fs: Sustentación, en ingles L, lift, donde: r= densidad del aire, v= velocidad del aire, S= superficie alar, C_L= Coeficiente de sustentación.

Peso:

Según la segunda ley de Newton

$\vec{F} = m\vec{g}$ donde: m= masa, g= gravedad

Fuerza de empuje

F=-ma; donde: m= masa, a= aceleración

Ahora sustituyendo definiciones en las ecuaciones (1)(2)(3)

$$\frac{1}{2} v^2 r + k_1 v^2 - ma + \Theta ma = 0 \quad (4)$$

$$c.a. + \Theta mc - \frac{v}{g} + k_3 + v^2 = 0 \quad (5)$$

$$\Theta mg = 0 \quad (6)$$

Derivando respecto al tiempo y aplicando Transformada Z, en Matlab se obtiene una función de transferencia:

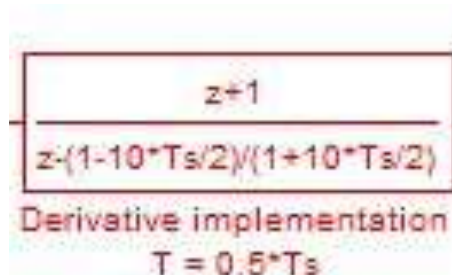


Fig. 5.3 Función de planta del sistema para una aeronave del tipo F18

5.3 Estabilidad y control

Como ya se explicó, un sistema de control adaptivo básicamente está formado por tres partes: un controlador primario, un modelo de referencia y la ley de adaptación. Por lo tanto para el diseño de un sistema de control adaptivo, será necesario definir las tres partes. Dado que la parte que caracteriza al control adaptivo es la ley de adaptación, en lo que sigue, nos centraremos fundamentalmente en esta parte.

El diagrama de bloques que necesitamos para nuestro sistema es:

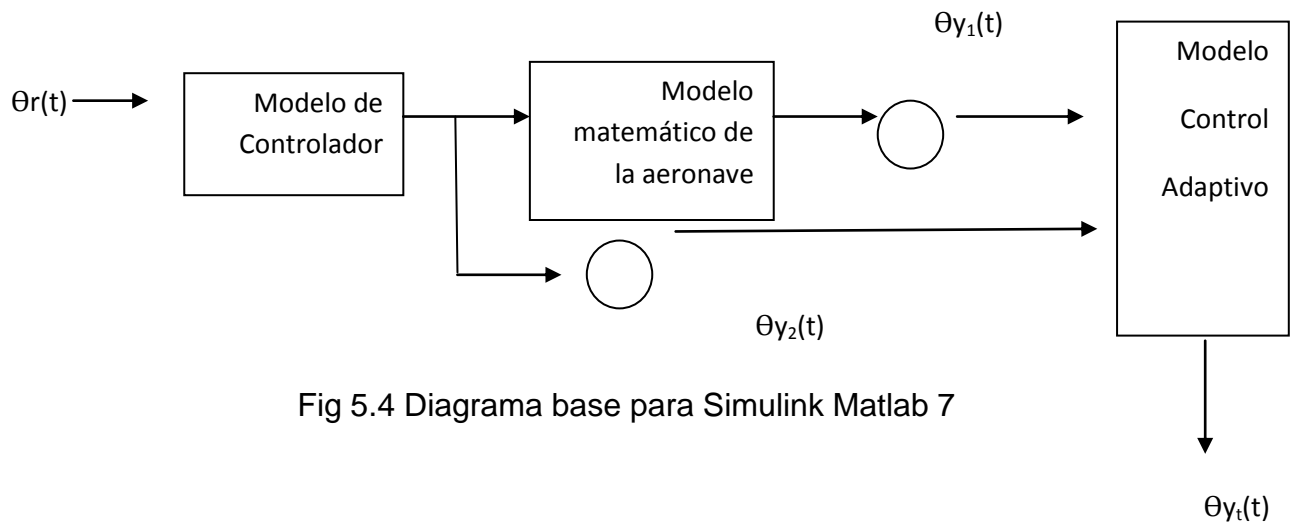


Fig 5.4 Diagrama base para Simulink Matlab 7

CAPÍTULO 6

MODELADO Y SIMULACIÓN EN MATLAB

Capítulo 6 MODELADO Y SIMULACION EN MATLAB

6.1 Creación del modelo 3D con Virtual Reality (Vrealm Builder 2.0).

Si se saben ya los criterios que intervendrán en la simulación de vuelo, ahora pasamos a la creación de la aeronave, tomando en cuenta el análisis previo de todas las partes que compondrán la misma.

Ahora para hacer cualquier objeto en 3D en Vrealm Builder es necesario trabajar con “planos agrupados”, es decir, crear una transformación $T\{\}$, así se le llama a un plano en el cual habrá una agrupación de figuras.

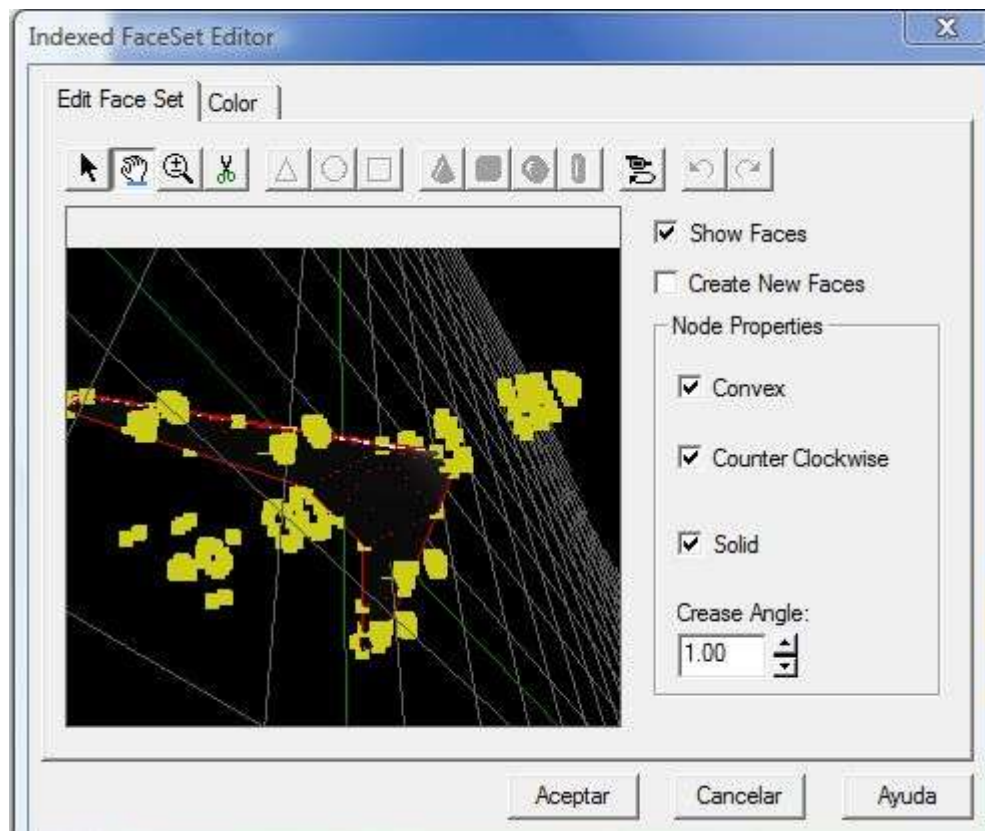


Fig. 6.1 Editor de gráfico con agrupación de partes de la aeronave

Creación de alas, fuselaje, turbinas y estabilizadores

Alas: Estas se crean simétricas y se agrupan en una misma figura para mejor manejo de la aeronave.

Las turbinas, se crean individuales, con crear una, las demás se reproducen del mismo modelo.

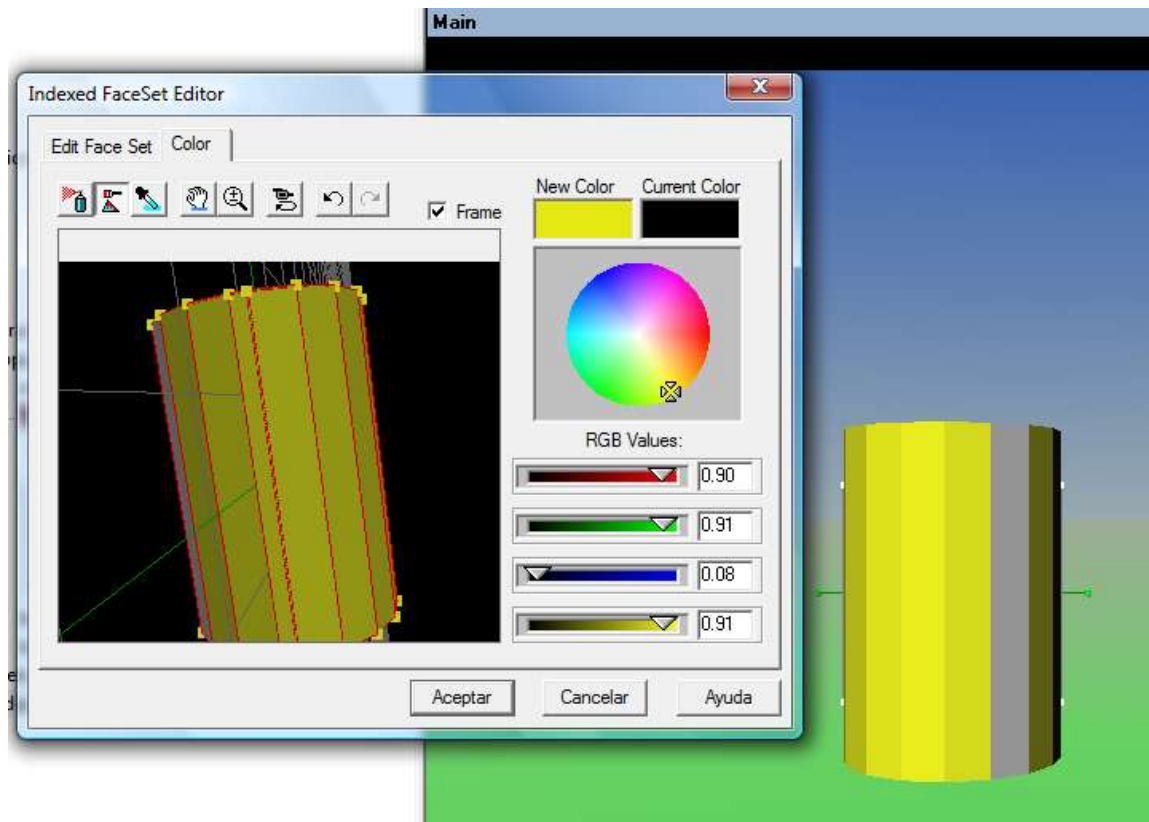


Fig 6.2 Edición de partes de aeronave.

Los estabilizadores se crean en base al modelo de las alas, pero tomando en cuenta que serán en proporción al fuselaje.

El fuselaje, se toma gran parte de las figuras para tomar que hay en V realm Builder, pues es uno de los factores más importantes de una aeronave, pues será la proporción de las demás partes.

A continuación en la figura 6.3, podemos ver las partes que componen nuestra aeronave, las cuales están en un solo proyecto para así poder agruparlos todos los elementos y formen un modelo.

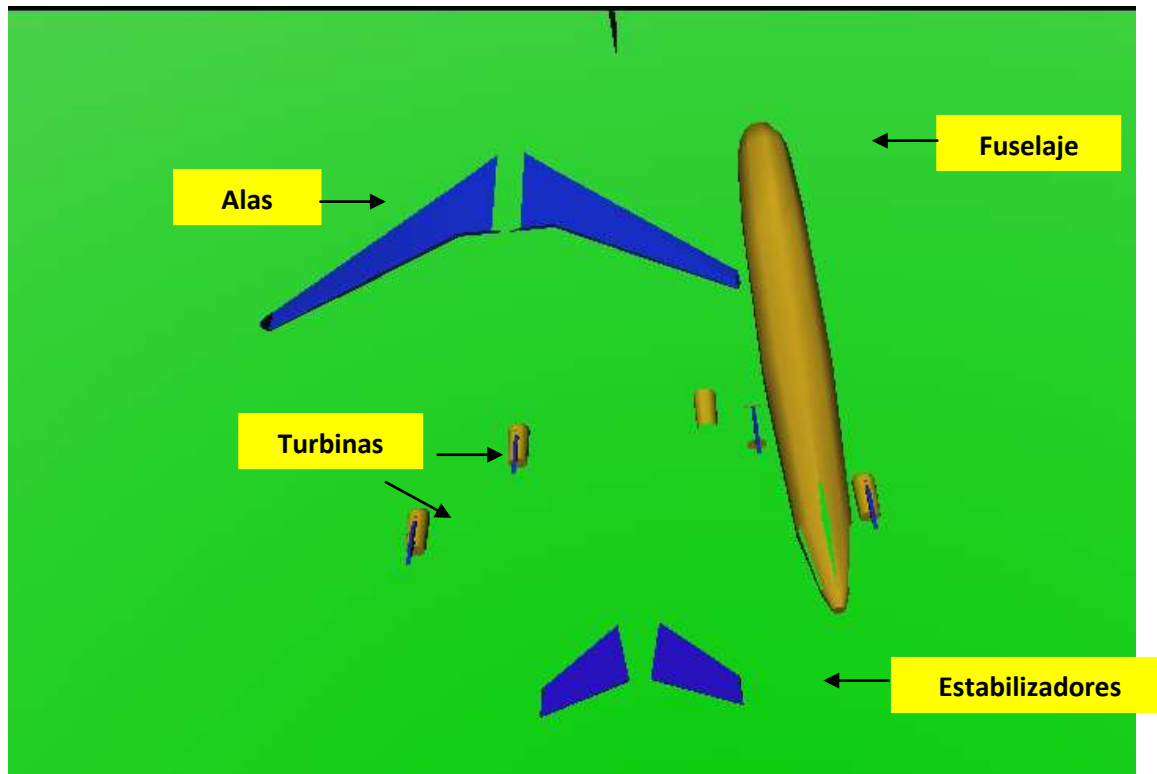


Fig. 6.3 Partes de aeronave

Ahora agrupando todas las partes de la aeronave. Y activamos las vistas de todos ángulos, para poder ver su unión final.

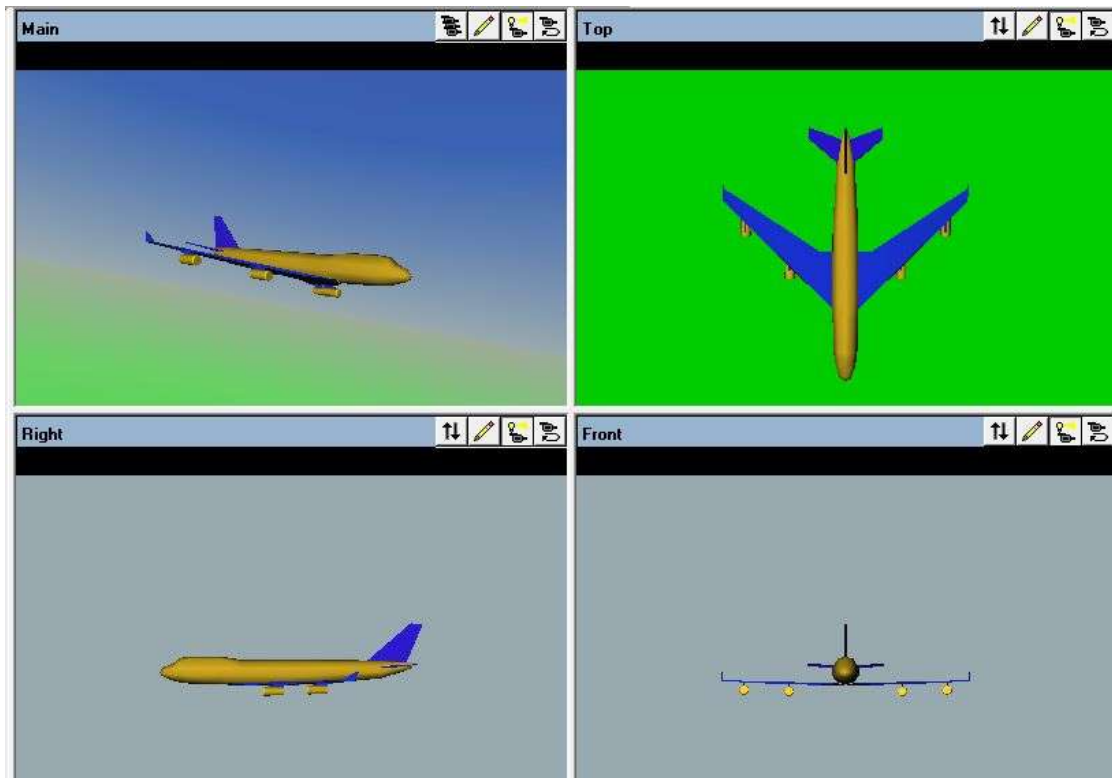


Fig. 6.4 Vistas de la aeronave terminada

Ahora que está terminado el modelo, se guarda con la extensión .wrl, para ocuparlo en Simulink y Matlab, ver figura 6.4.

6.2 Implementación del Modelo en Matlab

El software que usamos (Matlab 7), acepta modelos con la extensión wrl, por lo que facilita la exportación de modelos y así se puede tener un mejor manejo de simulaciones a través de Simulink, esto en caso que el modelo o las figuras creadas que van a intervenir necesiten algún tipo de análisis matemático o de señales entre otros.

Se van a usar varios módulos pre cargados de Matlab 7, pero también será importante hacer nuevos módulos, como es el caso de control y algunos elementos aerodinámicos. Para poder insertar el modelo en el diagrama de bloques que vamos a crear, se va a explorar modelo "model explore" y en la opción de "wrl file name", se inserta el nombre del modelo así como la extensión .wrl, (es importante que el modelo como todos los archivos de la simulación estén en una misma carpeta de trabajo) (ver figura).

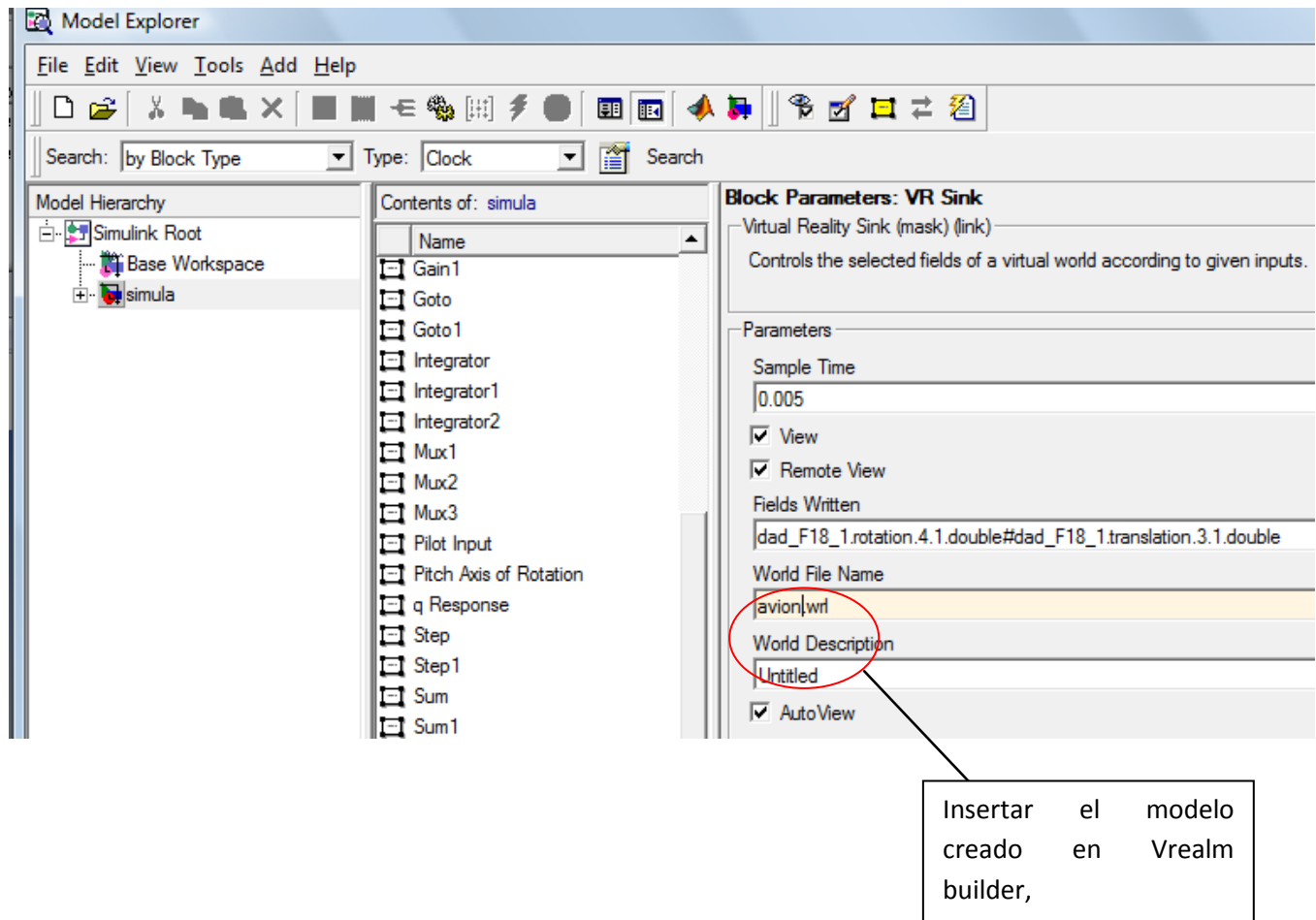


Fig. 6.5 Unión del modelo con Simulink

Ahora, ya tenemos el modelo y comenzaremos por insertar y unir los elementos de la simulación, ver fig. 6.5:

6.3 Diseño en Simulink

Tenemos dos fases que integran la simulación: la que manipula el modelo y la otra le he denominado la de autopiloto. La primera es la que tiene algunos parámetros de manejo de cámara, ecuaciones de movimiento y manejo de simulador en 3D (ver fig. 6.6.). La segunda es la que tiene los módulos de control y también de control adaptivo, que da una gráfica, de la trayectoria respecto al tiempo de respuesta, el tiempo real, respecto al tiempo deseable o adaptable, esto se puede apreciar en el diagrama general (ver figura 6.7).

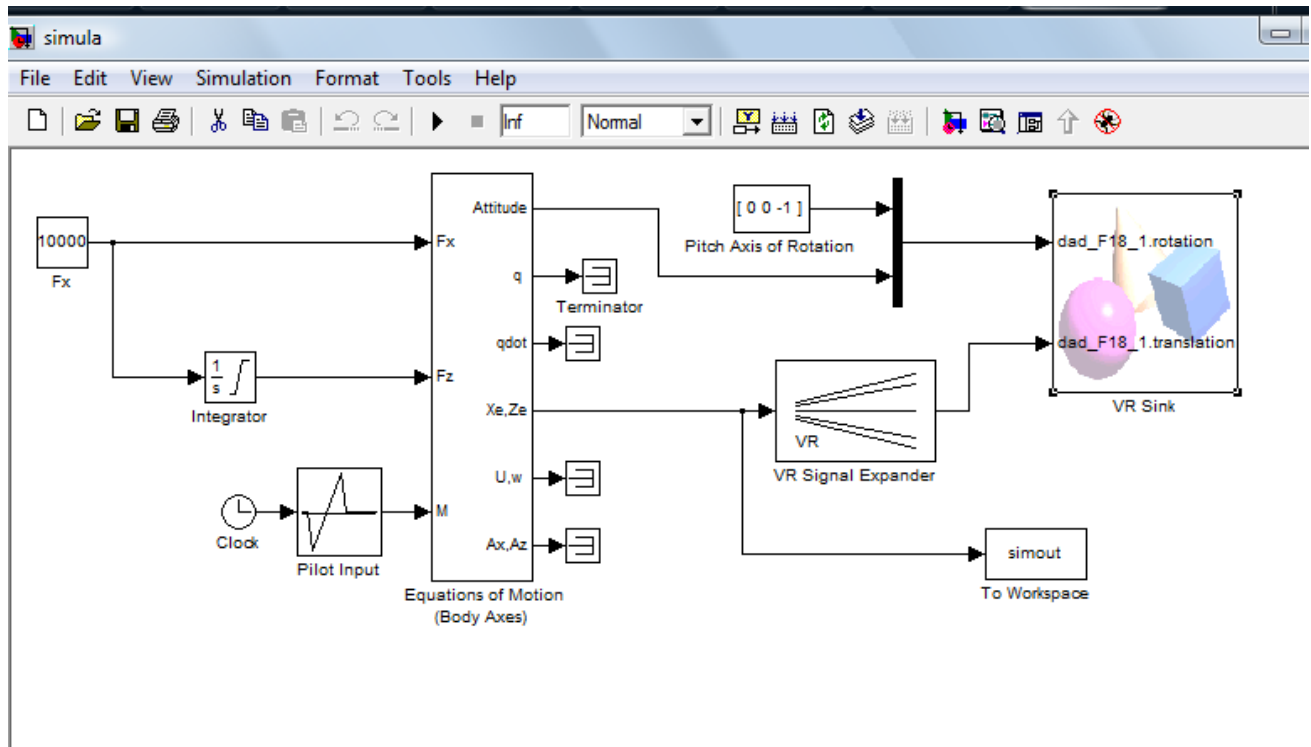


Fig 6.6 Primera etapa de la simulación

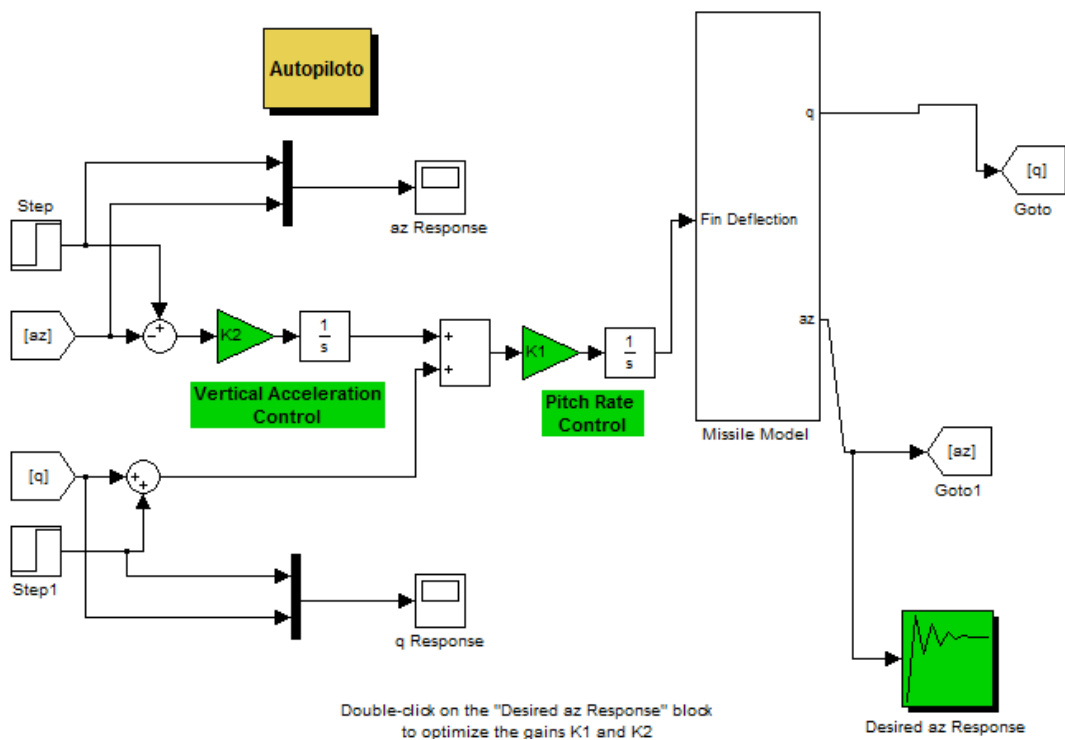


Fig. 6.7 Segunda etapa de la simulación

Para crear ambas etapas, se necesitan las utilerías de Simulink,es especial la versión 7 contiene elementos para una simulación de vuelo, para simulaciones de misiles o de cualquier tipo de movimientos en el aire y el espacio, ésta se llama “Aerospace Blockset” ver fig. También viene integrada una parte de Control, en ella, también ya vienen integrados los controladores para cualquier sistema, sin embargo, si se quiere tener un controlador particular para un sistema creado, hay una opción para construir (ver figuras 6.8 y 6.9):

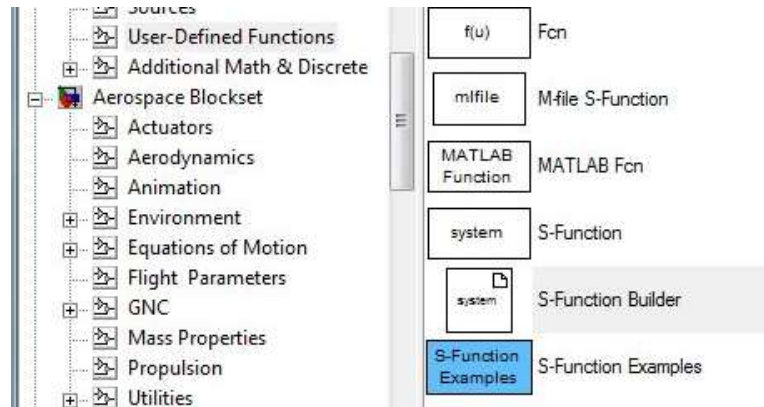


Fig 6.8 Bloques para graficar trayectorias

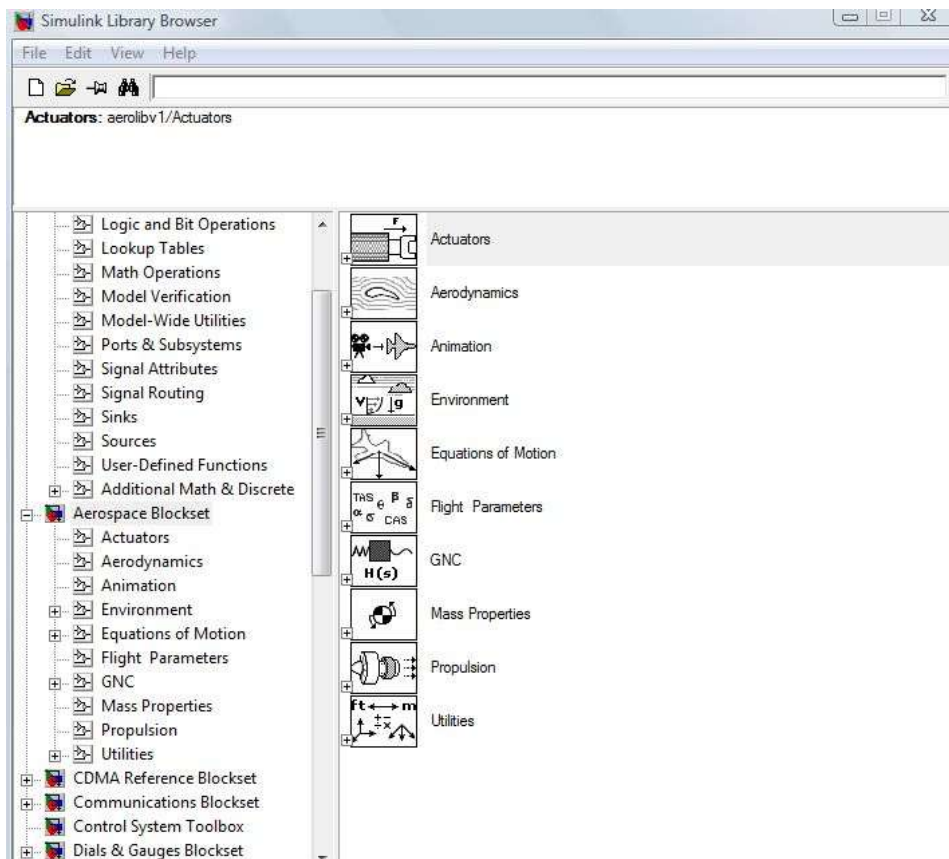


Fig 6.8 Herramientas usadas para simulador de vuelo.

6.4 Modelado y Estructuración del Sistema en Matlab

Al tener toda la estructura de la simulación en Simulink, si se desea utilizar se debe contar con una computadora integrado un sistema operativo compatible con Matlab 7 (y éste a su vez contenga los plugin Vrealm Builder y Simulink).



Con solo abrir el archivo de Simulink con éste ícono, `simula`, Matlab lo compila y lo muestra al usuario (como diagrama de bloques). Ahora para poder ver la parte del simulador de vuelo y la gráfica de trayectoria, es necesario habilitar los siguientes bloques dando doble click, ver figura 6.9:

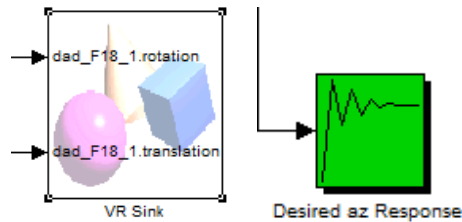


Fig. 6.9 Bloques para habilitar en la simulación

Y se podrá ver el simulador de vuelo respecto al manejo de la cámara y los movimientos de rotación o traslación del sistema, como se muestra en la fig. 6.10.

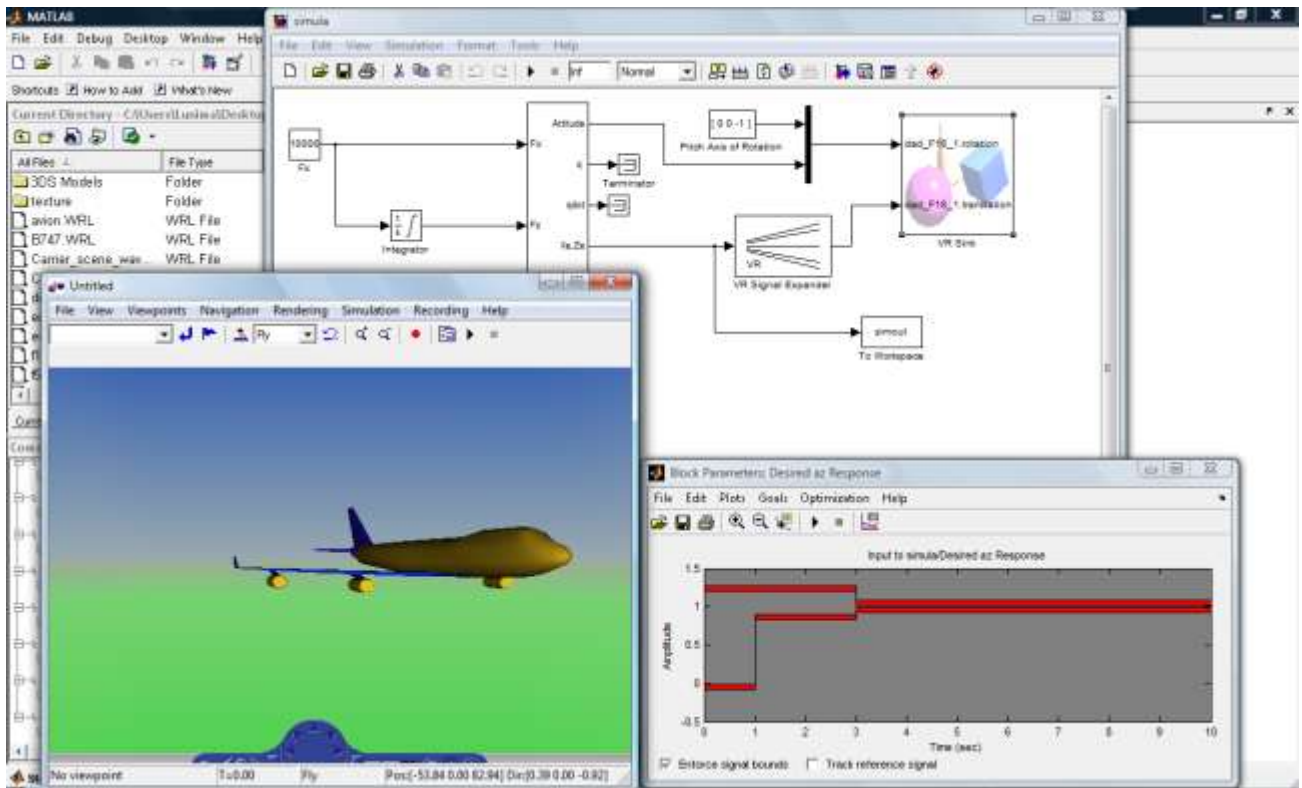


Fig. 6.10 Simulador de vuelo con análisis gráfico de trayectoria

CAPÍTULO 7

RESULTADOS Y CONCLUSIONES

RESULTADOS Y CONCLUSIONES

Se obtuvo un simulador de vuelo programado con análisis estático en el lenguaje de cálculo técnico Matlab (Versión 7), utilizando librerías de Simulink, en forma de bloques de control ya establecidos y programados en el sistema, lo que nos da una base para éste trabajo. En donde se pueden realizar cambios de trayectorias en el simulador de vuelo a través de la misma programación de Matlab, si no es así su trayectoria será fija, en el cual un aeronave reaccionará ante circunstancias ambientales entre otras, para que así no pierda su trayectoria, además de que mantenga un comportamiento ideal, el cual le permita seguir volando y en dado caso modificar su trayectoria mediante control adaptivo, por medio de retroalimentación se corregirán variables como altitud, latitud, longitud, velocidad, alabeo, cabeceo y guiñada, simulando un vuelo real, pero con la mínima intervención del ser humano.

Además que pueda servir como una herramienta auxiliar para el aprendizaje científico y la docencia en el campo de Ciencias e Ingeniería.

Se pretende en un futuro en estudios de Maestría, hacer el análisis dinámico del sistema; así como lograr que el simulador sea de trayectorias aleatorias o trayectorias manejadas desde un controlador externo.

REFERENCIAS:

ANDERSON, D, John Jr. Fundamentals of Aerodynamics, Mc Graw Hill, 2007, USA.

NISE S. Norman, Sistemas de Control para Ingeniería. Grupo editorial Patria. 2007, México.

STEVENS, L. Brian, **LEWIS**, L. Frank, Aircraft Control and Simulation 2nd Edition, 2003, Canada.

TISCAREÑO, Espitia Jose Antonio, Fundamentos del sistema de piloto automático para un aeromodelo. Tesis 2007 México.

Artículos de Fundamentos de Aeronáutica y Aerodinámica
<http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?arnumber=04586945>

Fundamentos de Aerodinámica:
<http://fa18sim.wordpress.com/2008/08/26/obtencion-de-fuerzas-aerodinamicas-introduccion/>

Necesidades de México en el campo de la Ingeniería Aeronáutica:
http://www.economia.gob.mx/pics/p/p2000/PRESENTACION_AEROEXPO_MAYO_07_ingles_10_15.pdf necesidades

Como funciona un avión:
http://www.asifunciona.com/aviacion/af_avion/af_avion7.htm

Definición de aeronáutica:
<http://www.babylon.com/definition/aeron%C3%A1utica/Spanish>

Propiedades de la aeronáutica:
<http://wings.avkids.com/Libro/Flight/advanced/properties-01.html>

Publicaciones NASA, Fundamentos de Vuelo:
http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19890018645_1989018645.pdf

Publicaciones NASA, Control de Vuelo:
http://www.nasa.gov/centers/dryden/news/X-Press/50th_anniversary/on_the_horizon/ifcs.html

http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20080022957_2008021658.pdf

Vrealm
<http://www.ids-net.com//ids/vrealm.html>

VRML Equinox
<http://www.ipsystems.com/nps/EquilInfo.html>

Glosario A

Perfil aerodinámico: Es un cuerpo que tiene un diseño determinado para aprovechar al máximo las fuerzas.

Velocidad del aire: Es uno de los parámetros que se incluye en los cálculos de la sensación térmica

Sensación térmica: Depende de la relación entre el calor que produce el metabolismo del cuerpo y el que disipa hacia el entorno.

Presión: Es una magnitud física que mide la fuerza por unidad de superficie, y sirve para caracterizar como se aplica una determinada fuerza resultante sobre una superficie.

Ley de Bernoulli: Precisa la aproximación frecuencial de un suceso a la probabilidad p de que este ocurra a medida que se va repitiendo el experimento.

Ángulo de ataque: al ángulo que forman la cuerda geométrica de un perfil alar con la dirección del aire incidente.

Posición escorada: Mantener la aeronave sobre su costado.