



SATMEX

# SEGMENTO ESPACIAL

Propiedad SATMEX



SATMEX

# LANZAMIENTO

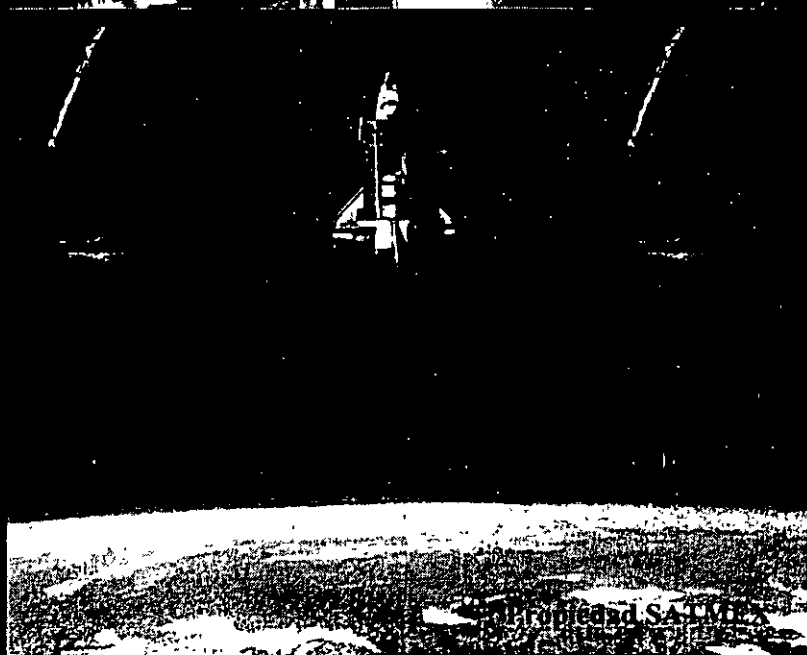
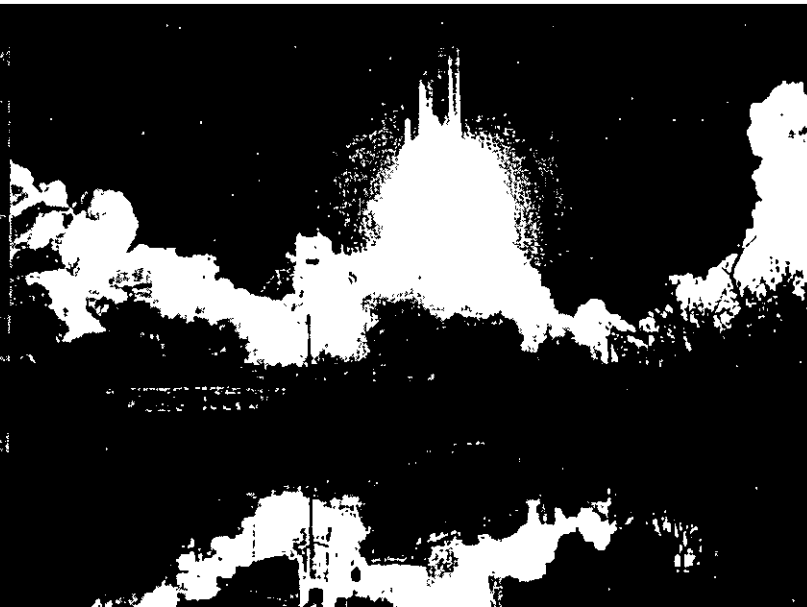
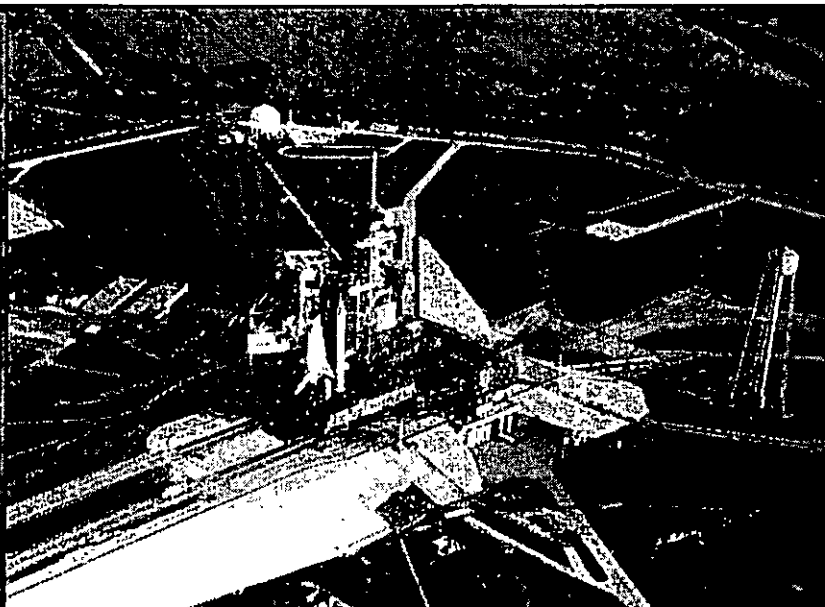


SATMEX

# LANZAMIENTO



SHUTTLES

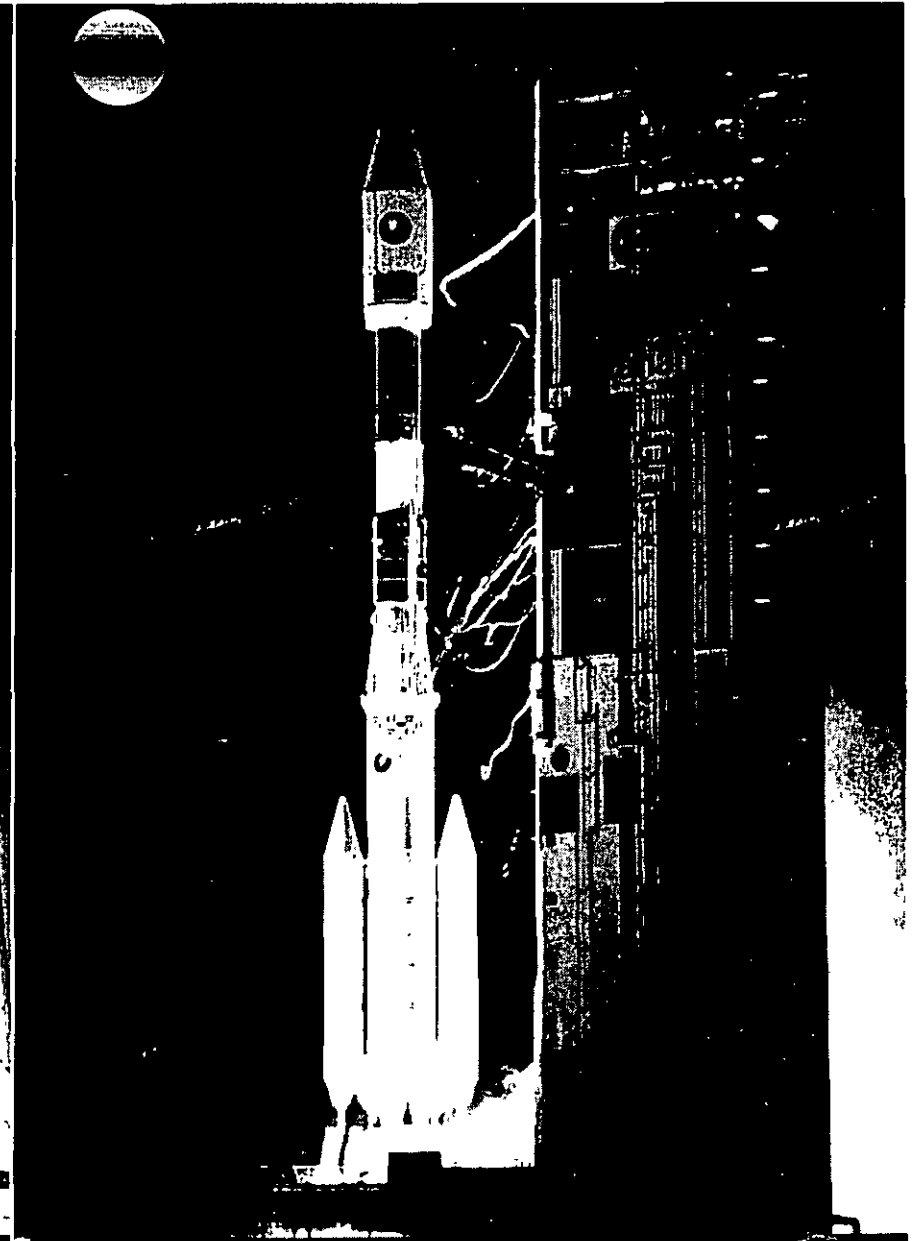
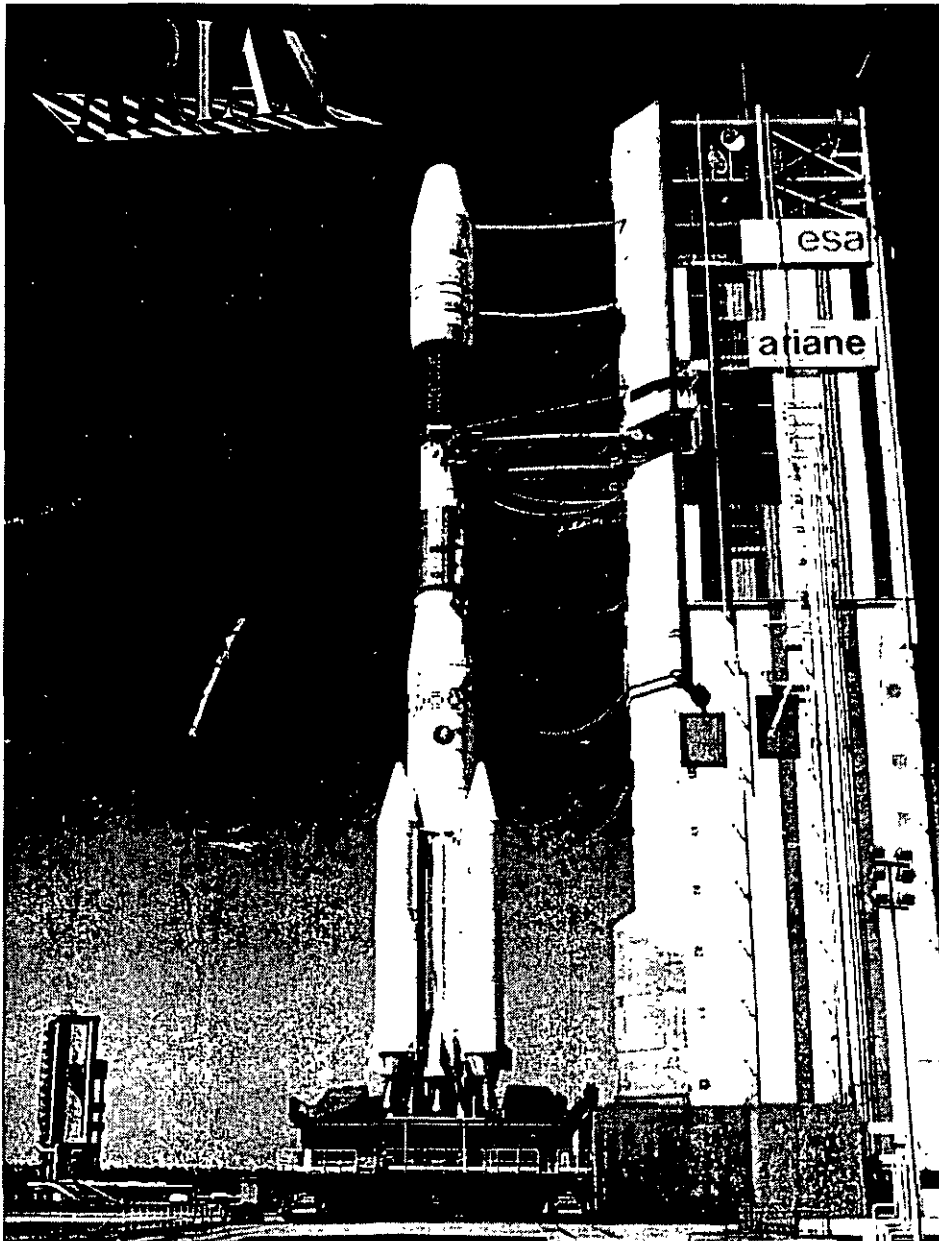


Produced by SATMEX



SATMEX

# LANZAMIENTO







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

**A LOS ASISTENTES A LOS CURSOS**

**Las autoridades de la Facultad de Ingeniería, por conducto del jefe de la División de Educación Continua, otorgan una constancia de asistencia a quienes cumplan con los requisitos establecidos para cada curso.**

**El control de asistencia se llevará a cabo a través de la persona que le entregó las notas. Las inasistencias serán computadas por las autoridades de la División, con el fin de entregarle constancia solamente a los alumnos que tengan un mínimo de 80% de asistencias.**

**Pedimos a los asistentes recoger su constancia el día de la clausura. Estas se retendrán por el periodo de un año, pasado este tiempo la DECFI no se hará responsable de este documento.**

**Se recomienda a los asistentes participar activamente con sus ideas y experiencias, pues los cursos que ofrece la División están planeados para que los profesores expongan una tesis, pero sobre todo, para que coordinen las opiniones de todos los interesados, constituyendo verdaderos seminarios.**

**Es muy importante que todos los asistentes llenen y entreguen su hoja de inscripción al inicio del curso, información que servirá para integrar un directorio de asistentes, que se entregará oportunamente.**

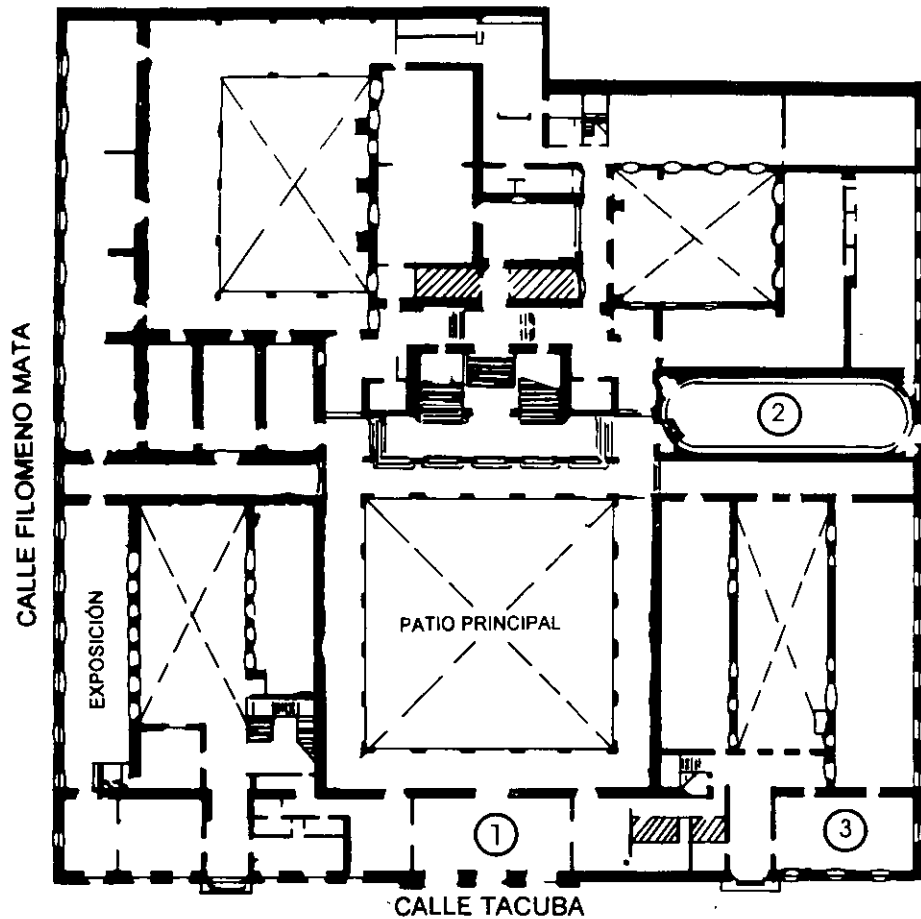
**Con el objeto de mejorar los servicios que la División de Educación Continua ofrece, al final del curso deberán entregar la evaluación a través de un cuestionario diseñado para emitir juicios anónimos.**

**Se recomienda llenar dicha evaluación conforme los profesores impartan sus clases, a efecto de no llenar en la última sesión las evaluaciones y con esto sean más fehacientes sus apreciaciones.**

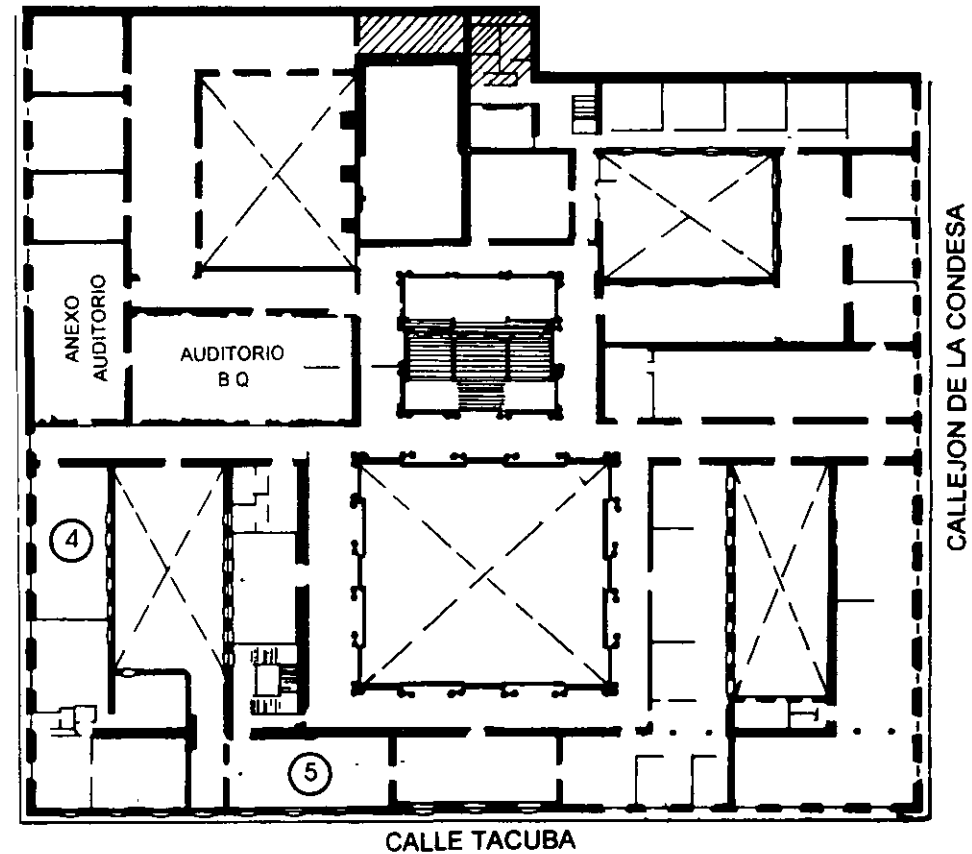
**Atentamente**

**División de Educación Continua.**

# PALACIO DE MINERIA

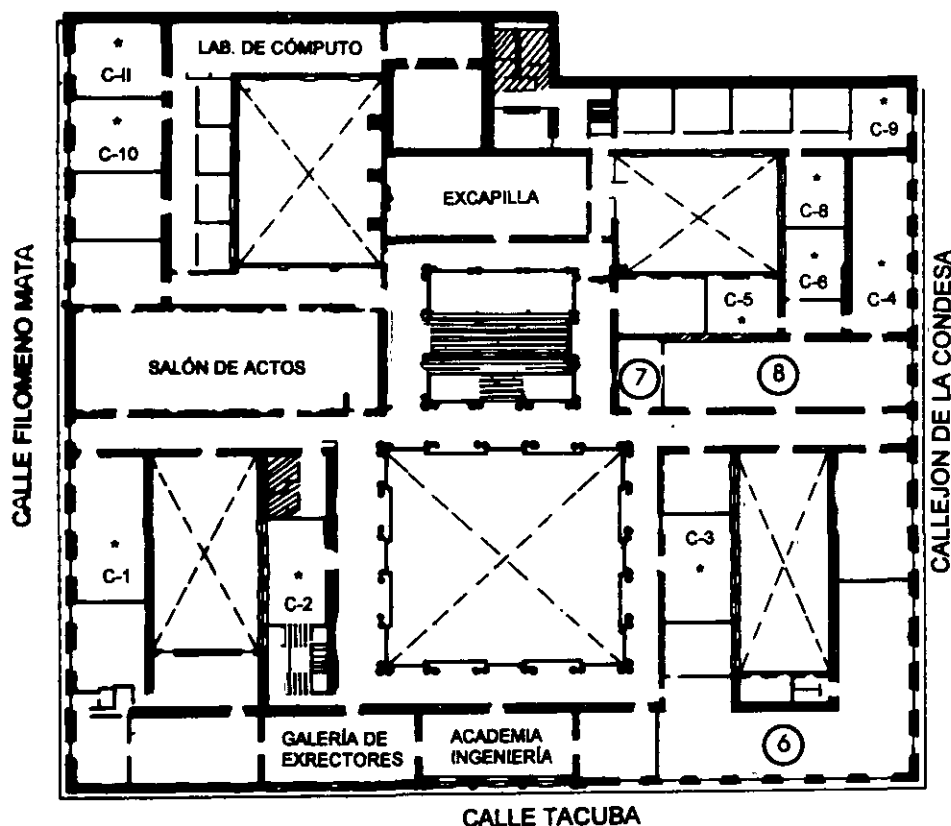


**PLANTA BAJA**



**MEZZANINNE**

# PALACIO DE MINERÍA



## GUÍA DE LOCALIZACIÓN

1. ACCESO
2. BIBLIOTECA HISTÓRICA
3. LIBRERÍA UNAM
4. CENTRO DE INFORMACIÓN Y DOCUMENTACIÓN "ING. BRUNO MASCANZONI"
5. PROGRAMA DE APOYO A LA TITULACIÓN
6. OFICINAS GENERALES
7. ENTREGA DE MATERIAL Y CONTROL DE ASISTENCIA
8. SALA DE DESCANSO

SANITARIOS

\* AULAS

**1er. PISO**



DIVISIÓN DE EDUCACIÓN CONTINUA  
FACULTAD DE INGENIERÍA U.N.A.M.  
CURSOS ABIERTOS

DIVISIÓN DE EDUCACIÓN CONTINUA



## **DIA 1**

### **1. segmento espacial**

#### 1.1 lanzamiento y misión

- 1.1.1 características del lanzador
- 1.1.2 etapas del lanzamiento
- 1.1.3 parámetros de la órbita de transferencia
- 1.1.4 secuencia de eventos de la misión

#### 1.2 operaciones orbitales

- 1.2.1 características de la órbita geoestacionaria
- 1.2.2 fuerzas que perturban la órbita y parámetros que se afectan
- 1.2.3 estrategias de control

## **DIA 2**

#### 1.3 subsistemas del satélite

- 1.3.1 subsistema de potencia eléctrica
- 1.3.2 subsistema de control de orientación
- 1.3.3 subsistema de propulsión
- 1.3.4 subsistema térmico
- 1.3.5 subsistema de TCR
- 1.3.6 subsistema de comunicaciones

## **DIA 3**

### **2. segmento terrestre**

#### 2.1 subsistemas del centro de control

- 2.1.1 subsistema de antenas
- 2.1.2 subsistema de radiofrecuencia
- 2.1.3 subsistema de banda base
- 2.1.4 subsistema de computo

#### 2.2 estado y control de la estación

- 2.1.5 software de tiempo real
- 2.1.6 procesos fuera de línea

## **DIA 4**

### **3. memoria técnica y cálculo de enlace**

- 3.1 contenido de la memoria técnica
- 3.2 datos
- 3.3 cálculos preliminares
- 3.4 enlace ascendente
- 3.5 enlace descendente
- 3.6 evaluación del enlace

## **DIA 5**

### **4. asignación y técnicas de acceso múltiple satelital**

- a) topología de redes
- b) técnicas de acceso
  - FDMA
  - TDMA
  - CDMA
- c) procesos de asignación
- d) ejemplos prácticos



**FACULTAD DE INGENIERÍA UNAM  
DIVISIÓN DE EDUCACIÓN CONTINUA**

**"Tres décadas de orgullosa excelencia" 1971 - 2001**

## **CURSOS ABIERTOS**

# **DIPLOMADO INTERNACIONAL EN TELECOMUNICACIONES**

## **MODULO II: TELECOMUNICACIONES VÍA SATELITE**

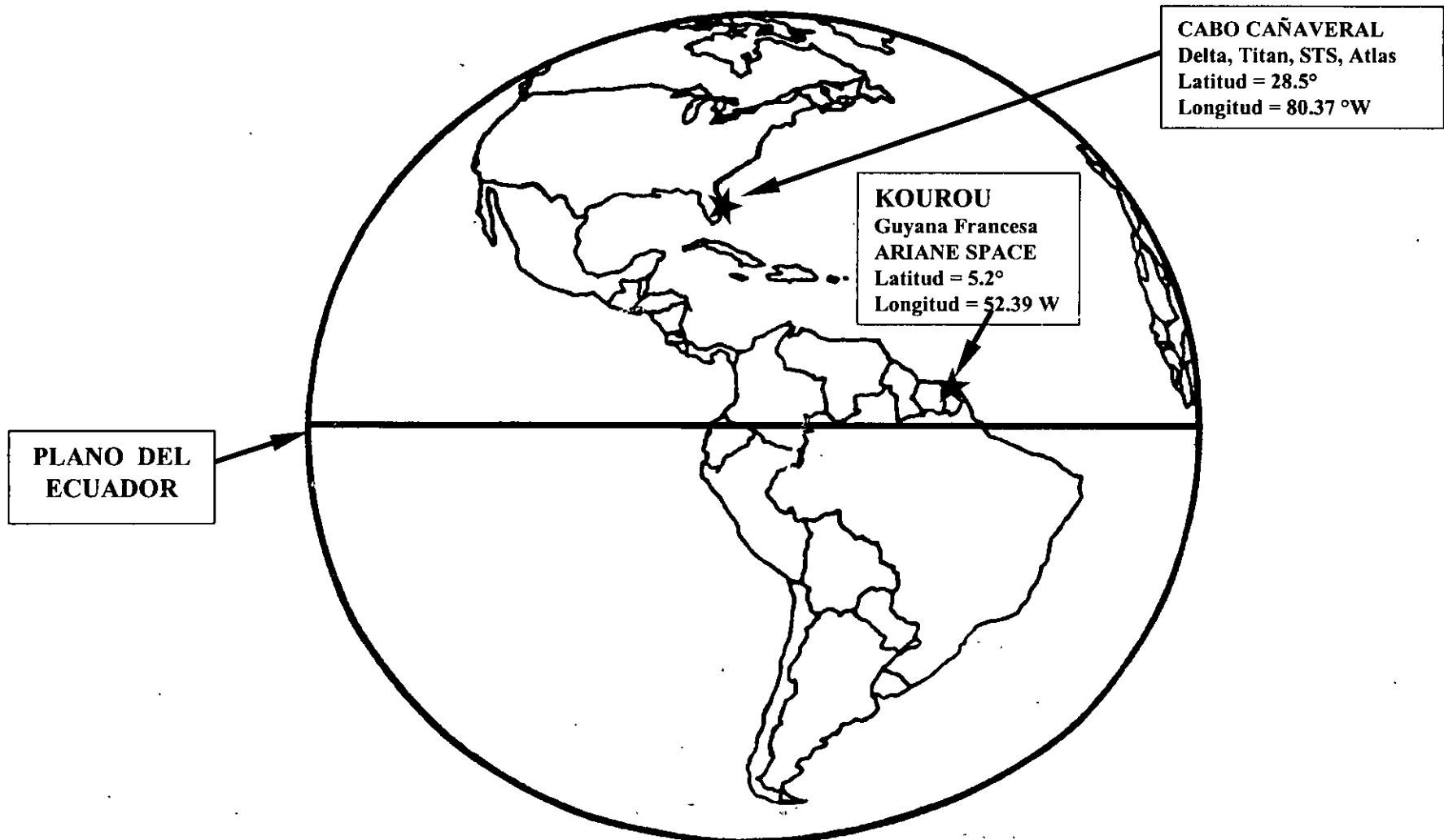
**TEMA**

**SEGMENTO ESPACIAL**

**PALACIO DE MINERIA  
MAYO 2001**

# LANZAMIENTO

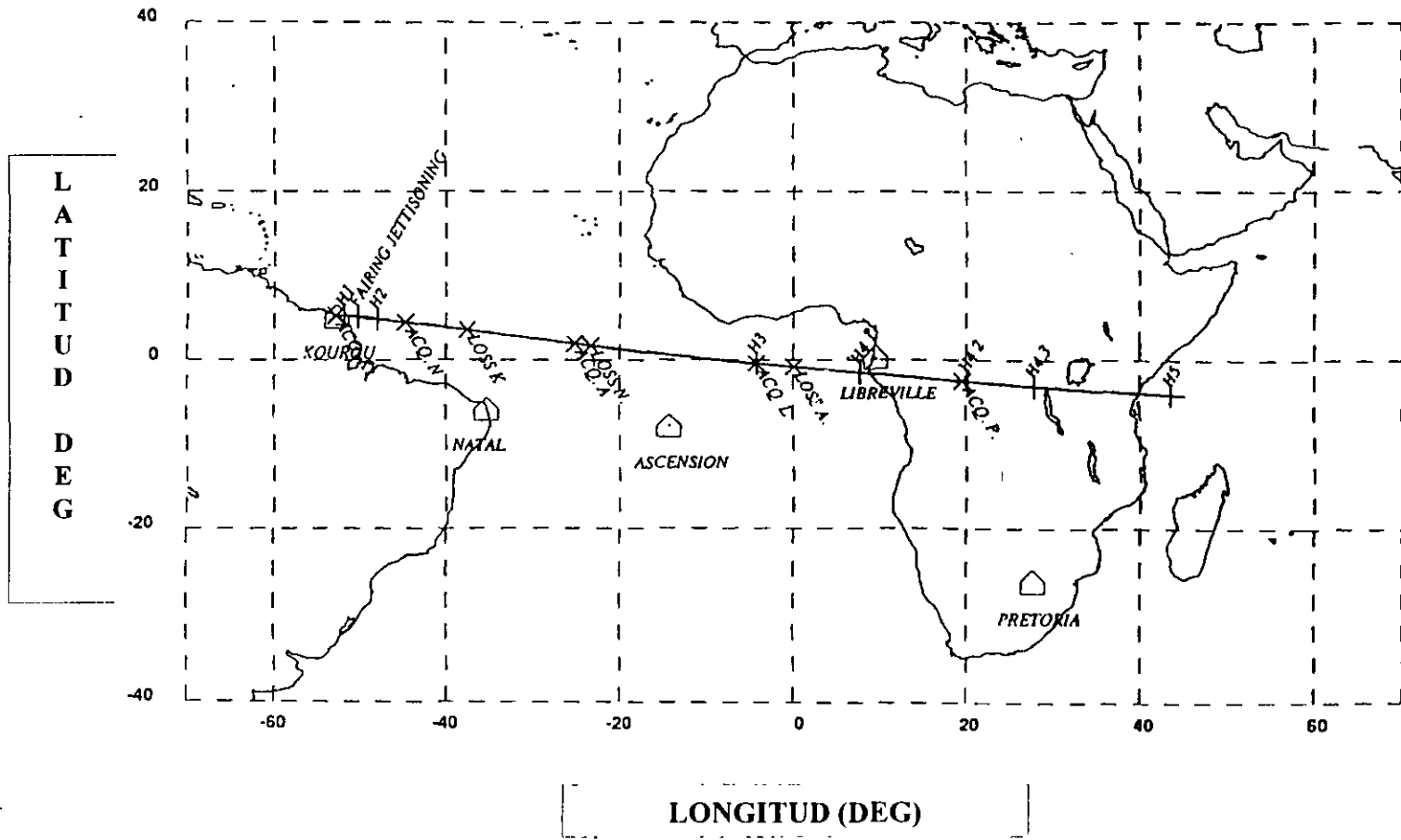
## SITIOS DE LANZAMIENTO EN AMERICA





# LANZAMIENTO

## SEGUIMIENTO DESDE TIERRA DE LA TRAYECTORIA DEL COHETE LANZADOR





# LANZAMIENTO

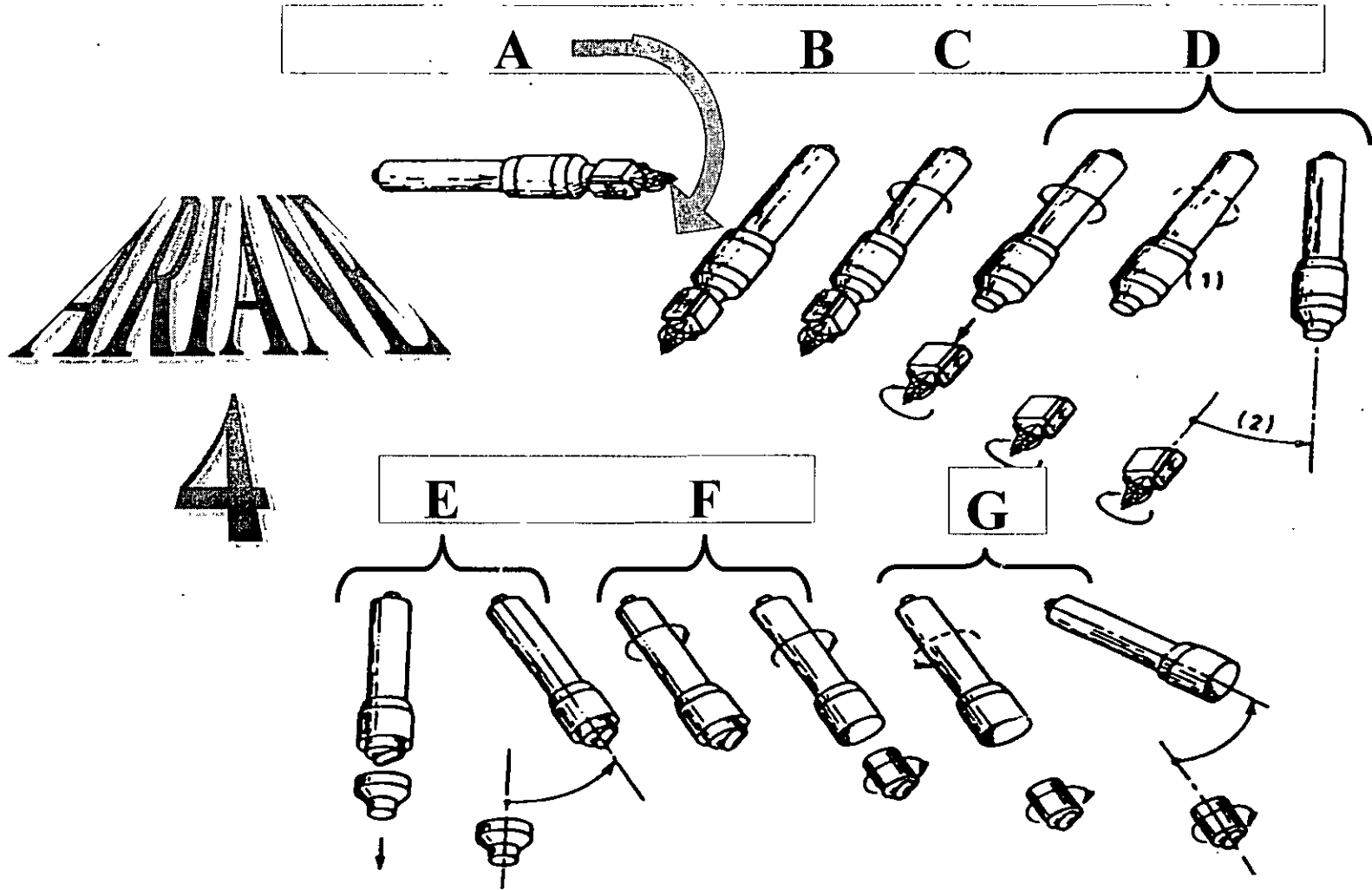
## *SECUENCIA TIPICA EN UN LANZAMIENTO DUAL AL ALCANZAR LA ORBITA DE INYECCION DESEADA*

- A y B → REORIENTACION DE LA TERCERA ETAPA H10 DEL LANZADOR PARA PREPARAR LA SEPARACION DE LA PRIMERA CARGA UTIL
- C → INICIA ETAPA DE ROTACION A 5 RPM
- D\* → SEPARACION DEL PRIMER SATELITE, ETAPA DE DESGIRO Y REORIENTACION
- E → SEPARACION DEL ADAPTADOR (MINISPELDA) Y NUEVA REORIENTACION
- F\* → NUEVA ROTACION Y SEPARACION DEL SEGUNDO SATELITE
- G → DESGIRO, REORIENTACION FINAL Y TERMINO DE LA MISION (APROX. 2020 SEG. TRANSCURRIDOS DESDE EL DESPEGUE)

---

\* AL INICIO Y TERMINO DE ESTAS ETAPAS SE ABREN Y CIERRAN RESPECTIVAMENTE LAS VALVULAS DE OXIGENO DE LA TERCERA ETAPA (H10).

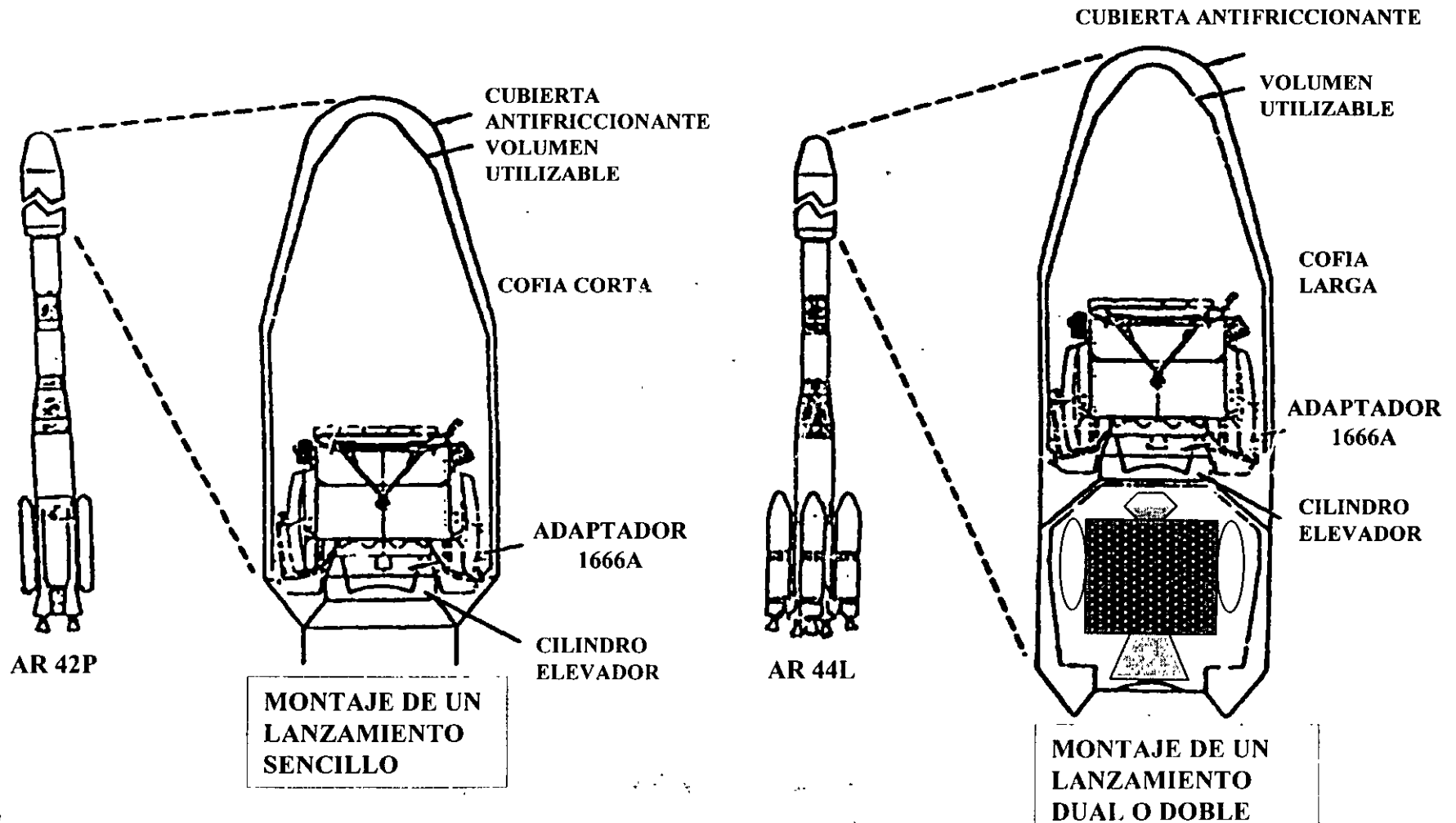
# LANZAMIENTO



**SEPARACION DE UN LANZAMIENTO DUAL**

# LANZAMIENTO

## ENCAPSULAMIENTO EN UN LANZAMIENTO SENCILLO Y DUAL



b



SATMEX

# MISION DEL SATELITE



# MISION DEL SATELITE

---

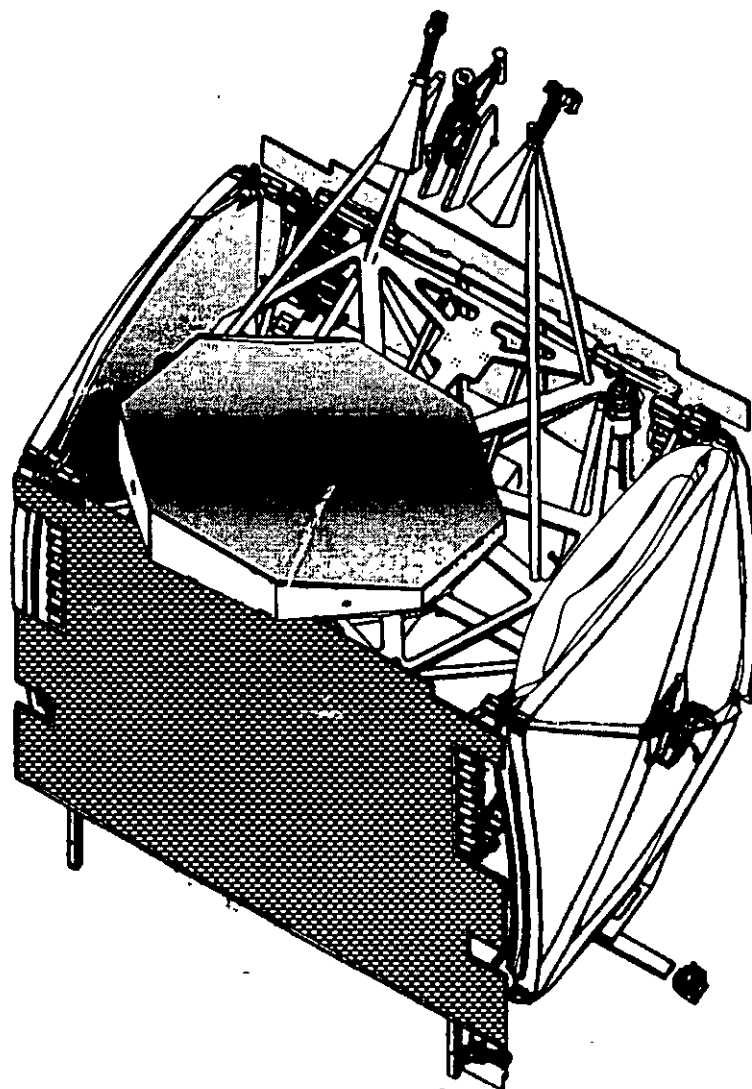
## PRINCIPALES FASES DE LA MISION DEL SATELITE

- ORBITA DE INYECCION
- CIRCULARIZACION DE LA ORBITA HASTA ALCANZAR EL RADIO SINCRONO Y LA LONGITUD GEOESTACIONARIA
- DESPLIEGUES
- ADQUISICION DE APUNTAMIENTO FIJO A LA ESTACION EN TIERRA
- PRUEBAS FUNCIONALES
- PRUEBAS EN ORBITA



# MISION DEL SATELITE

## CONFIGURACION EN ORBITA DE TRANSFERENCIA



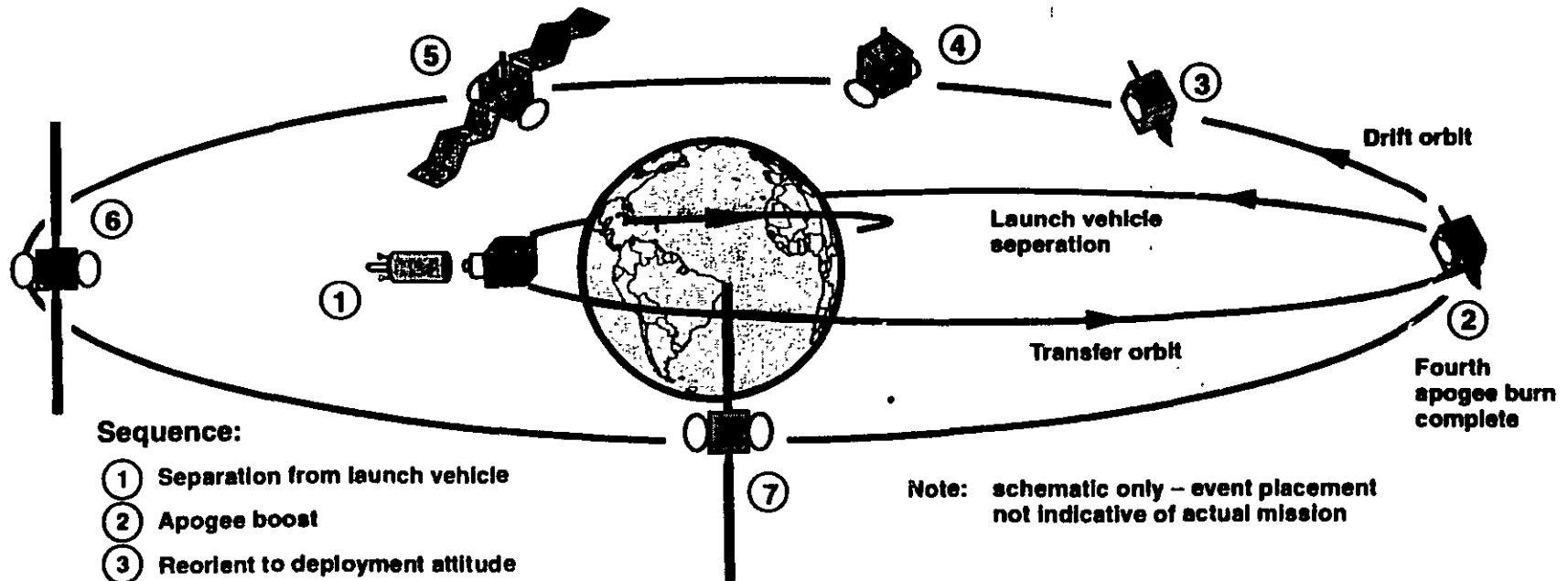
# MISION DEL SATELITE

## RESUMEN DEL LANZAMIENTO Y MISION

- 4 SEMANAS PARA EMBARQUE, TRANSPORTACION Y PREPARACION DEL LANZAMIENTO
- 20 MINUTOS DE DURACION PARA LA PUESTA EN ORBITA DE UN SATELITE EN UN LANZAMIENTO SENCILLO.
- 1 SEMANA DE MANIOBRAS PARA ALCANZAR LA ORBITA GEOSINCRONA
- 3 SEMANAS PARA DESPLIEGUES DE PANELES SOLARES Y REFLECTORES, PRUEBAS EN ORBITA DE LA PLATAFORMA Y CARGA UTIL Y PRUEBAS FUNCIONALES DE LOS XIPS.

# MISION DEL SATELITE

## SECUENCIA TIPICA DE EVENTOS DE LA MISION



**Sequence:**

- ① Separation from launch vehicle
- ② Apogee boost
- ③ Reorient to deployment attitude
- ④ Reflector deployments
- ⑤ Solar wing deployments
- ⑥ Sun acquisition
- ⑦ Earth acquisition on-station operation

**Note:** schematic only – event placement not indicative of actual mission

h/





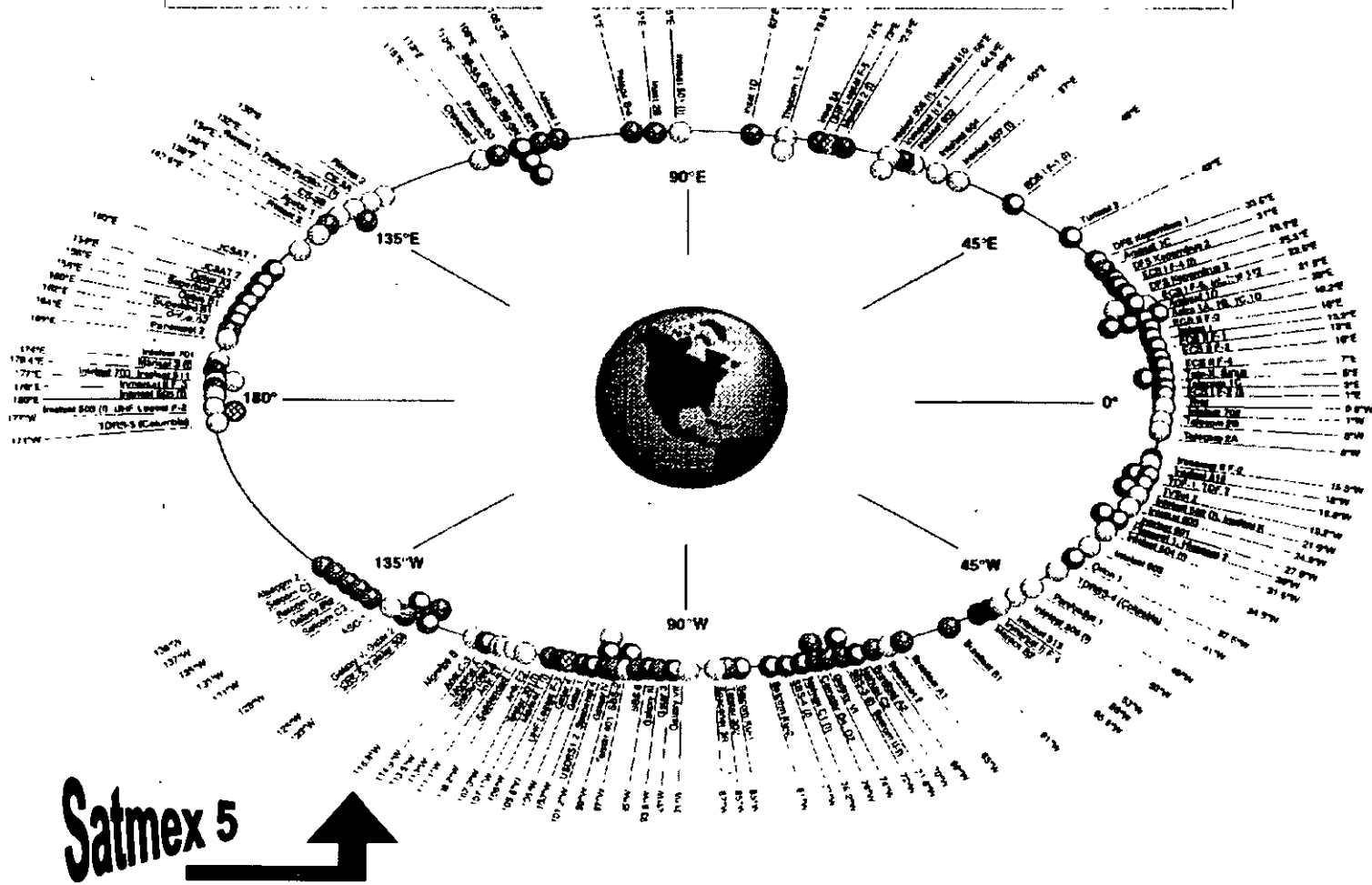
# MISION DEL SATELITE

## RESUMEN DE LA MISION

1. EL VEHICULO LANZADOR DESPLIEGA LA ANTENA OMNI
2. EL VEHICULO LANZADOR INICIA ETAPA DE GIRO A 5 RPM
3. SEPARACION DEL SATELITE DEL VEHICULO LANZADOR
4. INCREMENTO DE LA VELOCIDAD DE GIRO A 10 RPM
5. ETAPA DE ENCENDIDOS MULTIPLES EN EL APOGEO
6. REORIENTACION DEL SATELITE
7. ETAPA DE ENCENDIDOS MULTIPLES EN EL PERIGEO
8. DISMINUCION DE LA VELOCIDAD DE GIRO A 1.5 RPM
9. DESPLIEGUE DE REFLECTORES
10. DISMINUCION DE LA VELOCIDAD DE GIRO A 0.33 RPM
11. DESPLIEGUE DE PANELES SOLARES
12. DESPLIEGUE DE LA ANTENA OMNI A UNA SEGUNDA POSICION
13. ADQUISICION DE MODO SOL
14. ADQUISICION DE MODO TIERRA
15. PRUEBAS EN ORBITA GEOESTACIONARIA DE LA PLATAFORMA
16. PRUEBAS FUNCIONALES DEL SISTEMA DE PROPULSION DE LOS XIPS (SATMEX 5)
17. PRUEBAS EN ORBITA DEL SISTEMA DE COMUNICACIONES
18. INICIA OPERACIÓN EN SU POSICION GEOSINCRONA

# MISION DEL SATELITE

## SATELITES DE COMUNICACIONES EN LA ORBITA GEOSINCRONA





SATMEX

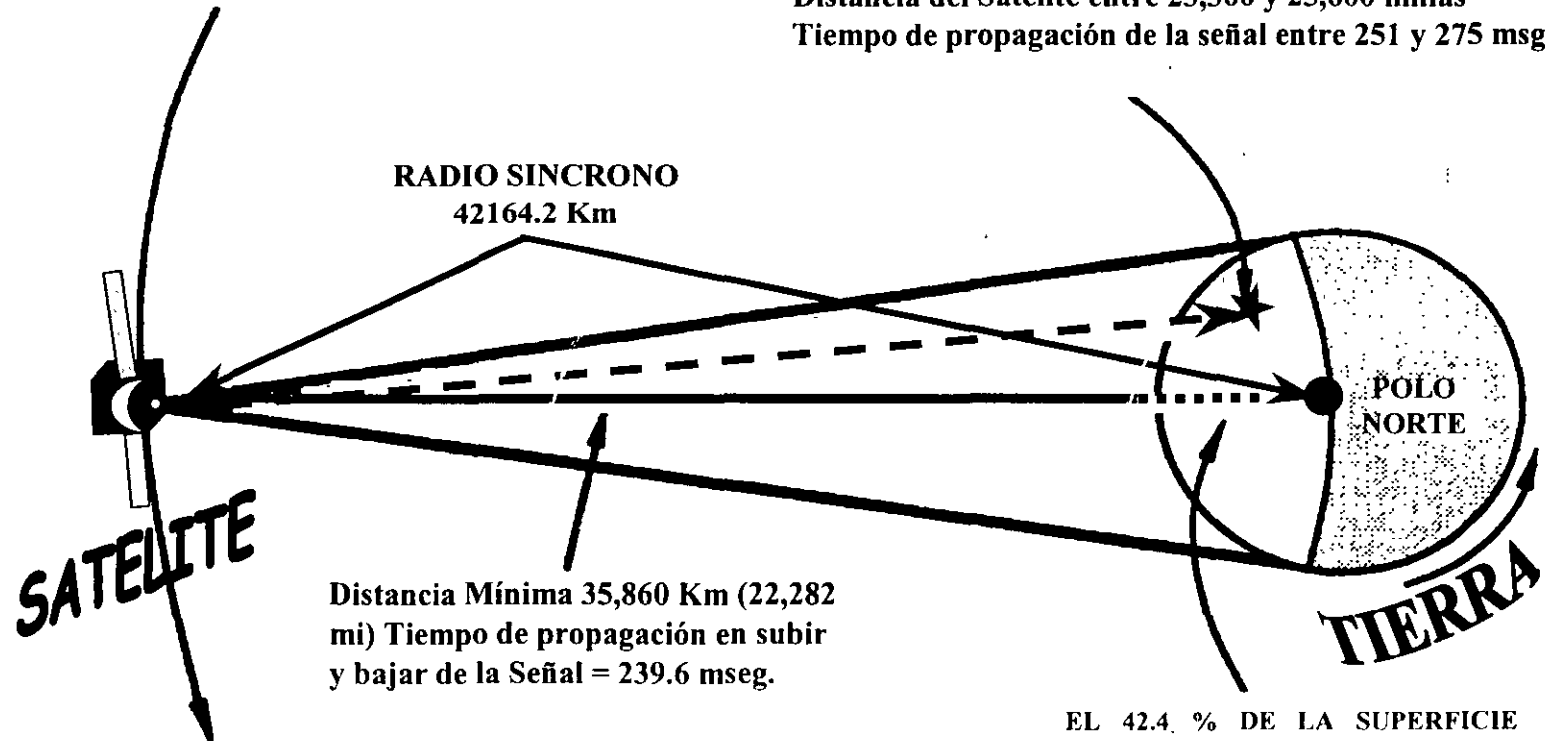
# OPERACIONES ORBITALES

# OPERACIONES ORBITALES

## PARAMETROS DE LA ORBITA GEOESTACIONARIA

VELOCIDAD SINCRONA  
 $V = 11,066.4 \text{ Km/hr}$   
 $= 6,879 \text{ mph}$

ESTACION TERRENA CERCA DE NUEVA YORK:  
 Distancia del Satélite entre 23,360 y 25,600 millas  
 Tiempo de propagación de la señal entre 251 y 275 msg.



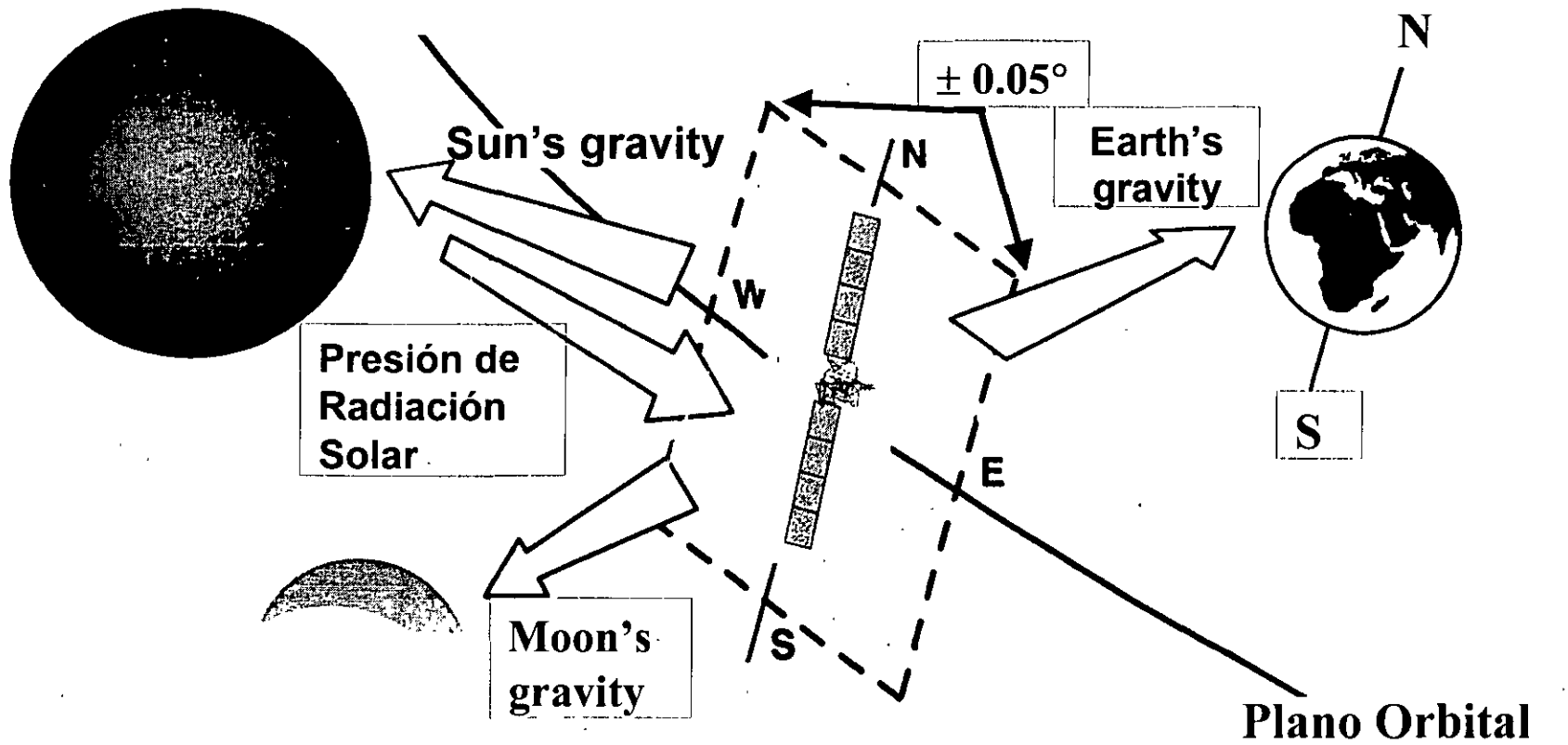
Distancia Mínima 35,860 Km (22,282 mi)  
 Tiempo de propagación en subir y bajar de la Señal = 239.6 mseg.

PERIODO DE ROTACION 24 HORAS  
 SOBRE EL PLANO ECUATORIAL

EL 42.4 % DE LA SUPERFICIE TERRESTRE ESTA DENTRO DEL CAMPO DE VISTA DEL SATELITE

# OPERACIONES ORBITALES

## FUERZAS PERTURBADORAS QUE ACTUAN SOBRE EL SATELITE EN SU POSICION GEOESTACIONARIA



## LONGITUD GEOESTACIONARIA

# OPERACIONES ORBITALES

---

## **LAS PERTURBACIONES NATURALES AFECTAN LA POSICION DE UN SATELITE GEOESTACIONARIO**

UNA ORBITA INICIALMENTE GEOSINCRONA ACUMULARA GRADUALMENTE CON EL TIEMPO DETERMINADAS ALTERACIONES, MODIFICACIONES, DEBIDAS A LAS DIFERENTES PERTURBACIONES PRINCIPALMENTE CAUSADAS POR EL SOL, LA LUNA Y LA TIERRA

### **LOS PRINCIPALES AGENTES Y SUS EFECTOS SON:**

- a). FUERZA DE RADIACION SOLAR
- b). FUERZAS GRAVITACIONALES DEL SOL Y LA LUNA
- c). TRIAXIALIDAD DE LA TIERRA

# OPERACIONES ORBITALES

---

## a). FUERZA DE RADIACION SOLAR

LA PRESION DE RADIACION SOLAR EJERCIDA SOBRE EL CUERPO DEL SATELITE, PROVENIENTE DEL VIENTO SOLAR, PROVOCA QUE UNA ORBITA INICIALMENTE CIRCULAR SE CONVIERTA EN UNA ORBITA ELIPTICA PRODUCIENDO UNA VARIACION DIARIA EN LONGITUD Y UN CAMBIO EN LA ORIENTACION DEL SATELITE.

# OPERACIONES ORBITALES

---

## b) FUERZAS GRAVITACIONALES DEL SOL Y LA LUNA

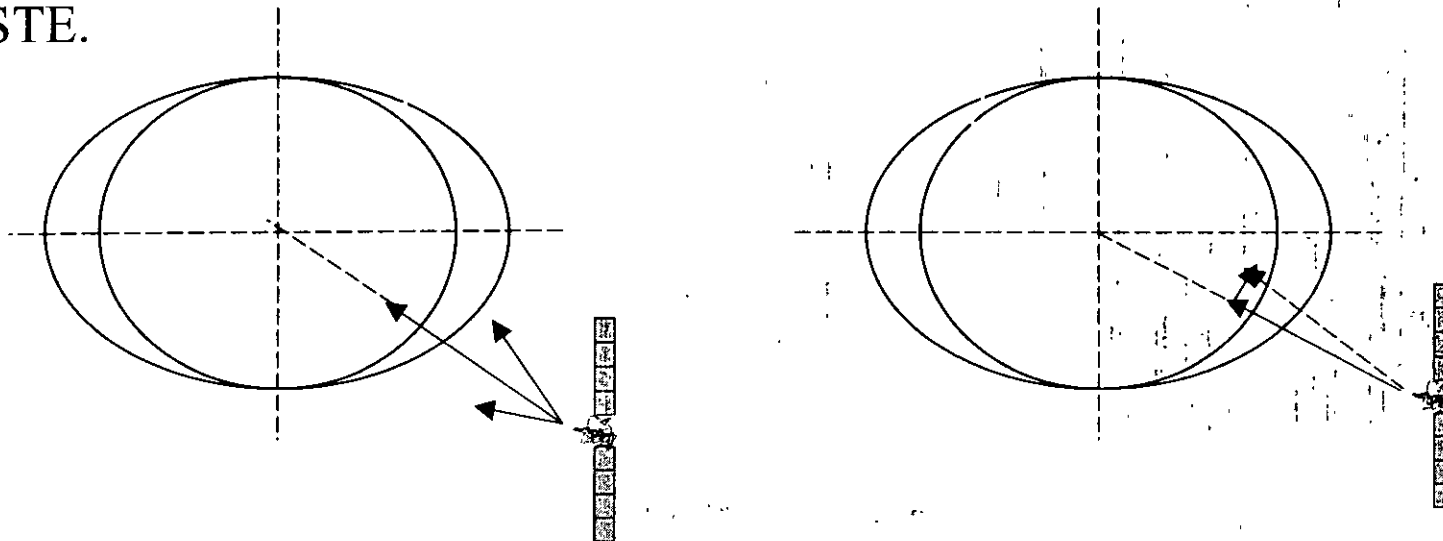
LAS FUERZAS DE ATRACCION QUE EJERCEN EL SOL Y LA LUNA SOBRE EL SATELITE PROVOCAN QUE EL PLANO DE LA ORBITA CAMBIE Y NO PERMANEZCA SOBRE EL PLANO DEL ECUADOR PRODUCIENDO UNA VARIACION DIARIA EN LA LATITUD.



# OPERACIONES ORBITALES

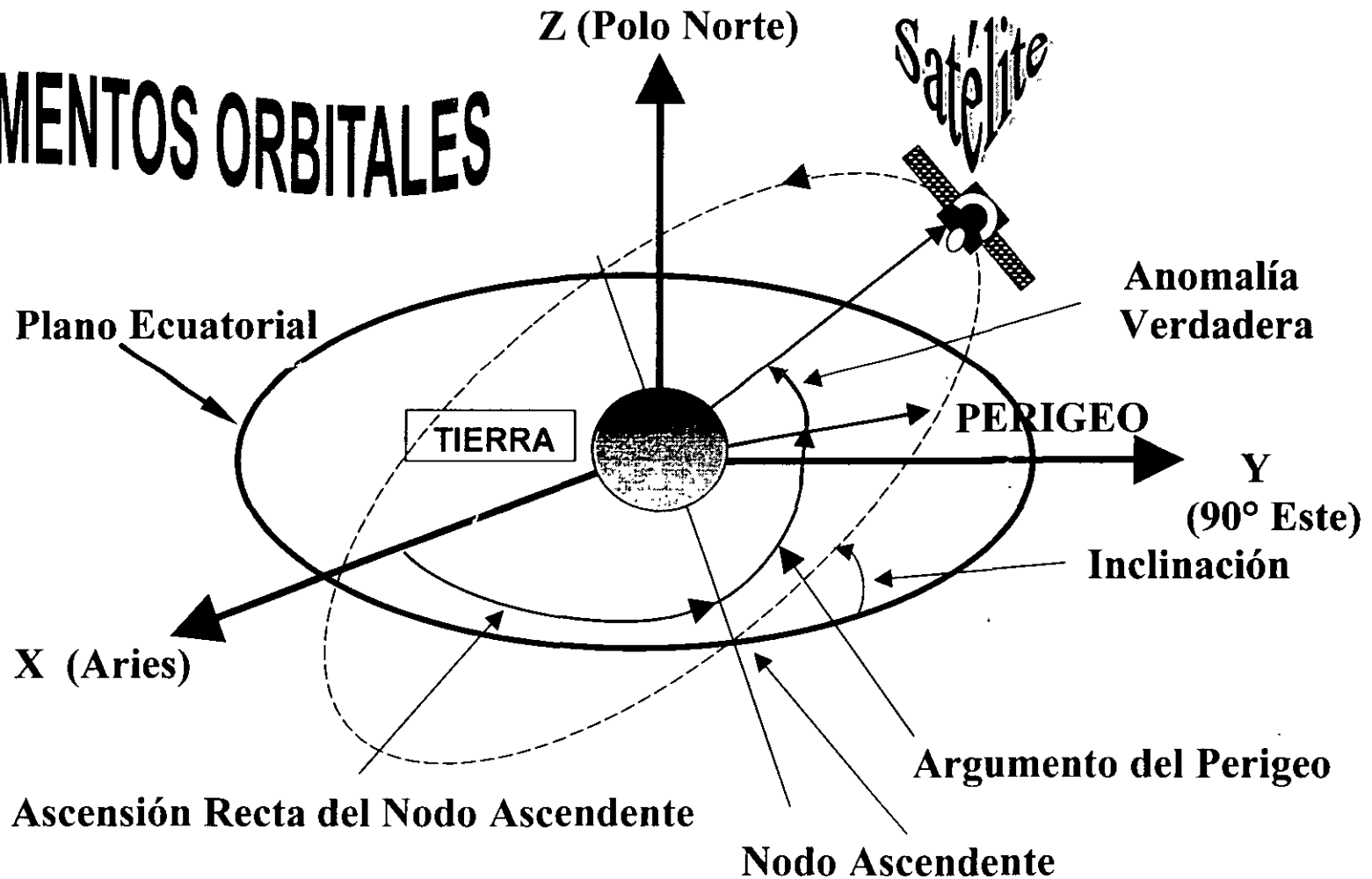
## a). TRIAXIALIDAD DE LA TIERRA

CONSIDERANDO QUE LA TIERRA NO ES COMPLETAMENTE ESFERICA SINO ENSANCHADA EN EL ECUADOR Y ACHATADA EN LOS POLOS, LA FUERZA DE ATRACCION GRAVITACIONAL NO ESTA EN DIRECCION EXACTAMENTE HACIA AL CENTRO DE LA TIERRA, MANIFESTANDOSE UNA PERTUBACION TANGENCIAL A FAVOR O EN CONTRA DEL MOVIMIENTO (DEPENDIENDO DE LA RANURA ORBITAL EN LA QUE SE ENCUENTRE CADA SATELITE) QUE PRODUCE UNA DERIVA EN LONGITUD HACIA EL ESTE O HACIA EL OESTE.



# OPERACIONES ORBITALES

## ELEMENTOS ORBITALES



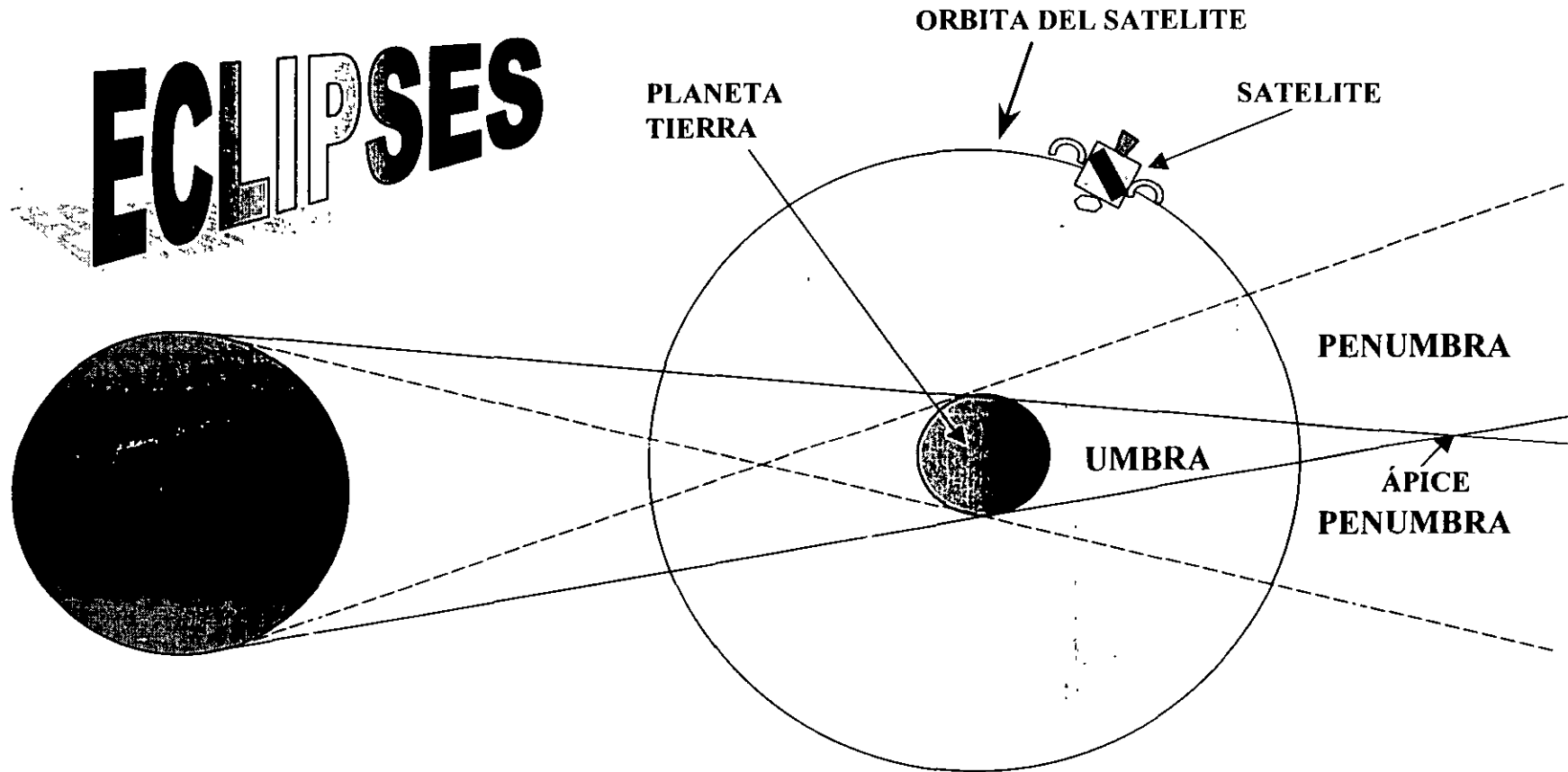
# OPERACIONES ORBITALES

---

## CONTROL DE LAS FUERZAS PERTURBADORAS PERIODICIDAD DE MANIOBRAS

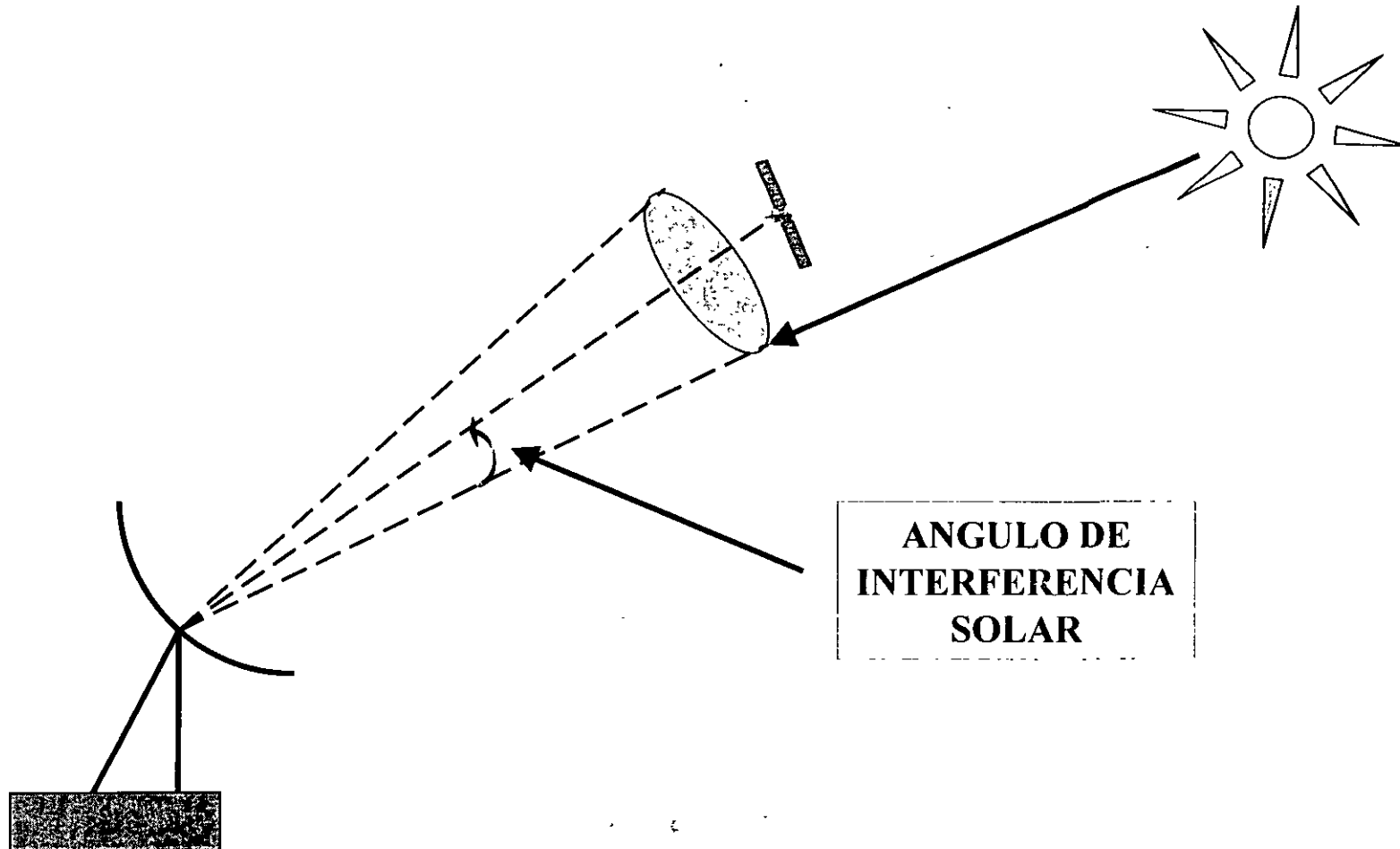
CADA SATELITE ESTA PROVISTO DE UN SUBSISTEMA DE PROPULSION PARA EL CONTROL DE LAS FUEZAS PERTURBADORAS QUE MODIFICAN LA INCLINACION, DERIVA Y EXCENTRICIDAD DE SU ORBITA. EN LA ESTACION EN TIERRA SE ESTIMAN LA POSICION DEL SATELITE, EL TAMAÑO DE LA PERTURBACION Y EL CALCULO DE MANIOBRAS NECESARIAS PARA LA CORRECCION, CON EL OBJETO DE MANTENER A LOS SATELITES DENTRO DE SU CAJA DE OPERACION OPTIMA DURANTE UN CICLO DE DIAS DETERMINADO.

## ECLIPSES



- **LOS ECLIPSES TOTALES OCURREN EN LA UMBRA**
- **LOS ECLIPSES PARCIALES OCURREN EN LA PENUMBRA**
- **LOS ECLIPSES ANULARES OCURREN EN LA EXTENSION DEL CONO HACIA EL ÁPICE**

## GEOMETRIA DE INTERFERENCIAS SOLARES CON LAS ESTACIONES





# Nave Espacial

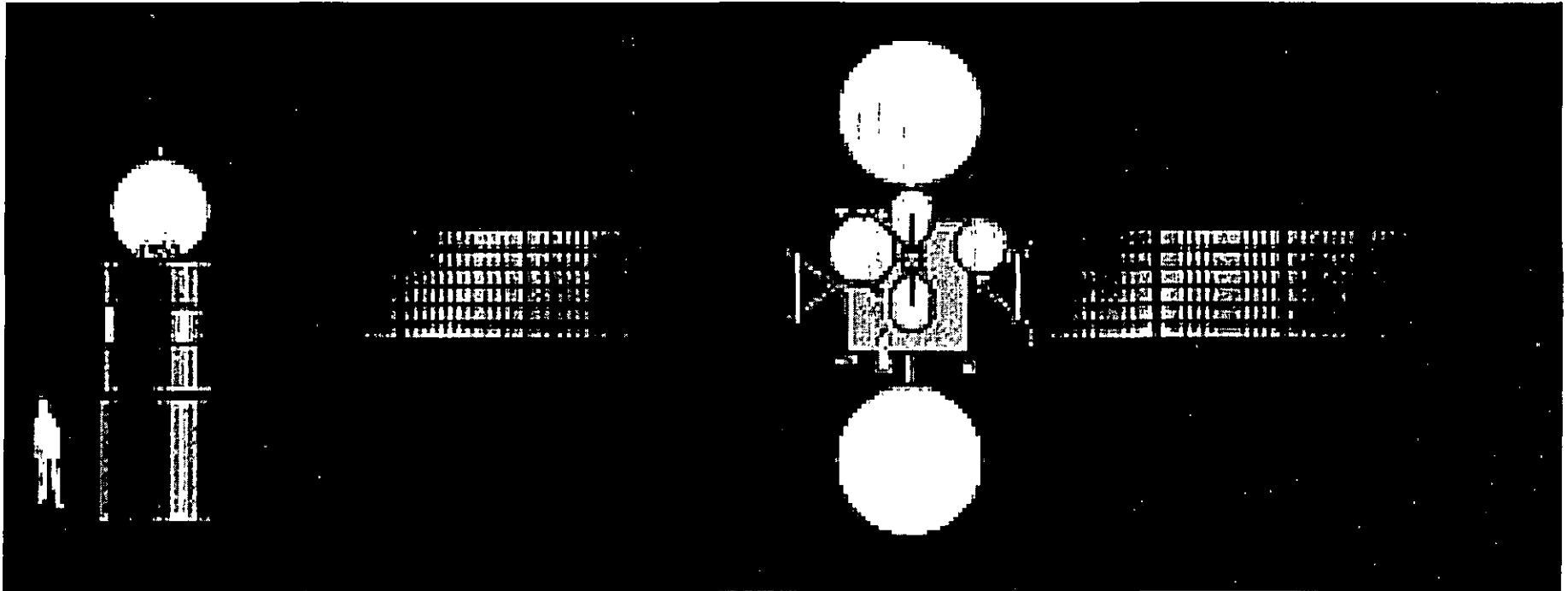
- Subsistema de Potencia Eléctrica





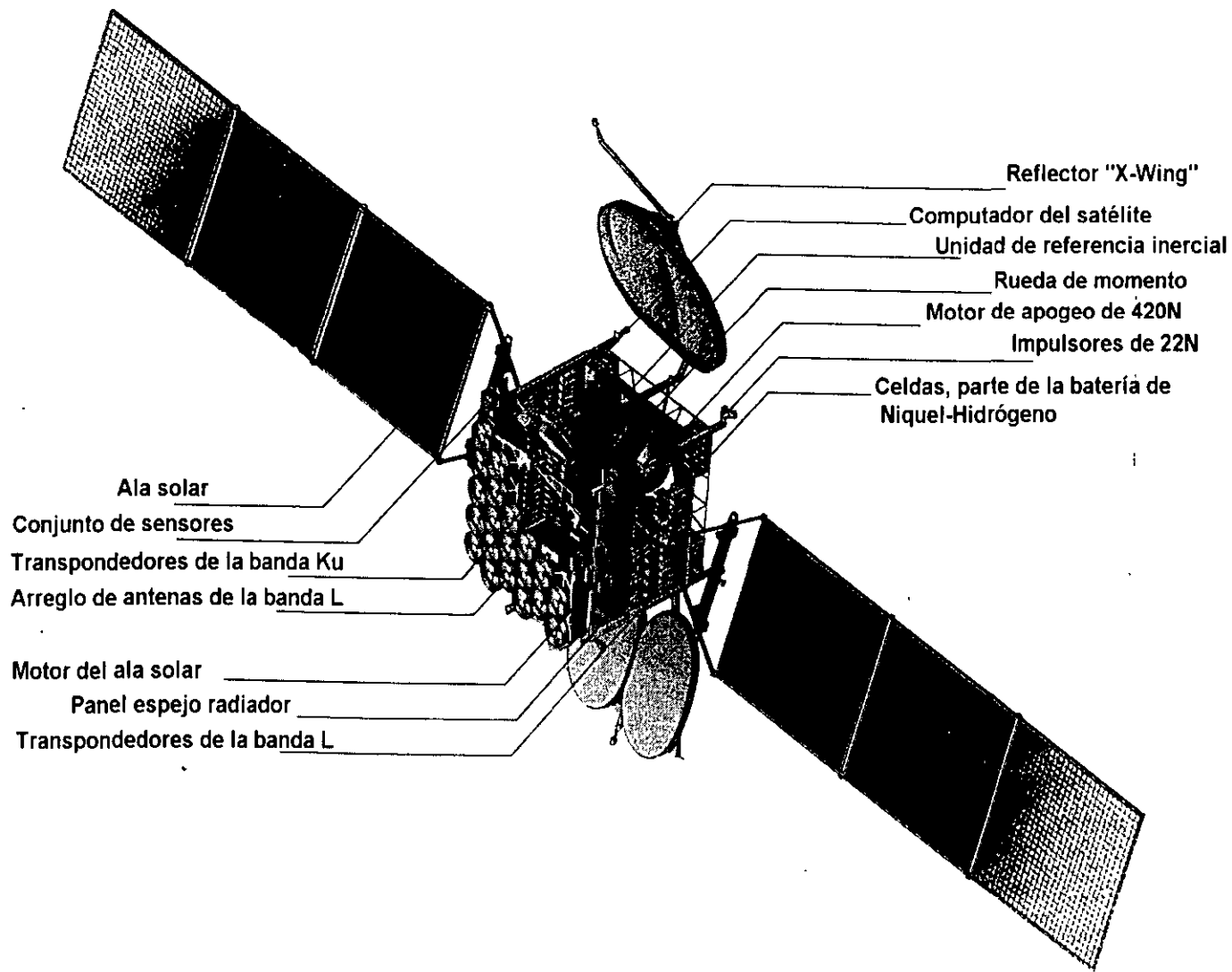
SATMEX

# LA POTENCIA DE UN SATÉLITE ES DETERMINADA POR EL ÁREA DEL PANEL SOLAR





# Corte de un satélite HS-601



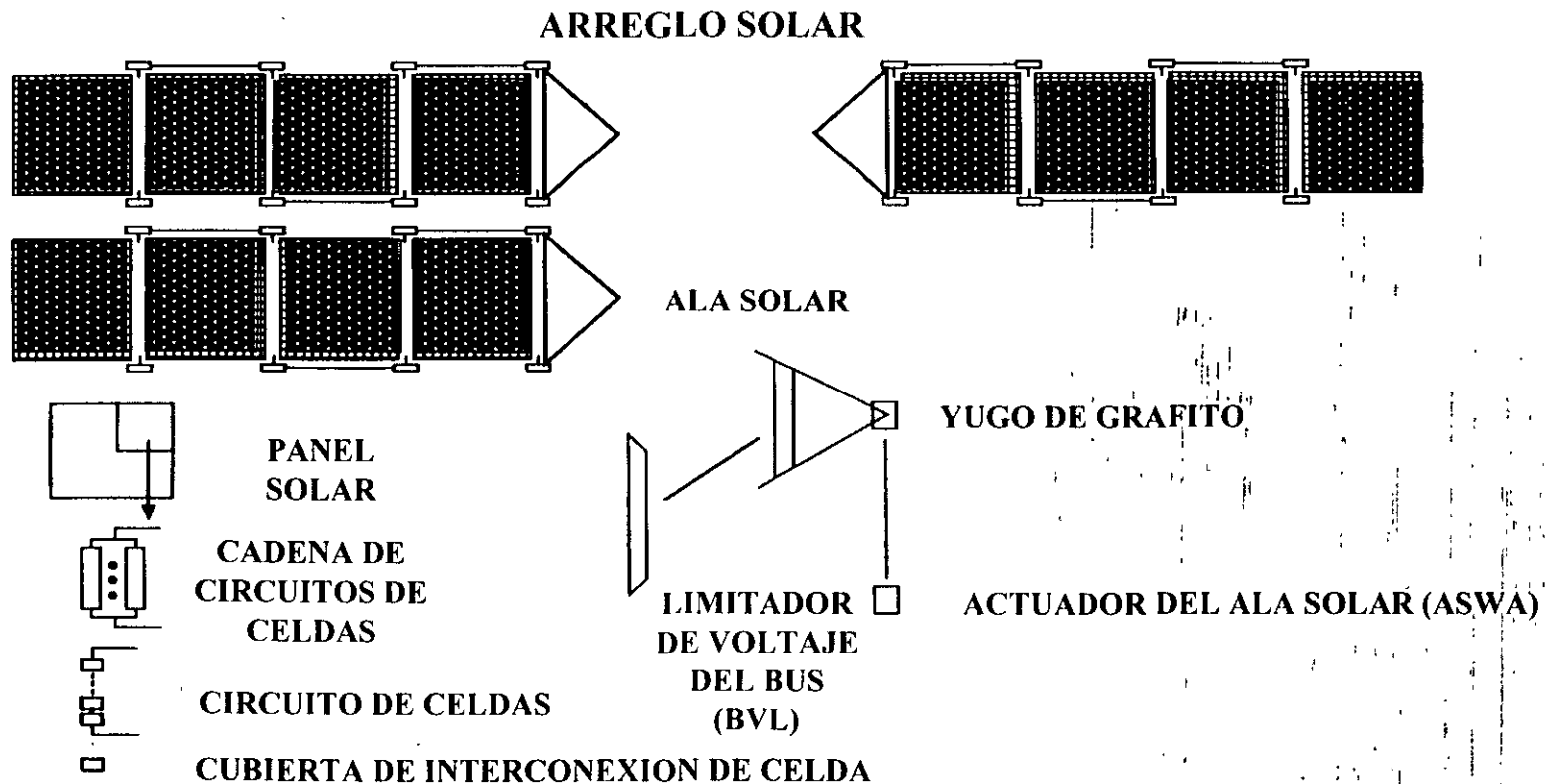




SATMEX

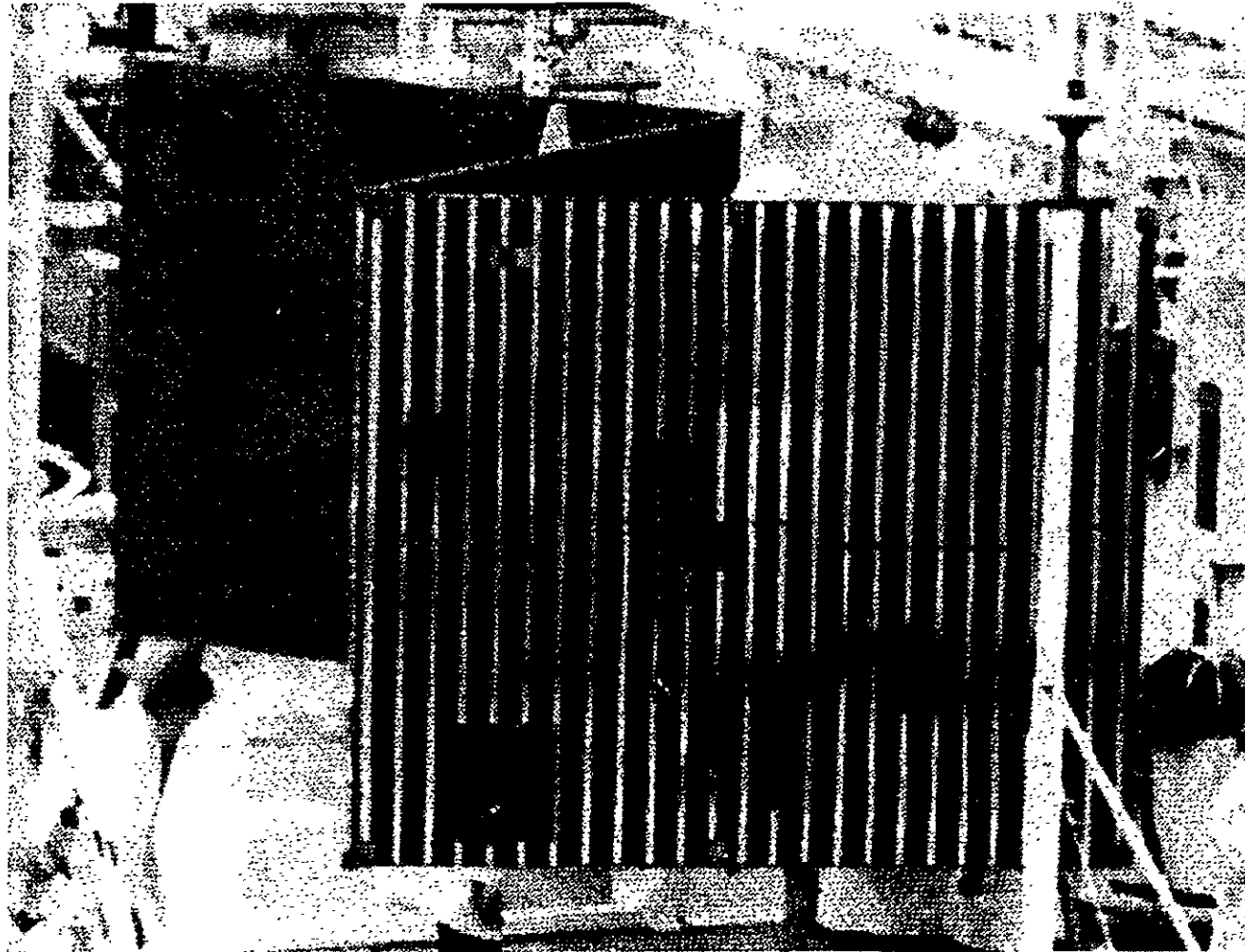
# ARREGLO SOLAR

- ARREGLO DE 2 PANELES SOLARES
- 8 SECCIONES DE 216 x 254 METROS
- CELDAS DE GALIO-ARSENICO
- 10000 WATTS DE POTENCIA ELECTRICA

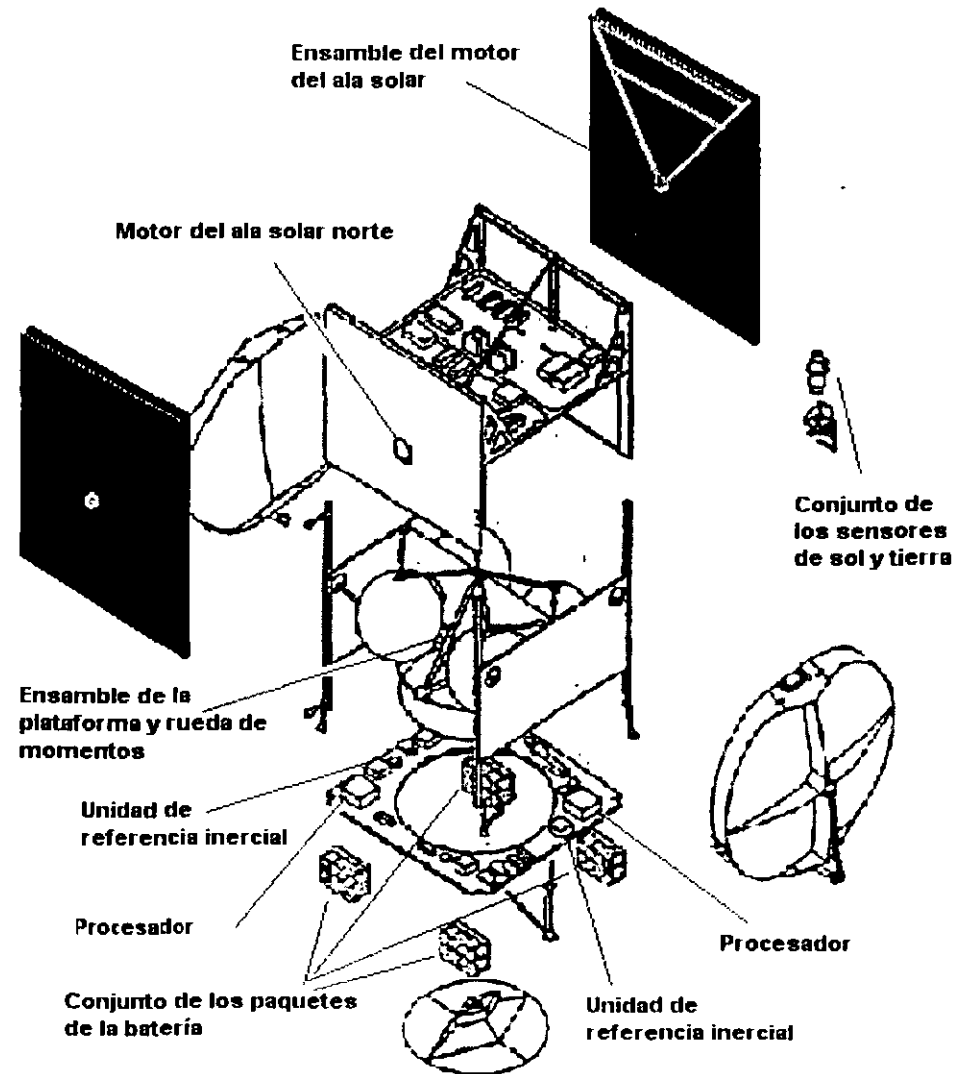




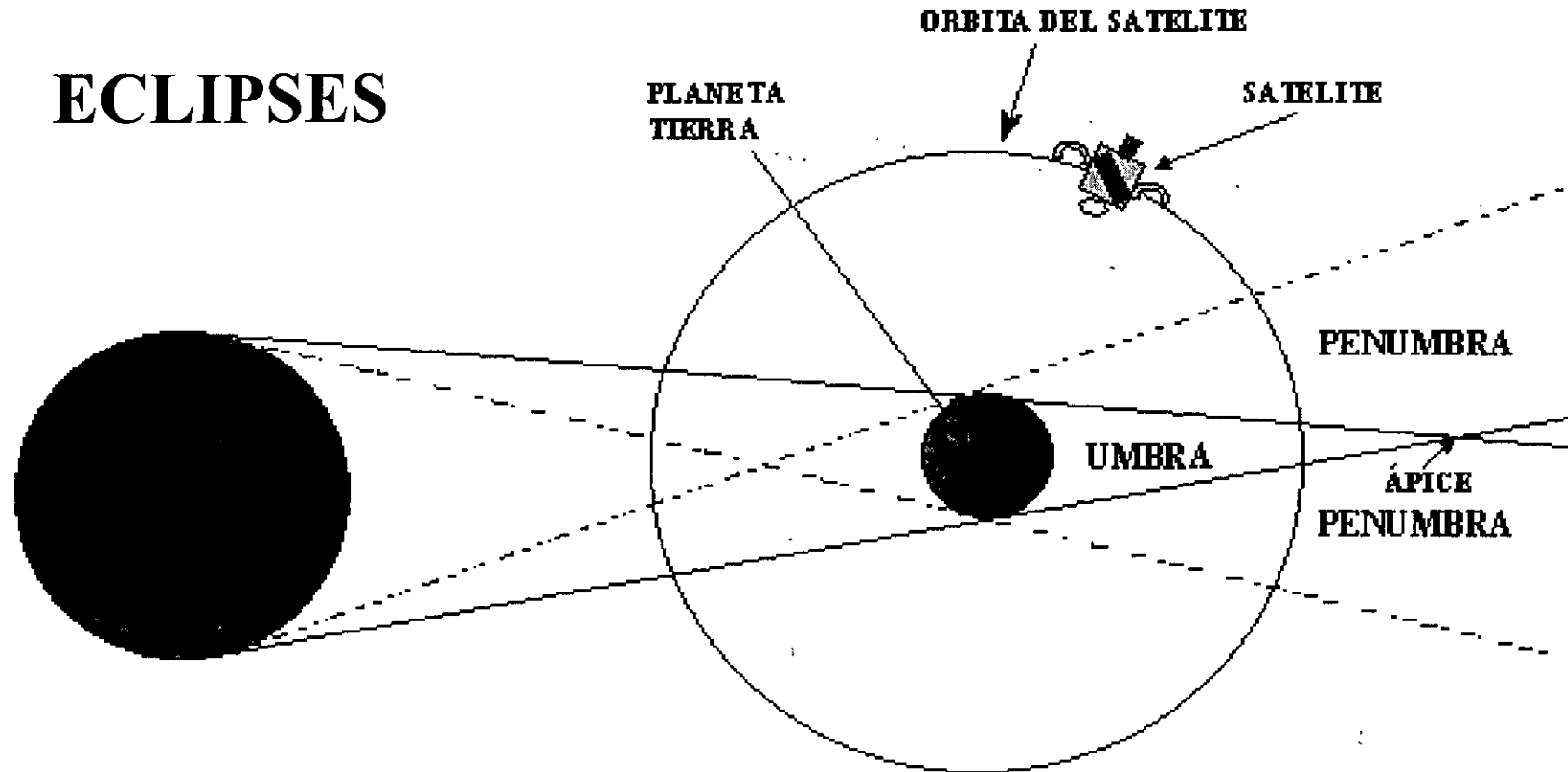
# ARREGLO DE PANELES SOLARES



# Componentes del sistema de orientación y de potencia



## ECLIPSES

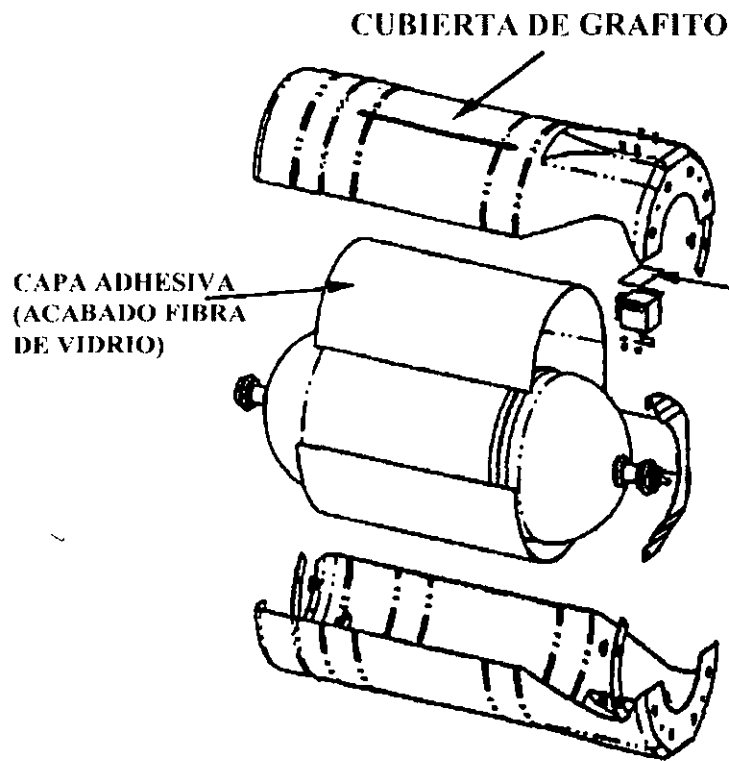


- LOS ECLIPSES TOTALES OCURREN EN LA UMBRA
- LOS ECLIPSES PARCIALES OCURREN EN LA PENUMBRA

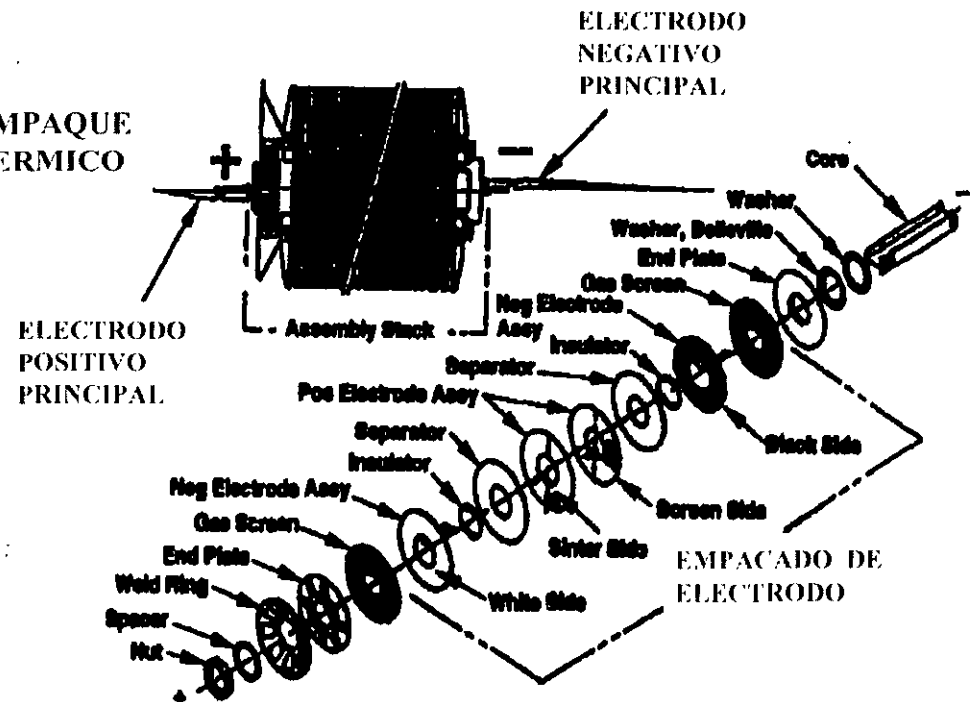


SATMEX

# ENSAMBLE DE CELDA DE BATERIA



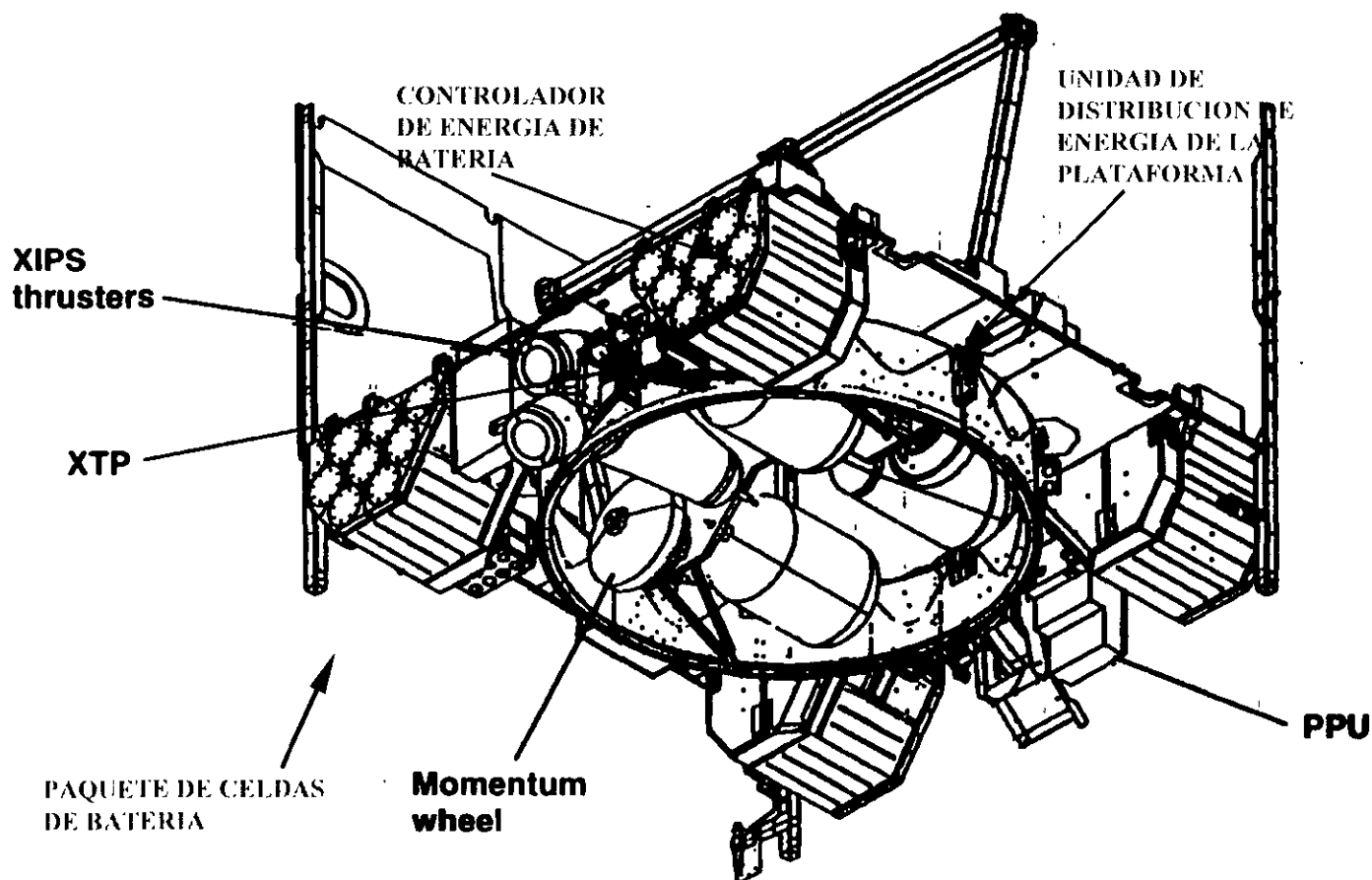
## VISTA EXTENDIDA DEL EMPACADO DE CELDA





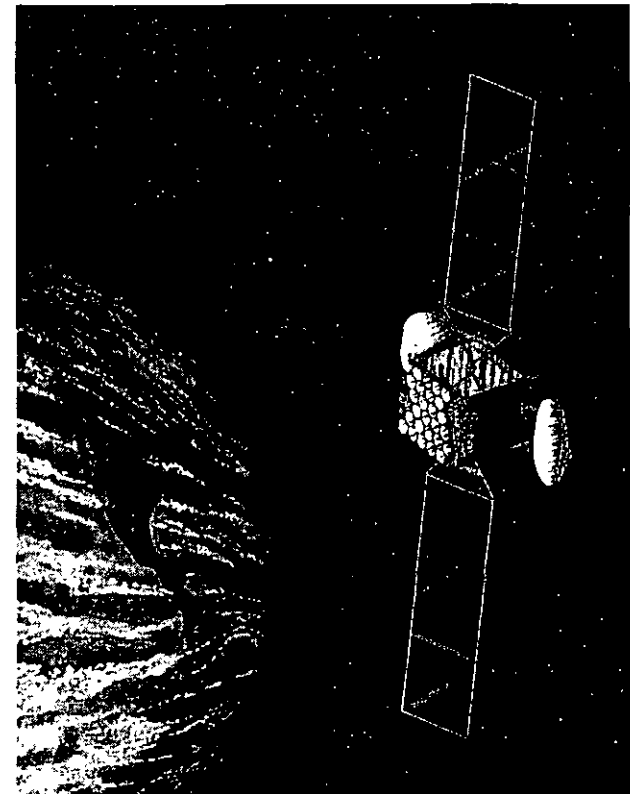
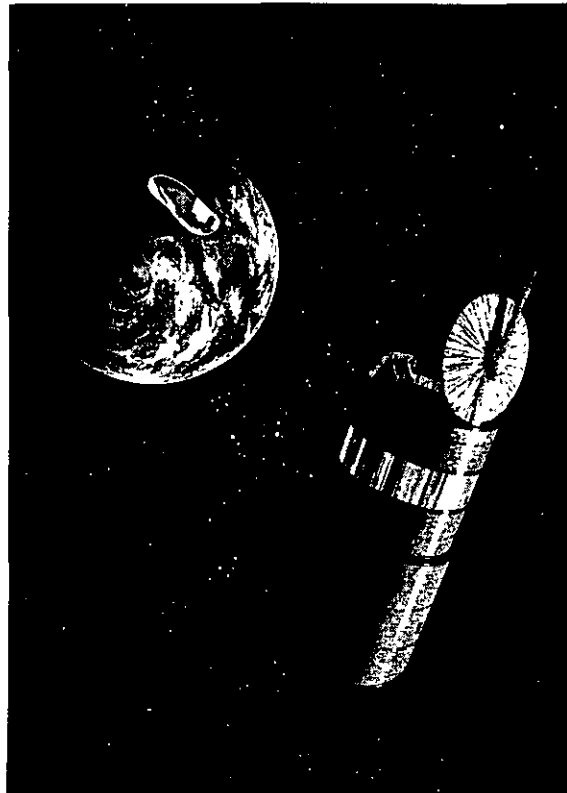
SATMEX

## LOCALIZACION DE COMPONENTES DEL SUBSISTEMA DE POTENCIA ELECTRICA, ACS Y DEL SISTEMA DE XIPS

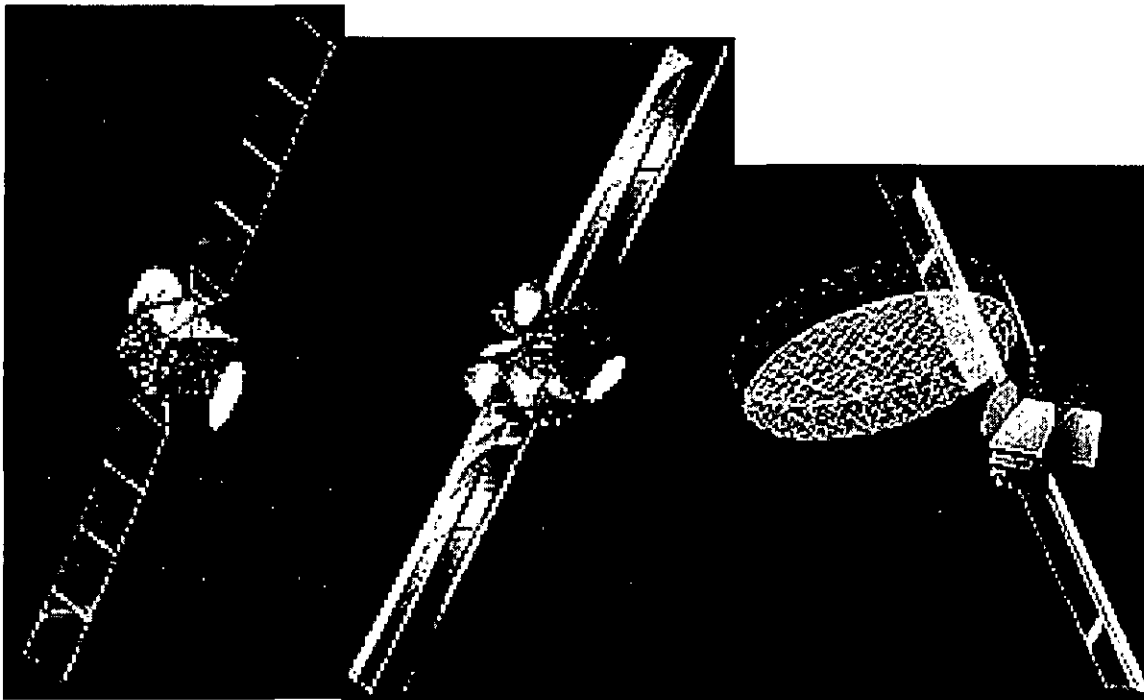


# Nave Espacial

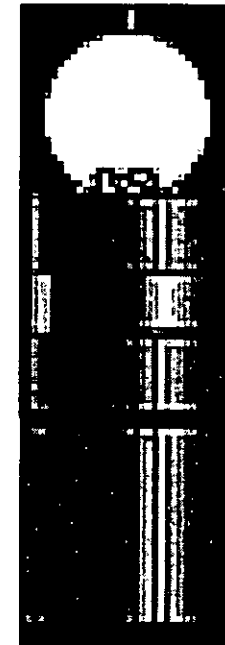
- **SUBSISTEMA DE ORIENTACIÓN**



# FORMAS DE ESTABILIZACIÓN



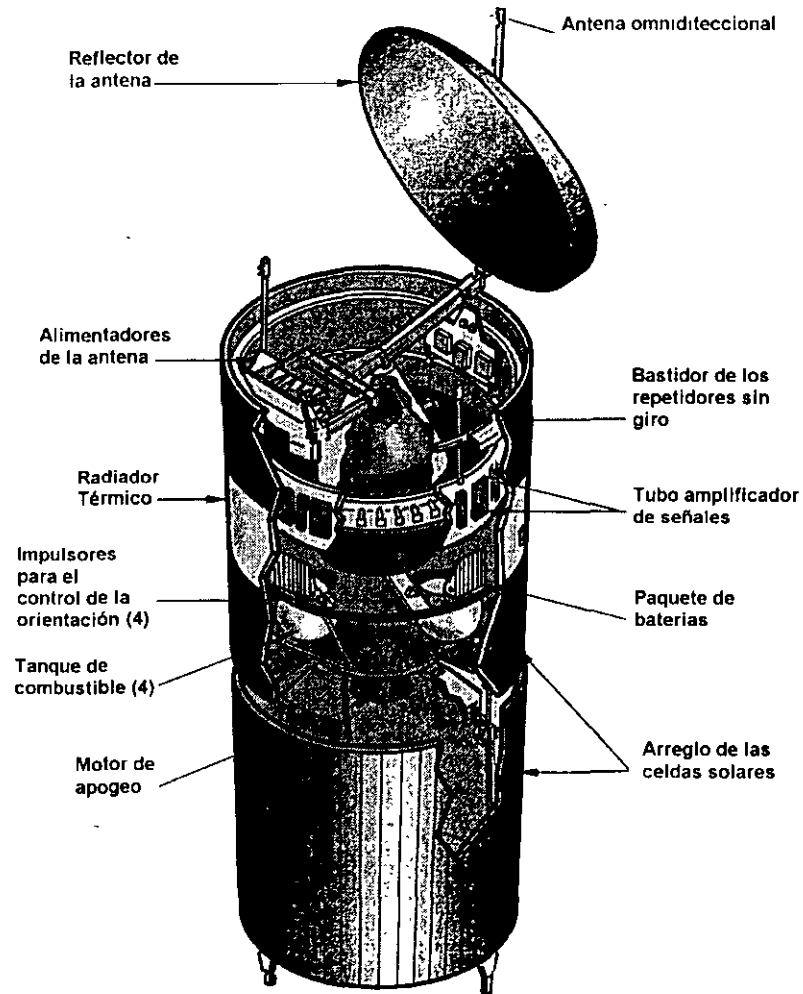
**ESTABILIZACIÓN POR TRES EJES**



**GIRO**



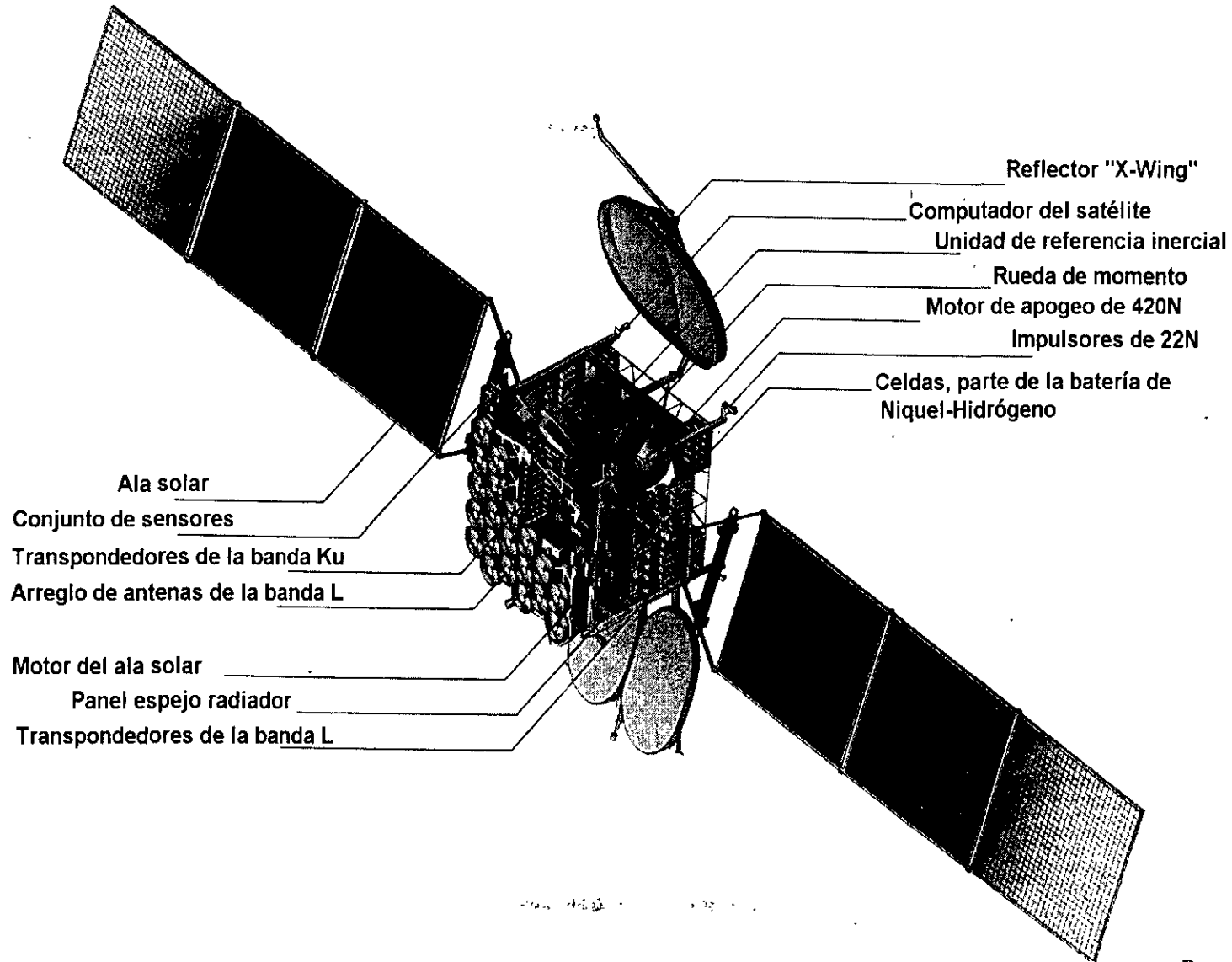
# PARTES DE UN SATÉLITE CON ESTABILIZACIÓN POR GIRO



HS 376

CORTE DE UN SATÉLITE DE GIRO

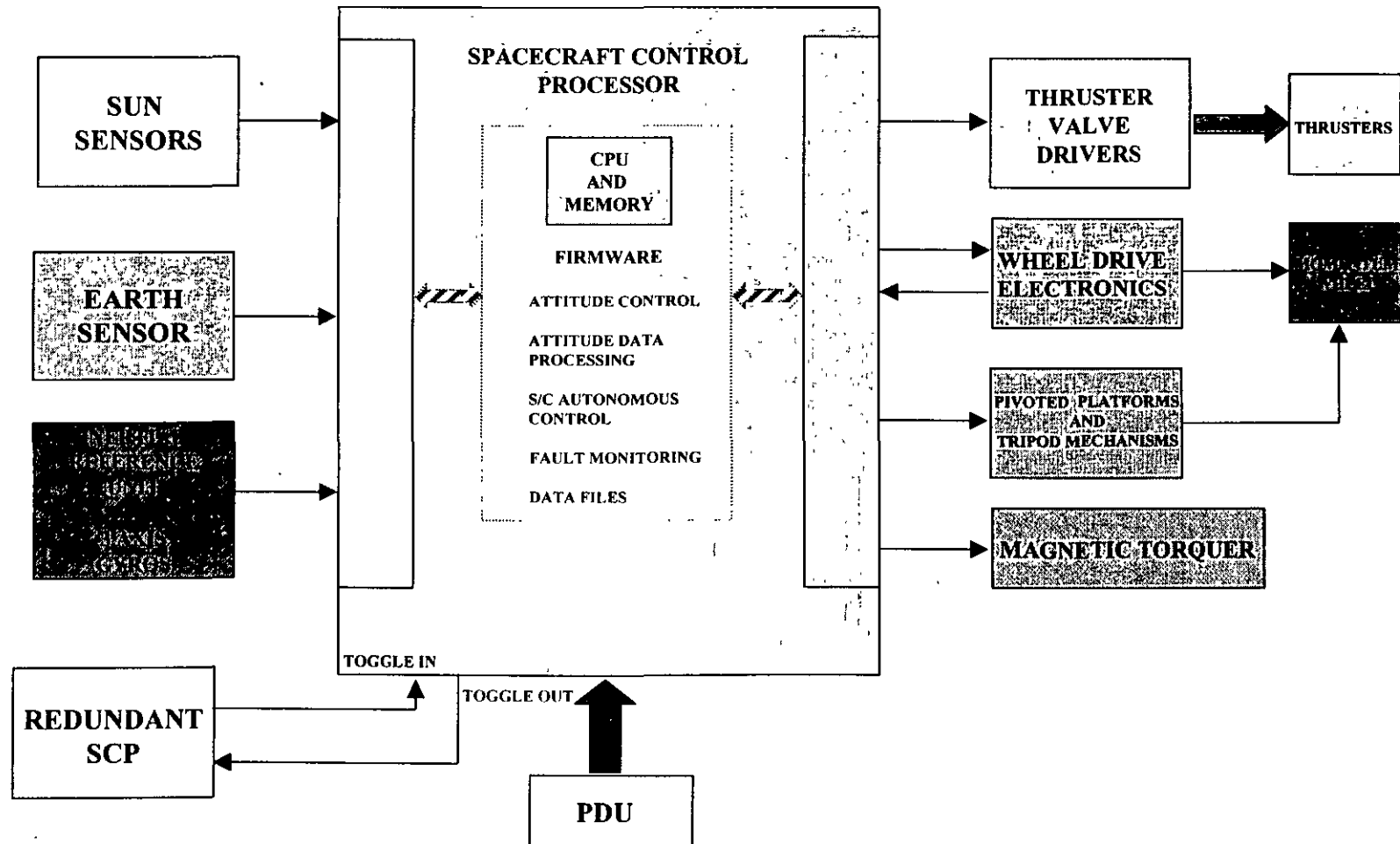
# Corte de un satélite HS-601





SATMEX

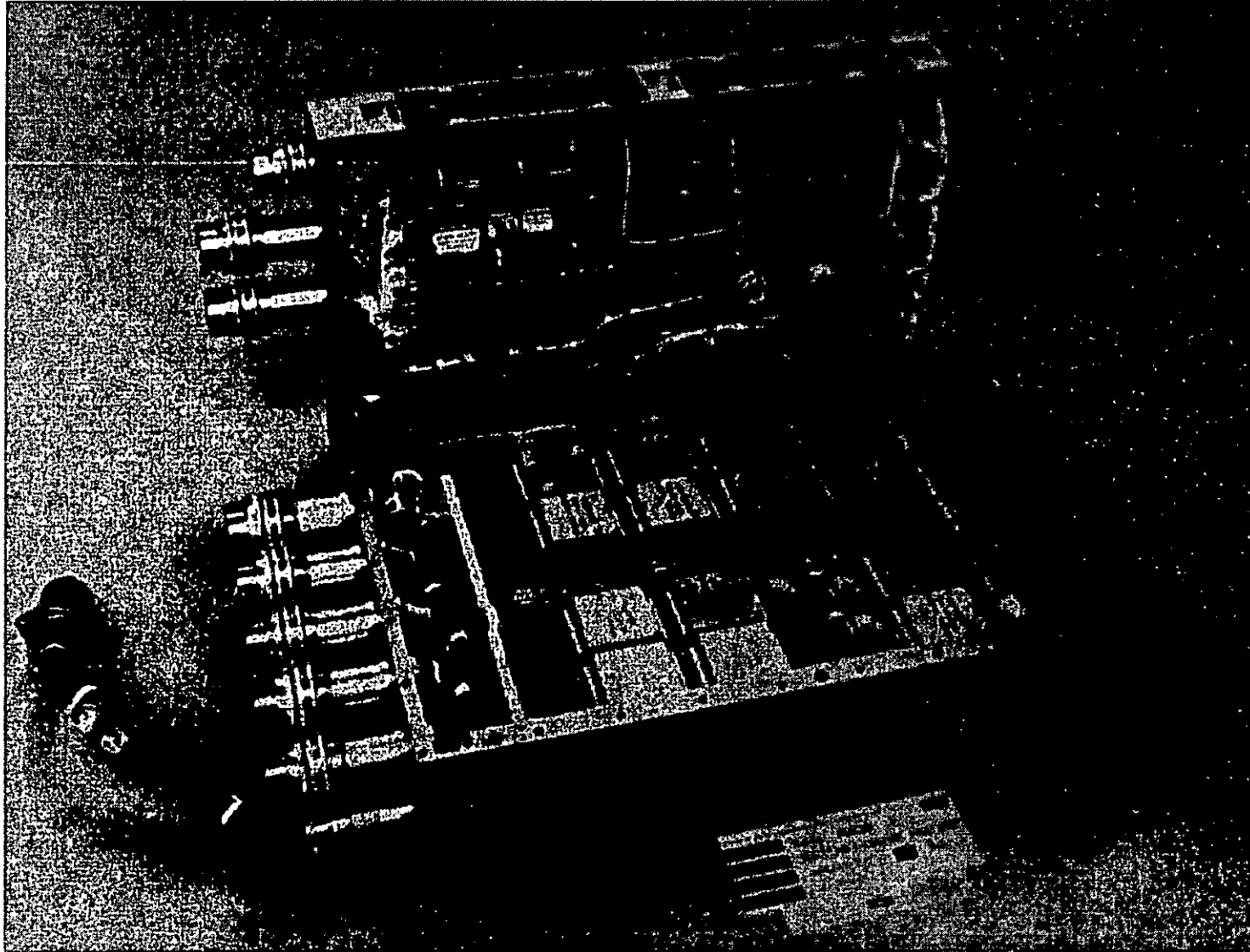
# SCP Y CONTROL DE ORIENTACION





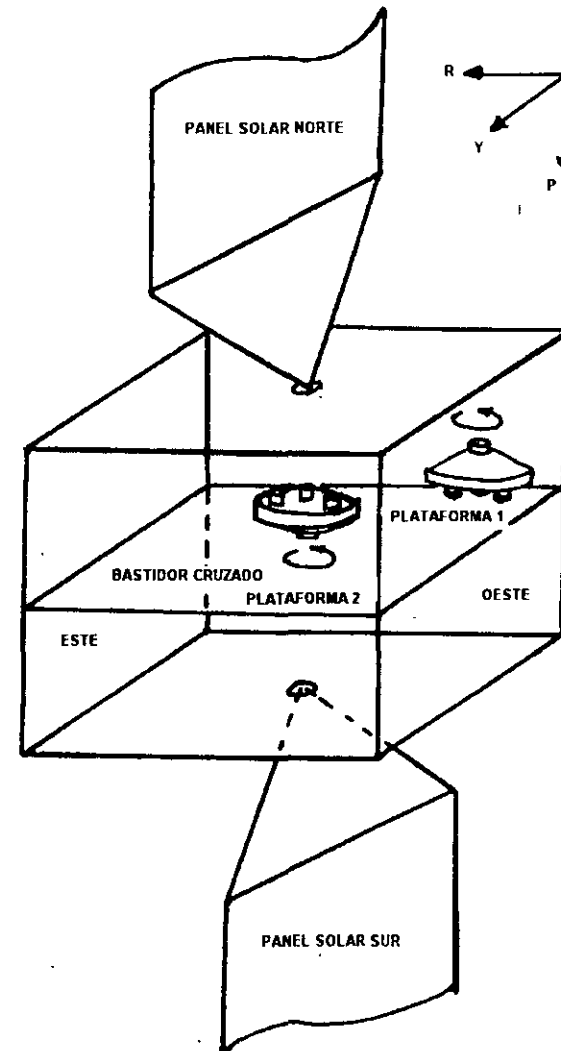
SATMEX

# PROCESADOR DE CONTROL DEL SATELITE



# PLATAFORMA

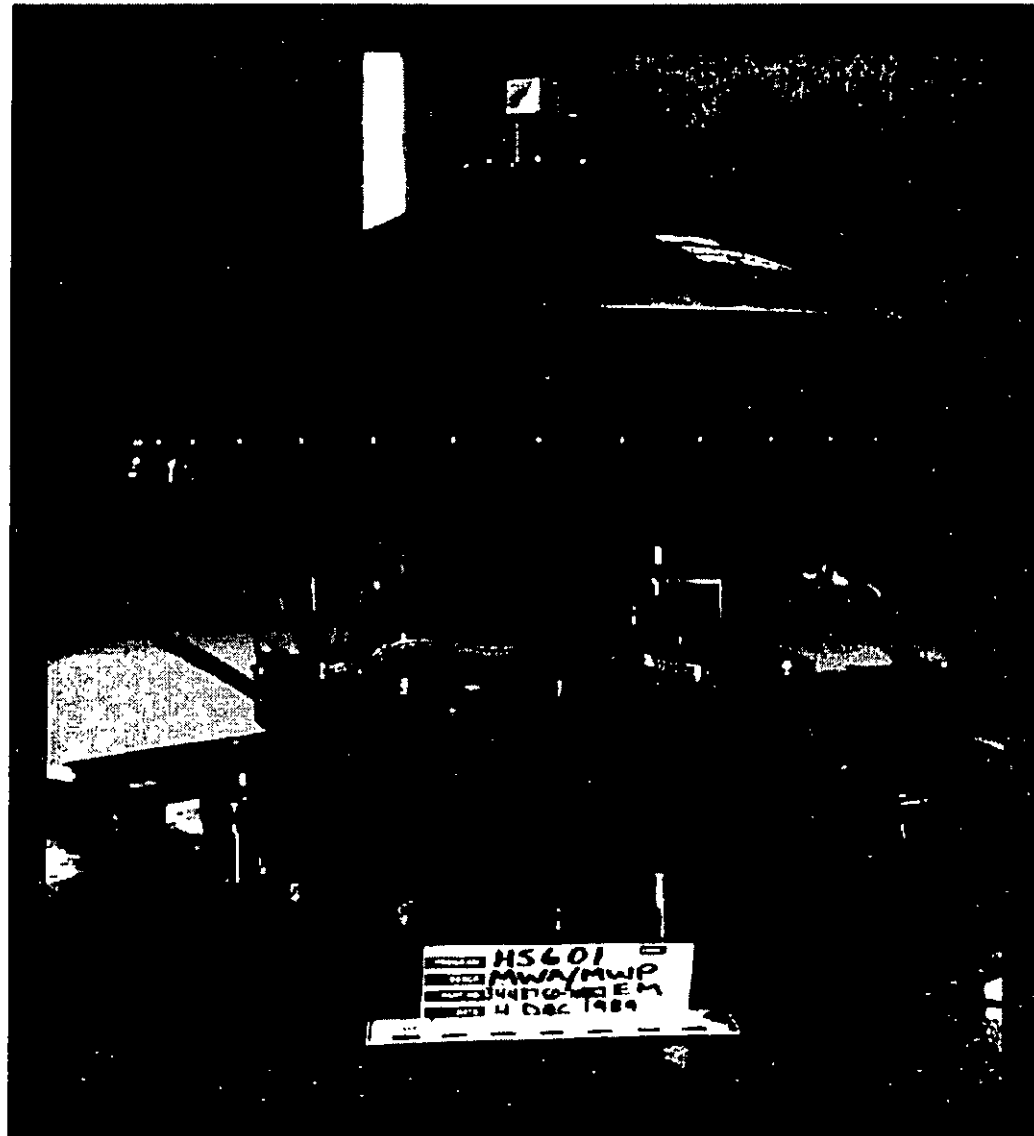
**POSICIÓN DE LOS  
ARREGLOS  
PLATAFORMA - RUEDA  
DE MOMENTOS  
DENTRO DEL SATÉLITE**





SATMEX

# ENSAMBLE DE LA RUEDA DE LA MOMENTOS

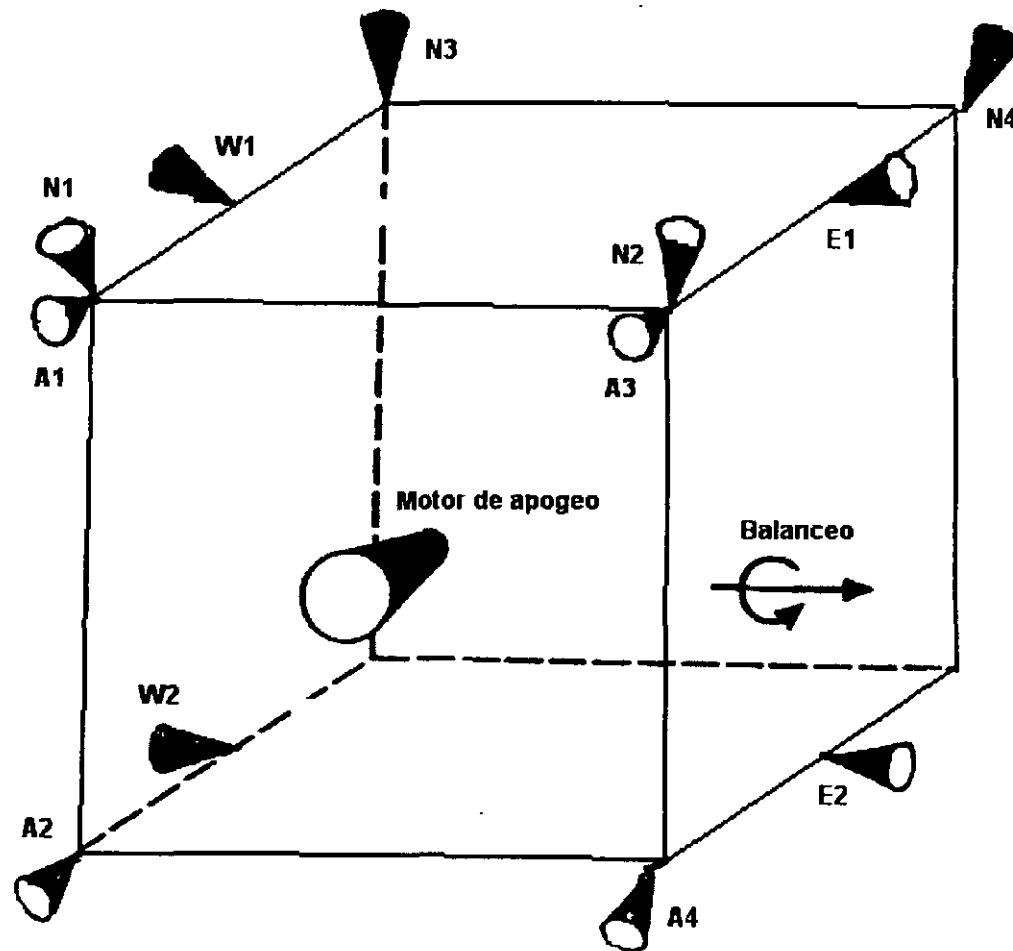


54

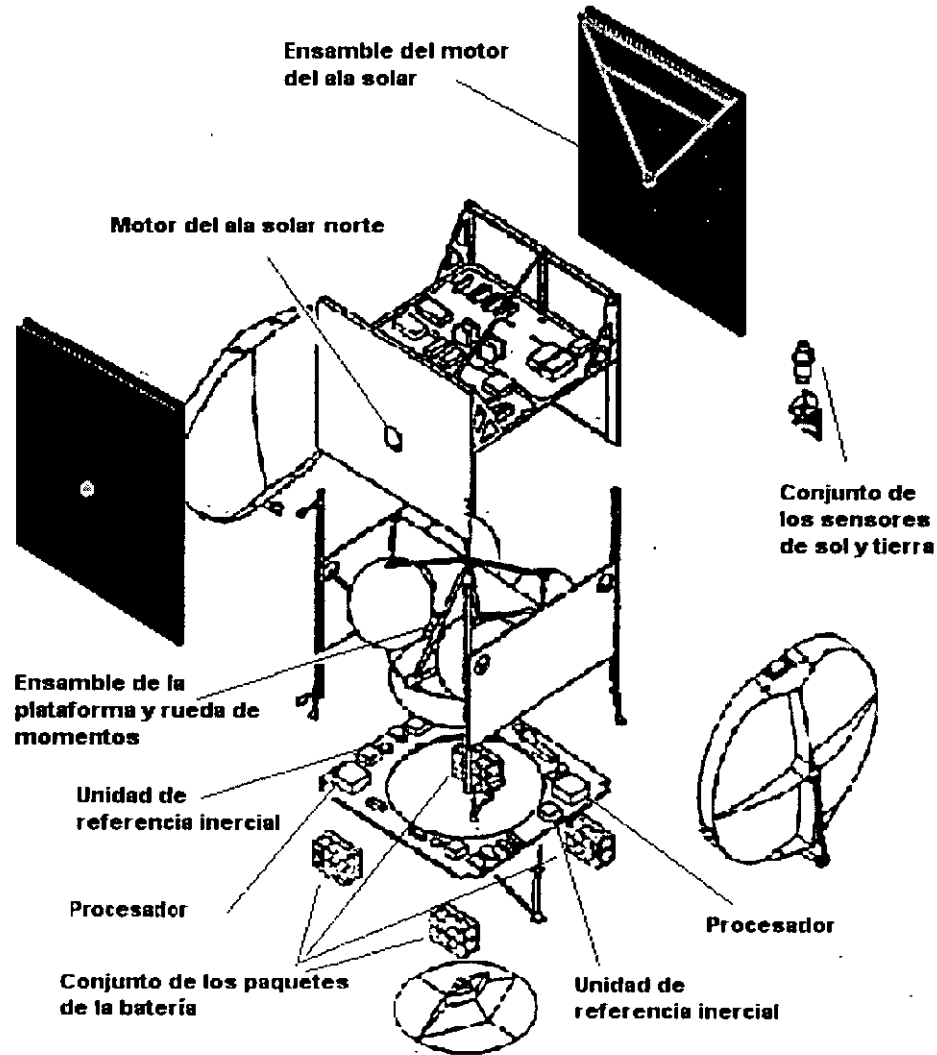
Propiedad SATMEX

# IMPULSORES

Ubicación de los 12 impulsores de 22N y el motor de apogeo de 490N



## Componentes del sistema de orientación y de potencia

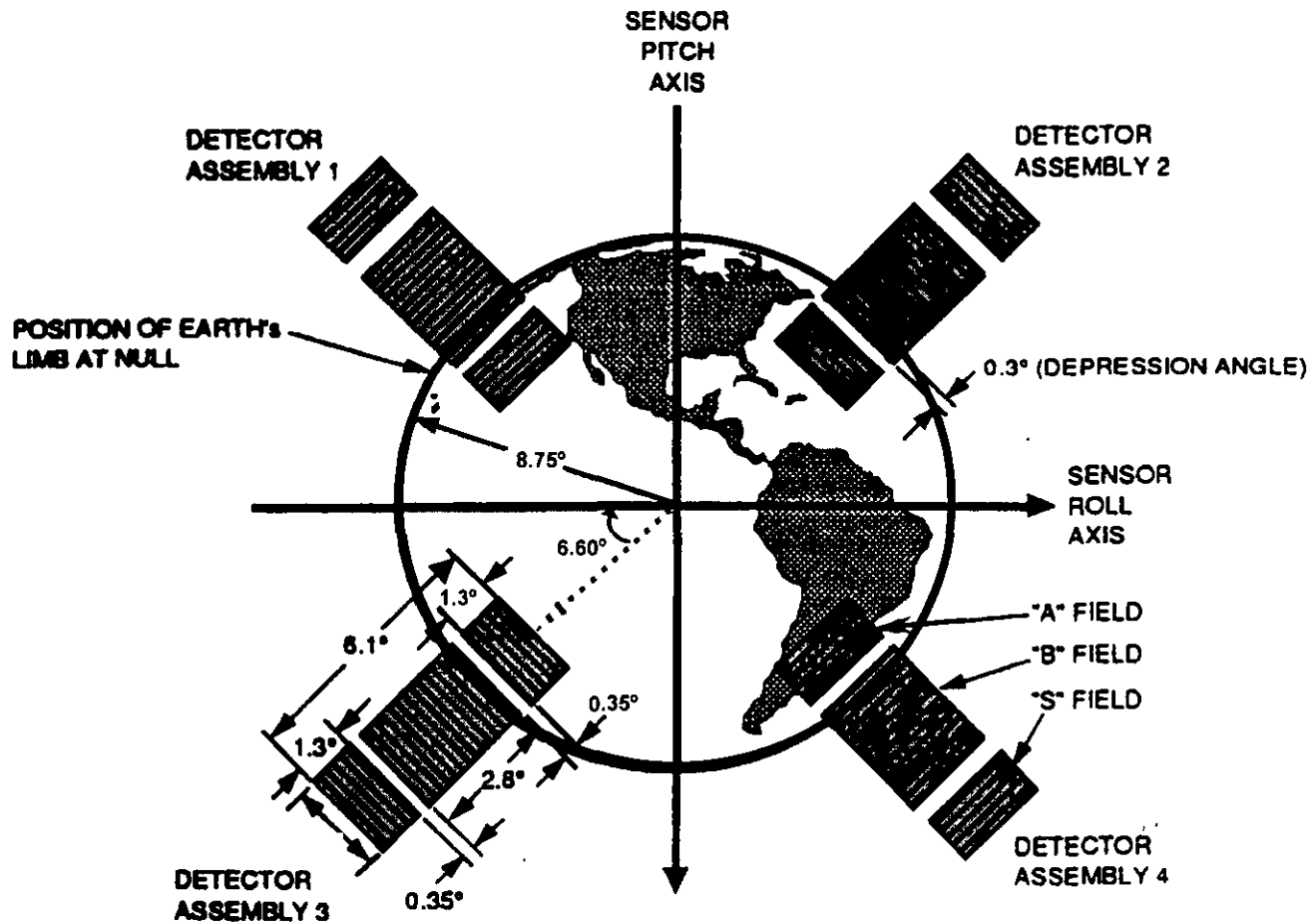






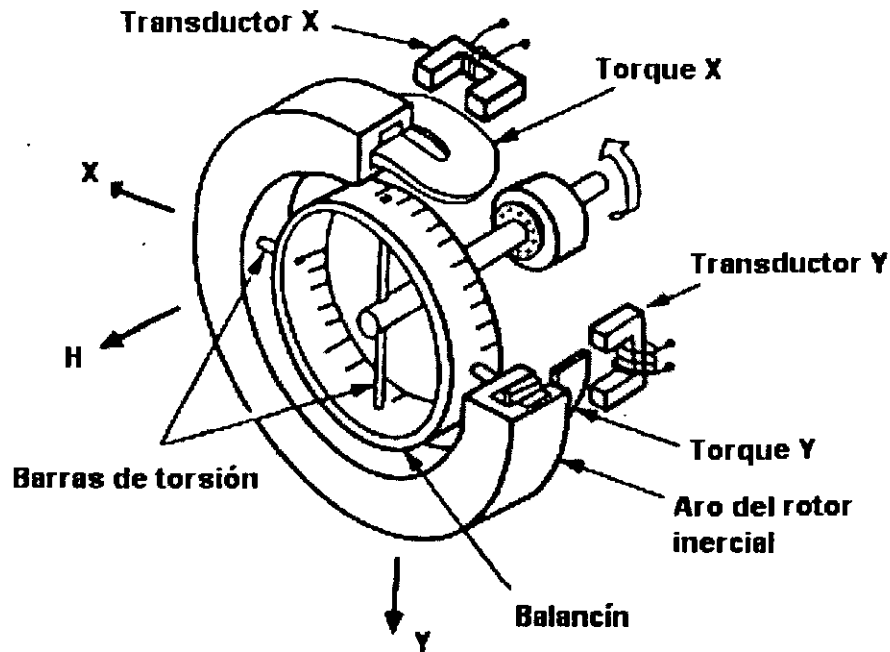
SATMEX

# CAMPOS DE VISTA DEL SENSOR DE TIERRA

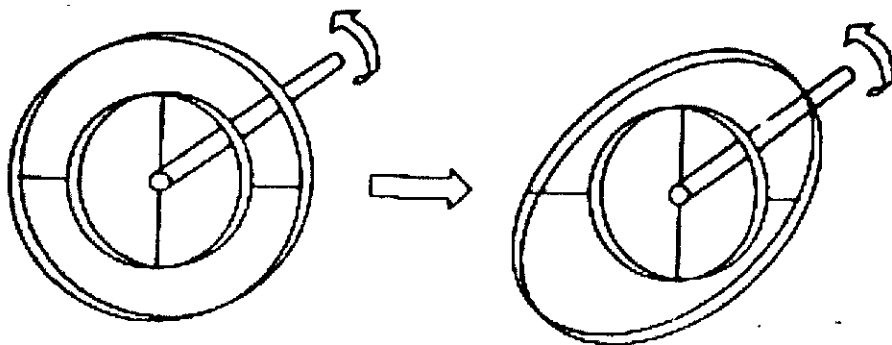


## CONFIGURACION DE DETECTORES DEL ESA

# GIRÓSCOPO DEL SATÉLITE



## MOVIMIENTO DEL GIRÓSCOPO





# LPS Sistema de Propulsión Líquida

## Objetivos:

- Llevar al satélite hasta su posición orbital definitiva, una vez que ha sido liberado por el lanzador (Órbita de Transferencia). Sus operaciones son:

a) Control de orientación

b) Control de giro y nutación

c) Maniobras de apogeo

d) Maniobras de reorientación.

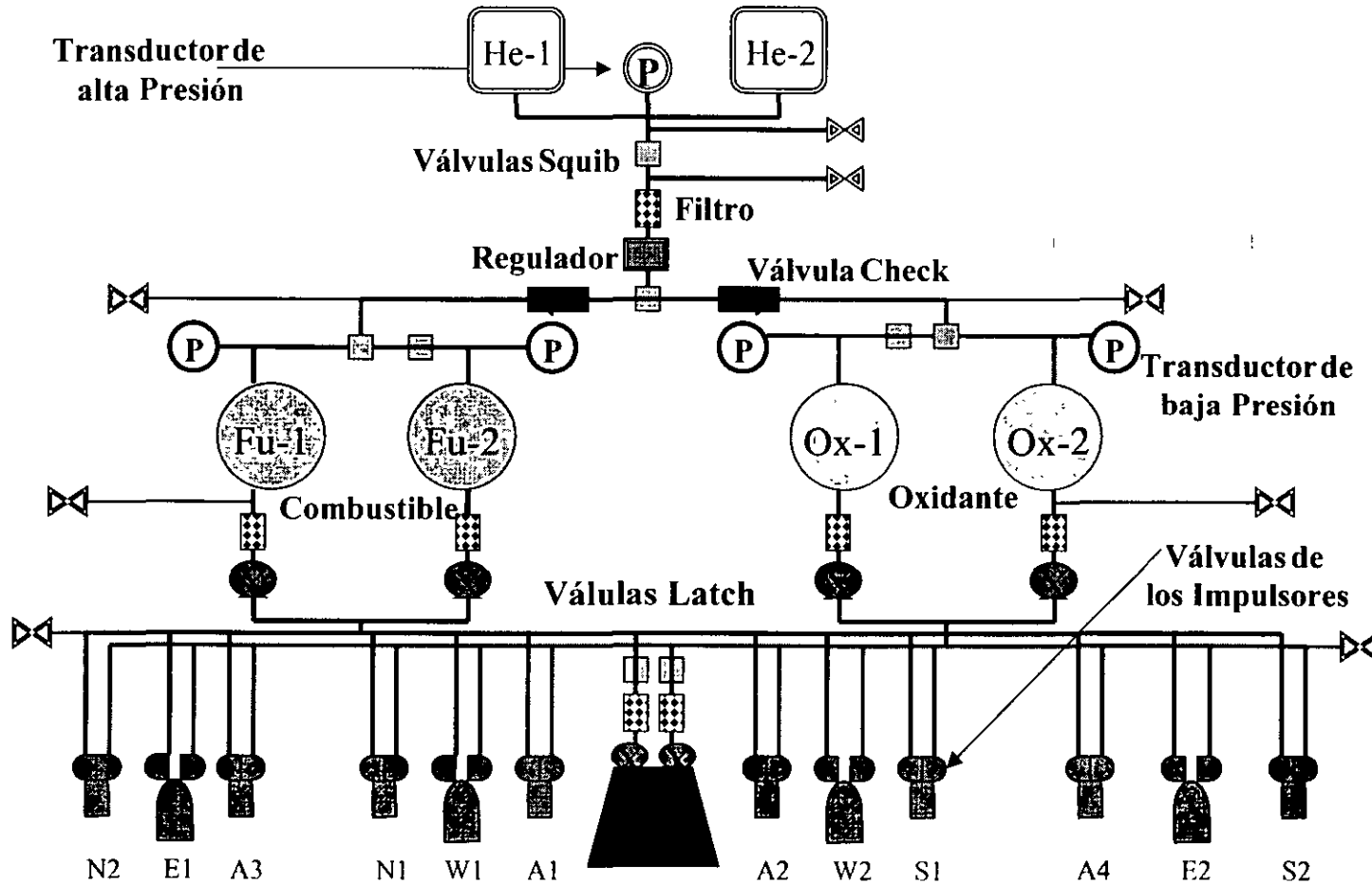
- Control de orientación durante la fase de despliegues.
- Lograr las adquisiciones de Tierra y Sol IOT
- Corregir la Deriva y Excentricidad de la órbita del satélite.
- Control de la orientación del satélite.
- “Momentum Dumping”.
- Cambio de posición orbital y Deorbitación.



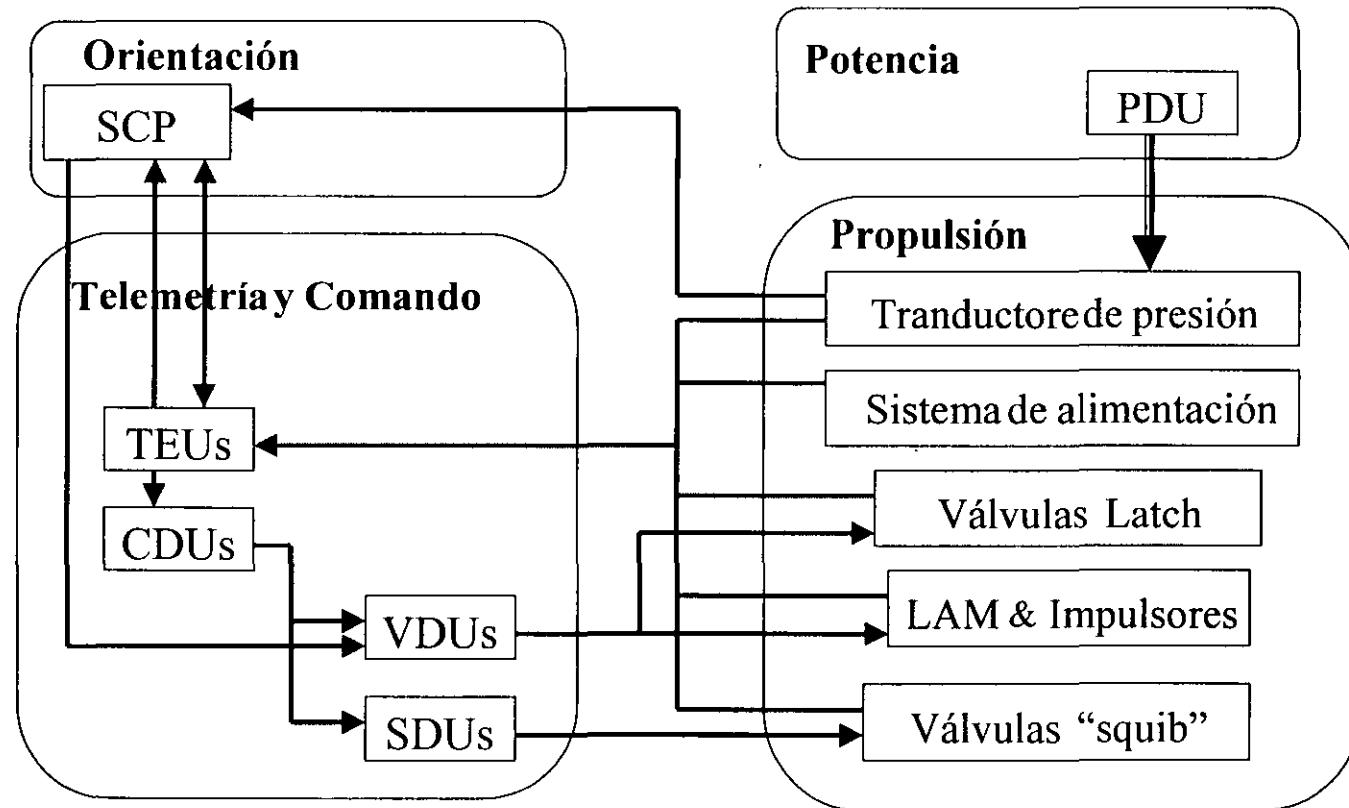
## LPS Componentes Principales

- Sistema de alimentación del bipropelante hipergólico
- Motor de Apogeo
- 4 Impulsores de 22N (para las maniobras E/W)
- 8 impulsores de 10N (4 axiales, 2 norte, 2 sur)

# LPS Diagrama Esquemático



# LPS Interfase con otros subsistemas

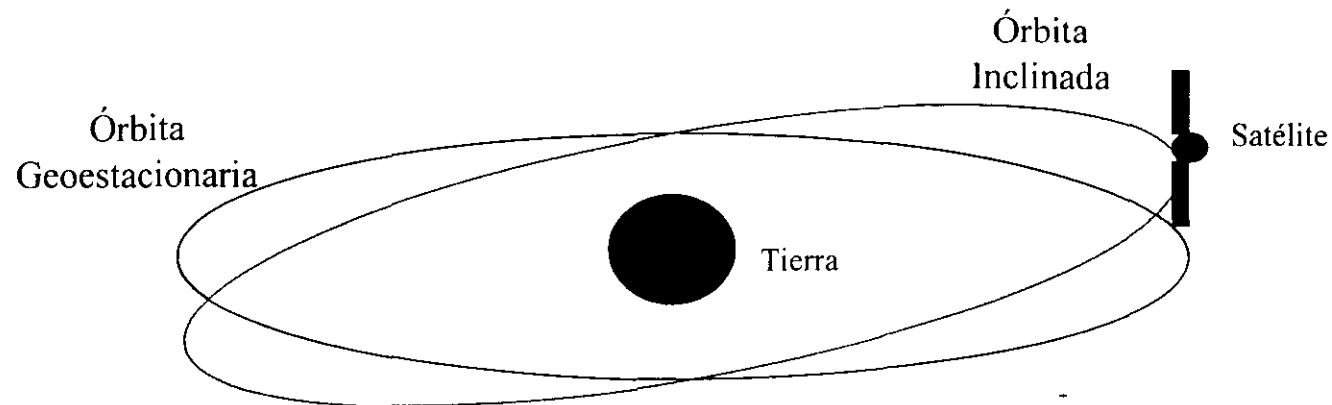




# XIPS Xenon Ion Propulsion Subsystem

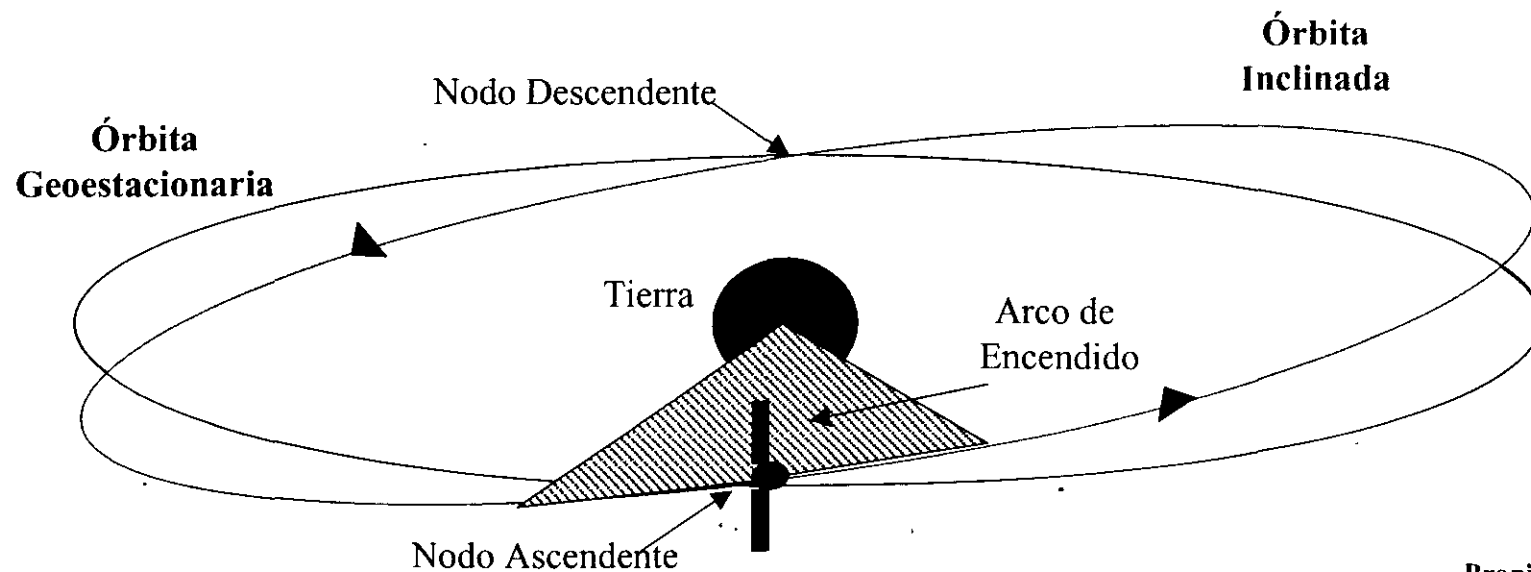
## Objetivo:

1. Corregir la inclinación de la órbita del satélite mediante la ejecución de maniobras Norte / Sur.
2. Es una tercera alternativa para realizar el R/Y “Momentum Dump”.



# Maniobras XIPS

Cada 14 días se ejecuta automáticamente un ciclo de maniobras XIPS (11N & 11S), el cual fue previamente cargado en la memoria del SCP. Cada maniobra puede durar entre 3 y 7 horas, y se ejecutan alrededor de los nodos de la órbita.







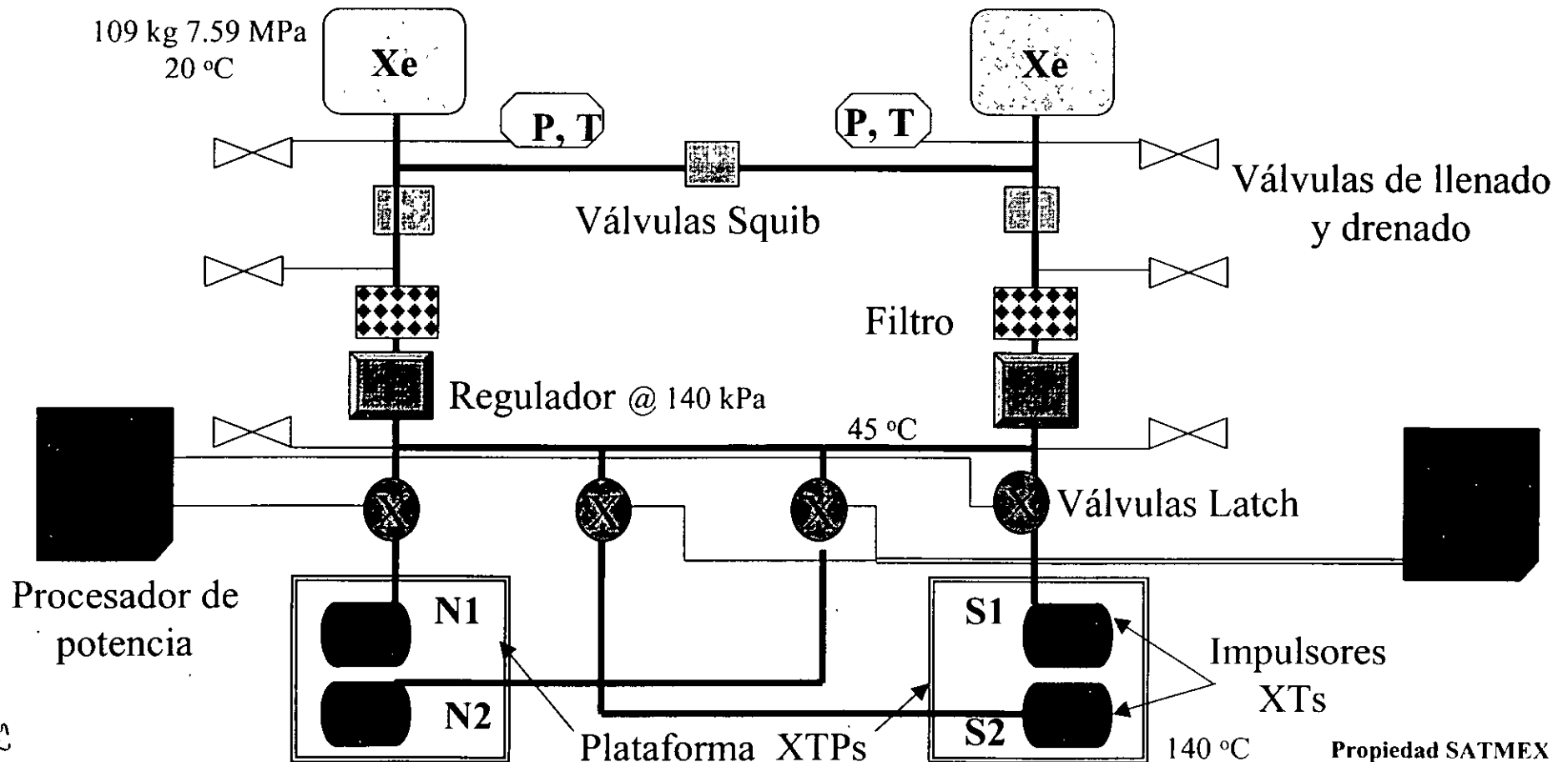
# XIPS Xenon Ion Propulsion Subsystem

---

- Red de alimentación de Xenón
- Procesador de potencia (PPU)
- Plataforma de los impulsores XIPS
- Impulsores XIPS

# Principales Componentes XIPS

La **Red de alimentación** tiene como objetivo llevar el Xenón hasta los impulsores en condiciones óptimas para su uso (Pres, Temp y pureza).





## Principales Componentes XIPS

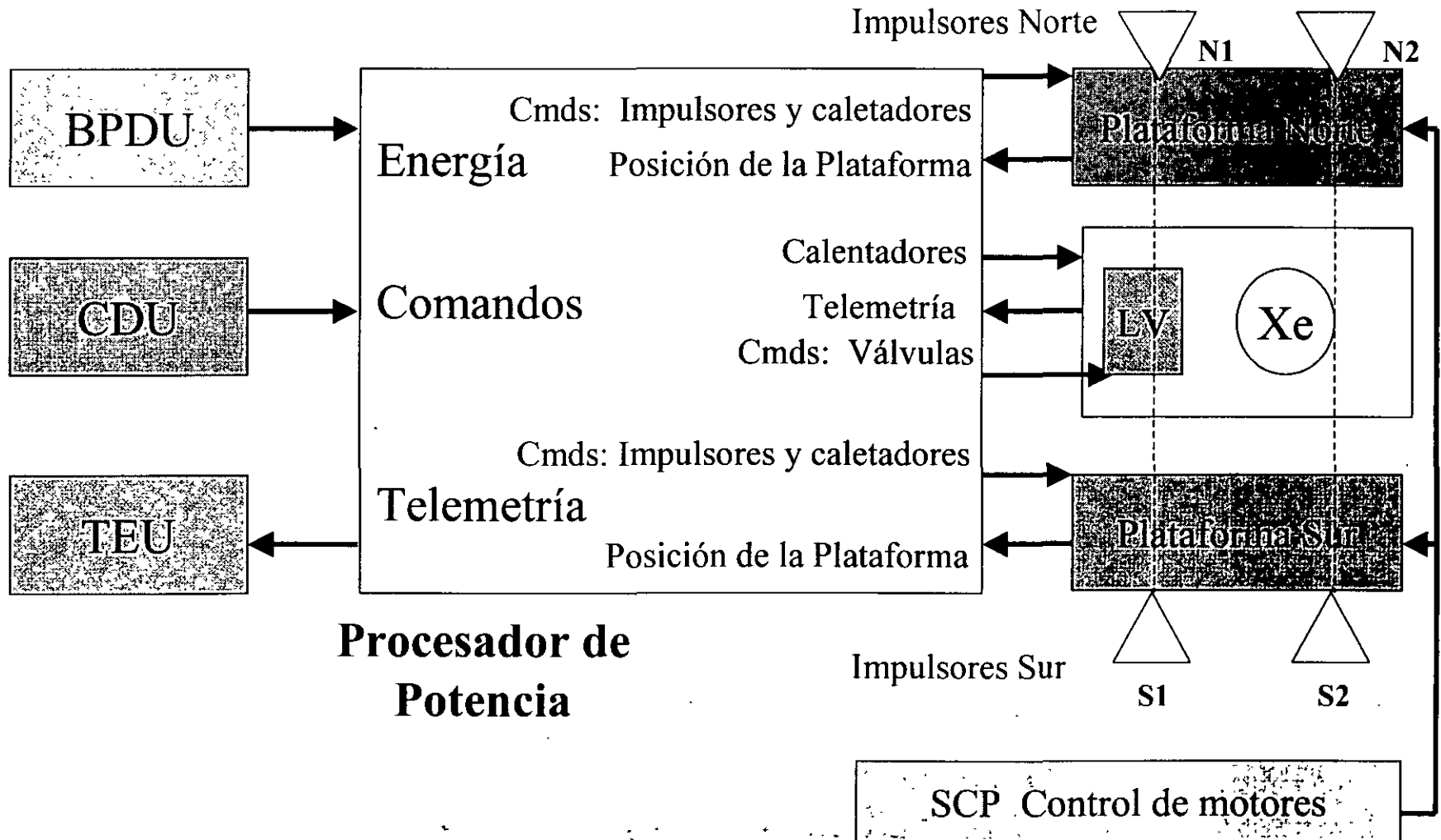
El **Procesador de Potencia (PPU)** regula, proporciona y verifica la energía necesaria para lograr una correcta ejecución de las maniobras XIPS. Además, en coordinación con el SCP, realiza las secuencias de encendido, operación y apagado de las unidades XIPS.

Detiene automáticamente la ejecución de una maniobra XIPS cuando detecta alguna anomalía durante su ejecución. Falla eléctrica o de orientación.

Permite comandar a sus unidades desde la Estación de Control con el fin de lograr la configuración deseada antes de continuar con la ejecución de dichas maniobras.

Proporciona la telemetría necesaria para el monitoreo de las maniobras

# XIPS PPU





## Principales Componentes XIPS

---

La **Plataforma (XTP)** es la unidad que, durante la ejecución de las maniobras XIPS y bajo el control del SCP en línea, dirige al impulsor correspondiente (y con ello, al Vector-Impulso) hacia el centro de masa del satélite para lograr una eficiencia máxima.



## Principales Componentes XIPS

Los **Impulsores (XT)** son los elementos que en combinación con un campo magnético y un campo eléctrico producen el impulso necesario.  
X-Imp = 17.7 mN vs L-Imp = 22 N



## Operaciones XIPS

- **Rng:** Determinación de la órbita y evaluación de la operación XIPS
- Planeación del próximo ciclo de maniobras XIPS
- Carga del archivo de maniobras y configuración (S/C & Gnd) para su ejecución y monitoreo.
- Se habilita el algoritmo de operaciones y se ejecutan automáticamente las maniobras. Al término del ciclo, se deshabilita el algoritmo de operaciones.
- Se determina la nueva órbita, se planea y se ejecuta la maniobra de D/E (bipropelante). Se repite el ciclo nuevamente.
- Desde la Estación de Control se cuenta con la capacidad de:  
1) abortar una maniobra en proceso de ejecución, 2) cambiar la hora de inicio o fin de una maniobra u 3) omitir la ejecución de alguna de las maniobras del ciclo.



# Subsistema de Control Térmico

## Medio Ambiente Agresivo

- Vacío (Gasificación de materiales)
- Calor (hasta 180 °C)
- Frío (hasta -270 °C)
- Partículas subatómicas emitidas por el sol
- Partículas desprendidas de cometas
- Contaminación de Propelente



# Subsistema de Control Térmico

---

El control térmico es requerido para mantener a los equipos y la estructura del satélite dentro de rangos de temperatura específicos.

Las deformaciones estructurales deben ser minimizadas para asegurar el correcto comportamiento del control de la orientación y de los subsistemas de antenas.

Los rangos aceptables de temperatura varían ampliamente de un equipo a otro dentro del satélite. Por ejemplo:

Baterías	0 a 20
Celdas Solares	-100 a 50
Equipo Electrónico	-10 a 60
Tanques de Propelente	10 a 50
Sensores de infrarrojo	-20 a 45

# Subsistema de Control Térmico

---

La temperatura media de un satélite es el resultado del balance térmico entre la energía recibida por radiación más la energía disipada internamente del satélite, menos la energía radiada del satélite hacia el espacio.

Debido al vacío no existe el intercambio térmico por convección.

Las tres fuentes de radiación a las que un satélite está sujeto son el Sol, la Tierra y el albedo de la Tierra, cada una con diferentes características las cuales son absorbidas de diferente manera por las cubiertas del satélite.

El control térmico puede ser activo o pasivo, este último es preferido por razones de simplicidad, bajo costo y confiabilidad.

## Control Térmico Pasivo

Este esta basado en la absortancia  $\alpha$  y en la emitancia  $\epsilon$  del terminado de la superficie. Los parámetros  $\alpha$  y  $\epsilon$  toman valores entre 0 y 1, y la relación  $\alpha/\epsilon$  es de primera importancia en la determinación de la temperatura media de la superficie cuando esta expuesta al Sol.

Los principales terminados de superficie son:

1) Pintura blanca ( $\alpha \sim 0.17$ ;  $\epsilon \sim 0.9$ ) Absorbe la radiación infrarroja (flujo terrestre) y refleja el flujo solar. La pintura blanca es fría en el Sol (-150 a 50 °C) ya que la relación  $\alpha/\epsilon$  es pequeña.

## Subsistema de Control Térmico

---

- 2) Pintura de aluminio ( $\alpha \sim 0.25$ ;  $\varepsilon \sim 0.25$ ) La temperatura de equilibrio cuando esta expuesta al Sol es alrededor de  $0^\circ\text{C}$ .  
Por otro lado, como su emitancia es menor que la de la pintura negra, la pintura de aluminio es más cálida en la oscuridad que la pintura negra
- 3) Pintura negra ( $\alpha \sim 0.97$ ;  $\varepsilon \sim 0.89$ ) Cuando esta expuesta al Sol su temperatura es arriba de los  $0^\circ\text{C}$ .
- 4) Superficie metálica pulida (color oro:  $\alpha \sim 0.25$ ;  $\varepsilon \sim 0.04$ )  
Absorbe la parte visible del espectro solar, pero refleja la radiación infrarroja. Estas coberturas son calientes al estar expuestas al Sol ( $50$  a  $150^\circ\text{C}$ ) ya que la relación  $\alpha/\varepsilon$  es alta.

## Subsistema de Control Térmico

---

Debido a que la carga útil del satélite necesita disipar calor, se emplean para este fin radiadores con terminados que mantienen una muy baja  $\alpha/\epsilon$  ( $\alpha \sim 0.08$ ;  $\epsilon \sim 0.75$ ) y consisten de espejos de silicio fundido con fondo de plata, llamados reflectores solares ópticos. Estos están localizados en las caras norte y sur del satélite radiando efectivamente el calor hacia el espacio, ya que estas caras son las menos afectadas por las variaciones diarias de la incidencia solar.

El calor interno del satélite es generado principalmente por los amplificadores a través de su pequeña superficie de montaje, por lo que se requiere un distribuidor del calor hacia toda la superficie del radiador.

# Subsistema de Control Térmico

---

La mayoría de los sistemas de control térmico pasivos dependen de cubiertas multicapa de super aislamiento compuestas por capas alternadas de Mylar delgado y películas de Kapton cubiertas con aluminio depositado al vacío, lo cual asegura un alto aislamiento entre las partes internas del satélite y el espacio.

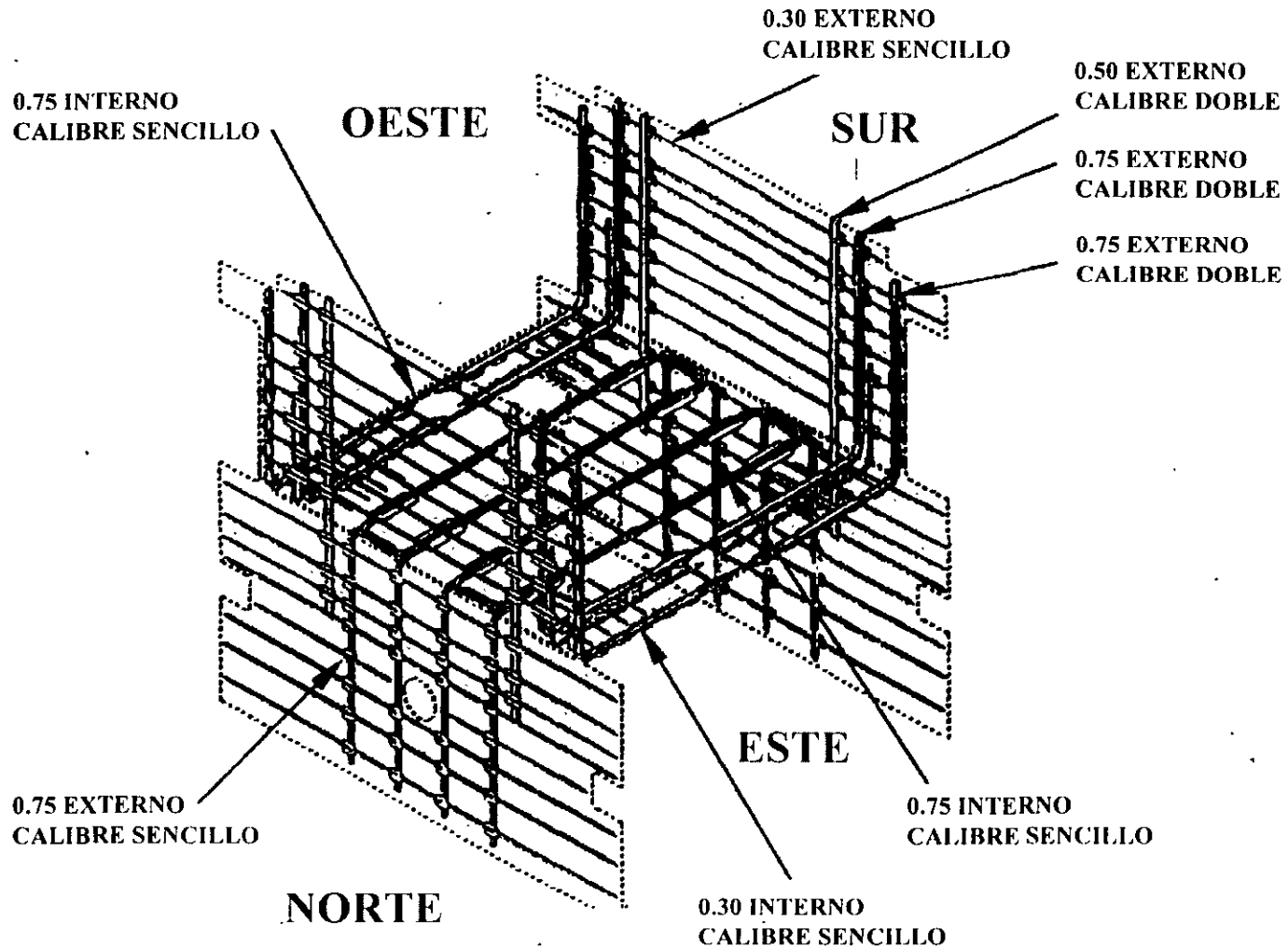
# Subsistema de Control Térmico

## Control Térmico Activo

Es usado como complemento a los medios pasivos y comprende:

- 1) Tubos de calor. Aseguran una transferencia adiabática del calor desde las fuentes de calor hacia los radiadores mediante sucesivas evaporaciones y condensaciones de un fluido en los dos extremos del tubo. Estos dispositivos aseguran una alta capacidad para transferir calor con pequeñas diferencias de temperatura debido a los altos valores de calor latente de los fluidos usados.
- 2) Aletas disipadoras. Dispositivos diseñados para exponer áreas calientes hacia áreas más frías.
- 3) Calentadores Eléctricos. Activados ya sea por termostatos o por telecomandos.

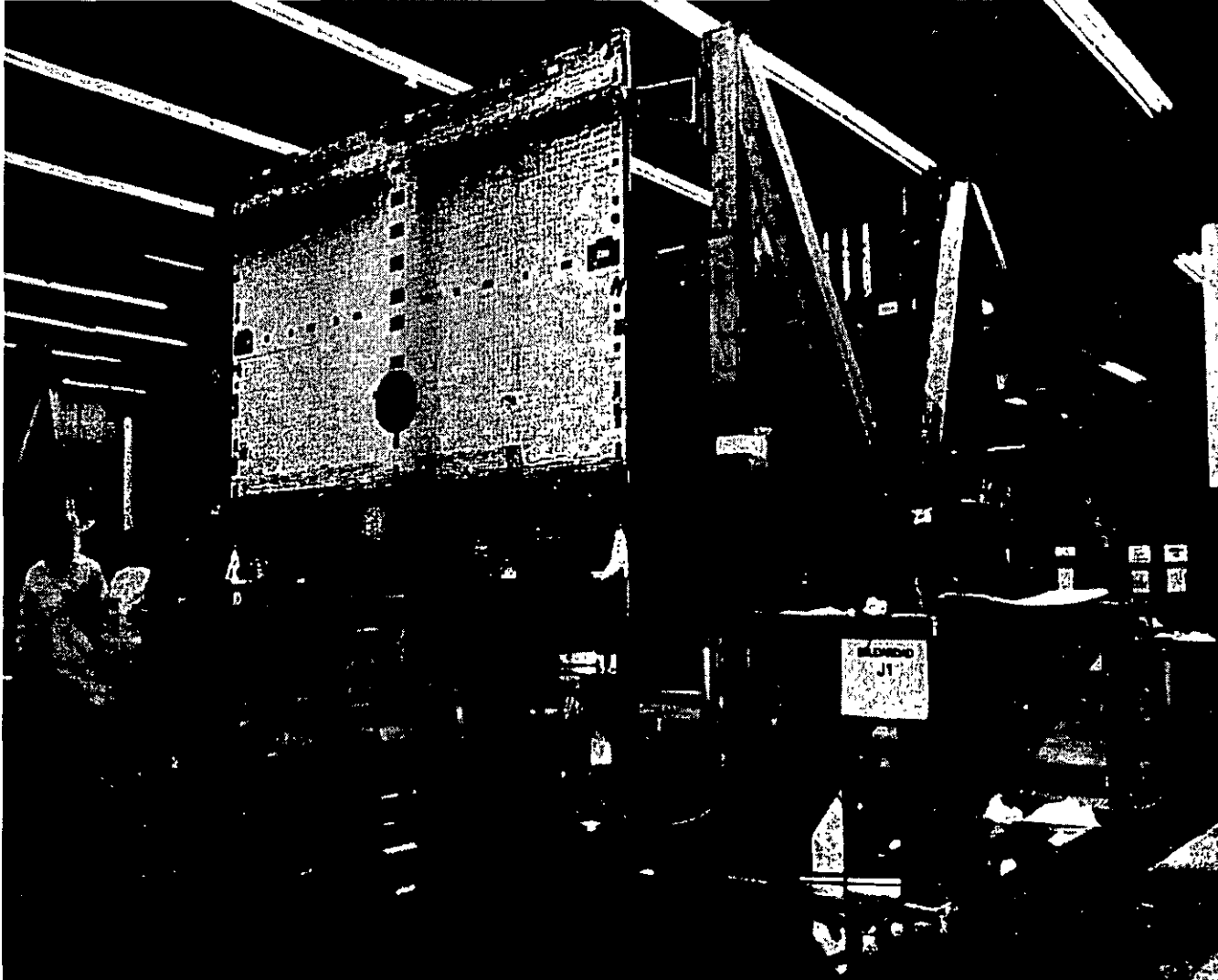
# Subsistema de Control Térmico





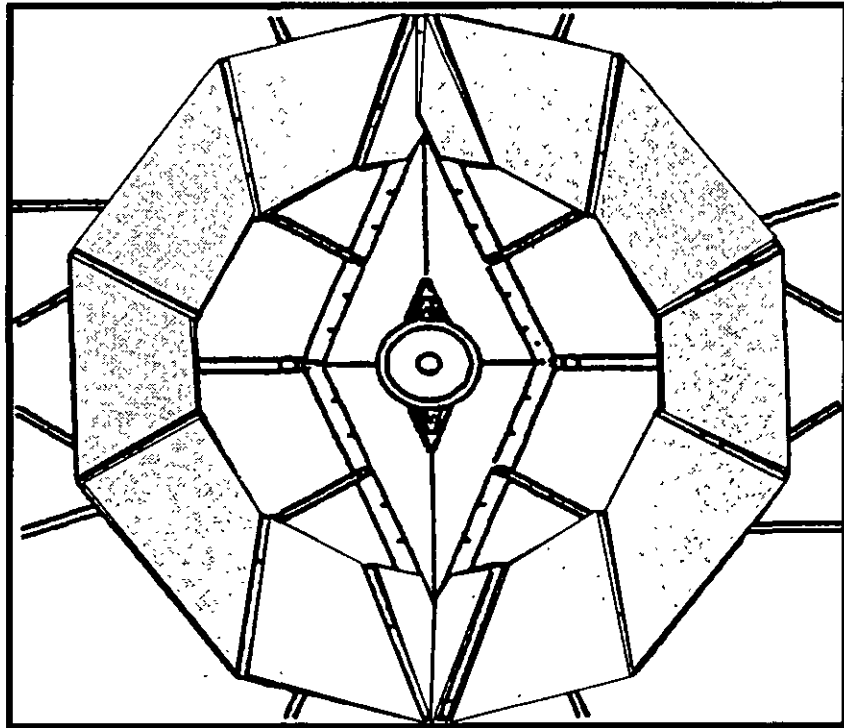
# Subsistema de Control Térmico

## RADIADOR DE CUARZO

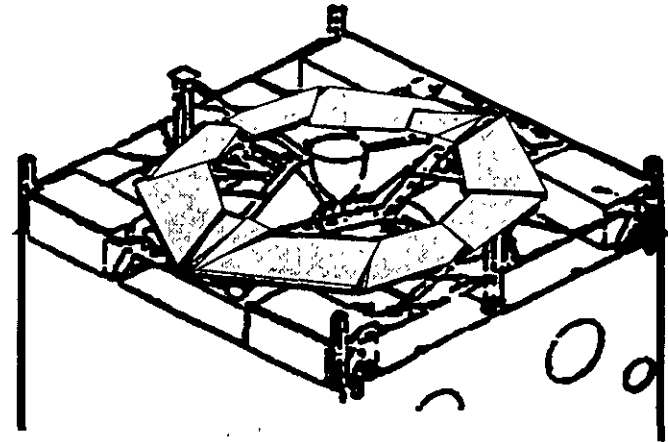


## SABANA DESPLEGABLE DEL PANEL AFT

North (-Y)  
270°



0°  
East  
(+X)



### REQUERIMIENTOS TERMICOS

- MINIMIZA PERDIDAS DE CALOR HACIA EL ESPACIO
- MINIMIZA LA ENTRADA DE CALOR SOLAR
- MINIMIZA LA ENTRADA DEL CALOR POR ENCENDIDO DE IMPULSORES
- PROPORCIONA BARRERAS DE RADIACION



**FACULTAD DE INGENIERÍA UNAM  
DIVISIÓN DE EDUCACIÓN CONTINUA**

**"Tres décadas de orgullosa excelencia" 1971 - 2001**

## **CURSOS ABIERTOS**

# **DIPLOMADO INTERNACIONAL EN TELECOMUNICACIONES**

## **MODULO II: TELECOMUNICACIONES VÍA SATELITE**

**TEMA**

**LANZAMIENTO, MISIÓN Y OPERACIONES ORBITALES**

**EXPOSITOR: ING. ALFONSO RODRIGUEZ  
PALACIO DE MINERIA  
MAYO 2001**

# Lanzamiento, misión y operaciones orbitales



**ALFONSO RODRIGUEZ**

**Mayo 28, 2001**

# Contenido

**Que es una órbita?**

**Sistema de coordenadas**

**Como se define una órbita?**

**Como se coloca un satélite en órbita?**

**Tipo de órbitas**

**Que es un vehículo Lanzador (VL)?**

**Desempeño**

**Sitios de Lanzamiento**

**Perfil de la Misión**

**Operaciones orbitales**

**Cobertura de un satélite geoestacionario**

**Control geoestacionario**

**Partes principales de un VL**

**Instalaciones de lanzamiento**

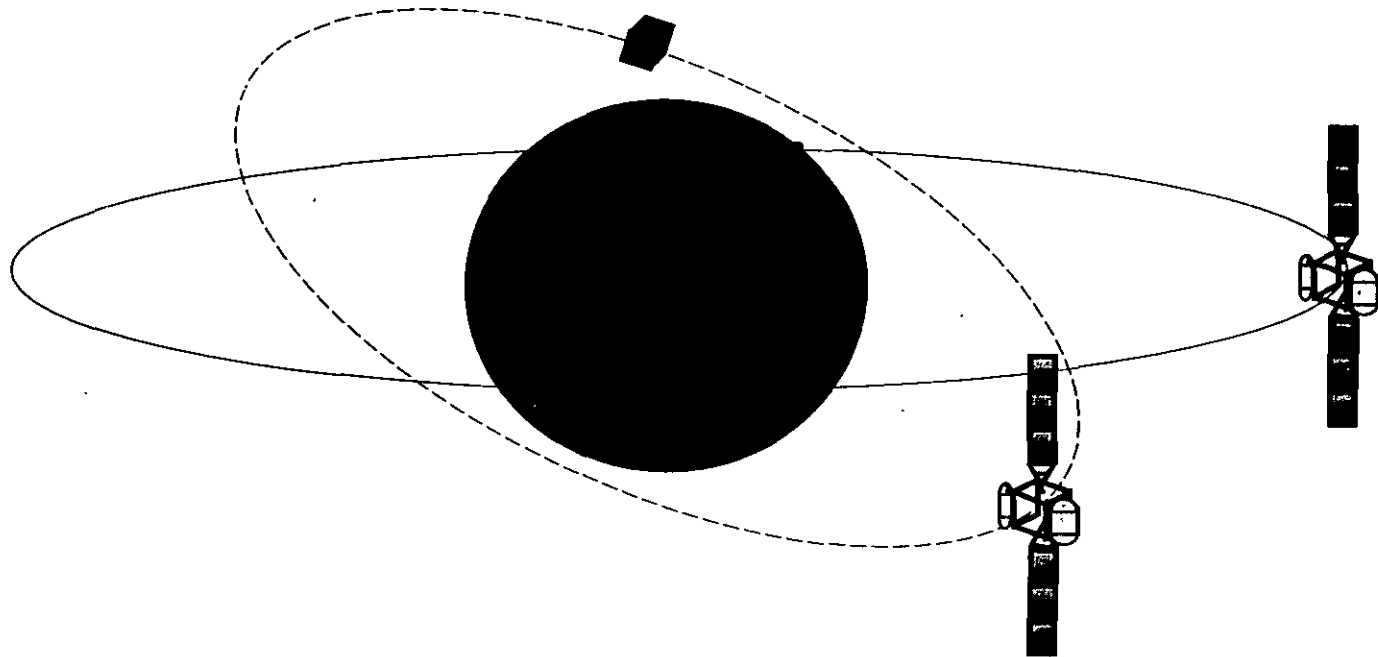
**Vehículos de Lanzamiento**

**Misión de Lanzamiento**

## ¿Que es una órbita?

**Una órbita es la trayectoria que sigue un objeto alrededor de un planeta**

**La órbita de un satélite de comunicaciones es la trayectoria que sigue alrededor de la tierra.**



## **Sistema de coordenadas**

**El primer requisito para describir una órbita es definir un marco de referencia inercial adecuado.**

**Para satélites de la tierra conviene usar un sistema ecuatorial geocéntrico.**

**Este sistema tendrá su origen en el centro de la Tierra.**

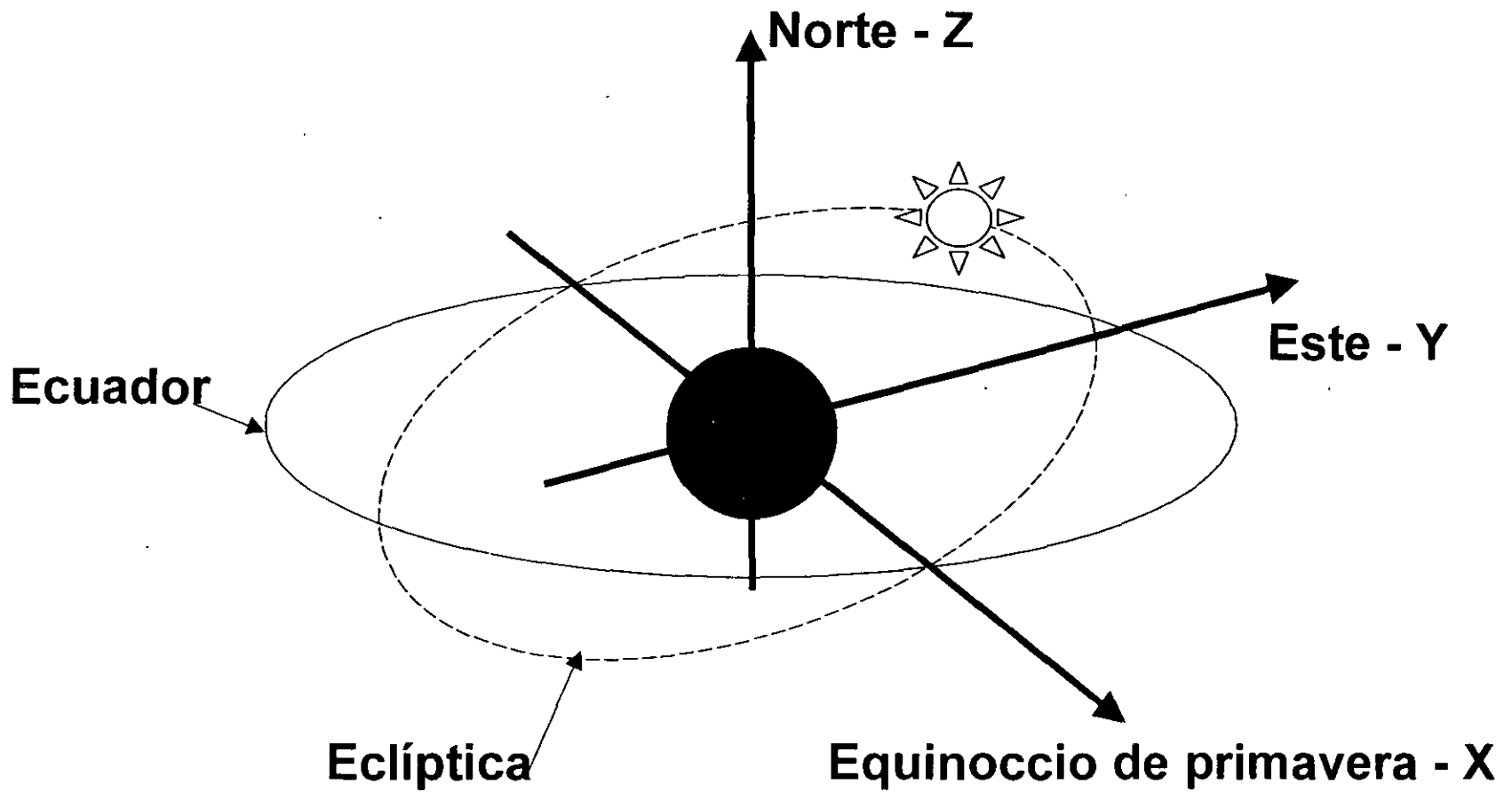
**El plano fundamental es el ecuador.**

**El eje X positivo apunta hacia la dirección del equinoccio de primavera.**

**El eje Y apunta  $90^\circ$  adelante del eje X en la dirección Este**

**El eje Z coincide con el eje polar de la Tierra.**

# Sistema de Coordenadas





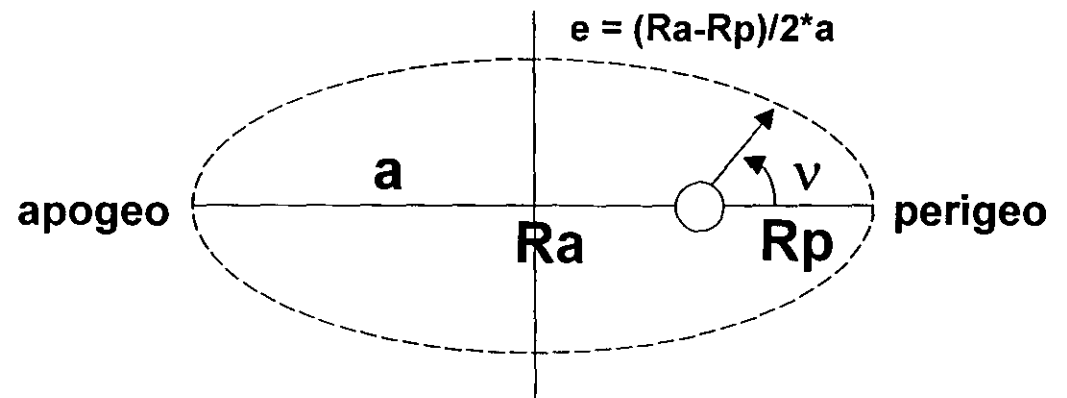
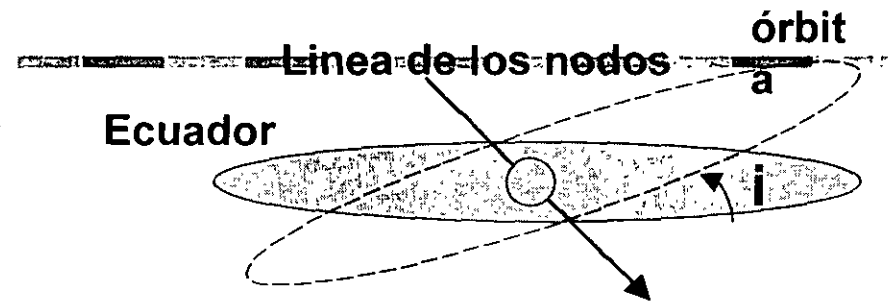
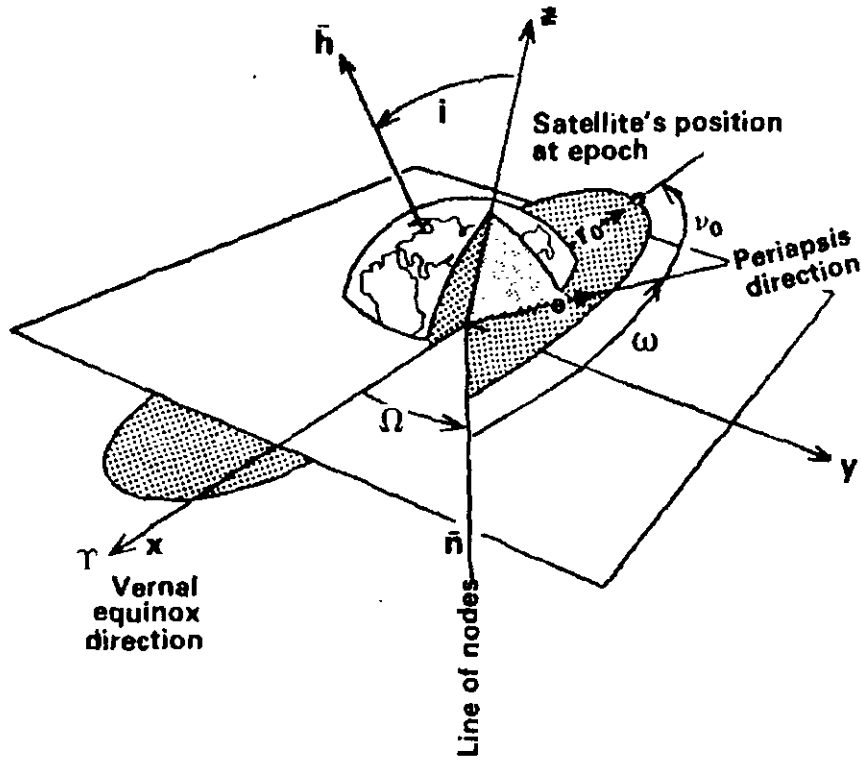
## **¿Como se puede definir o describir una órbita?**

**Con seis parámetros independientes llamados “elementos orbitales” es suficiente para describir totalmente el tamaño, forma y orientación de la órbita.**

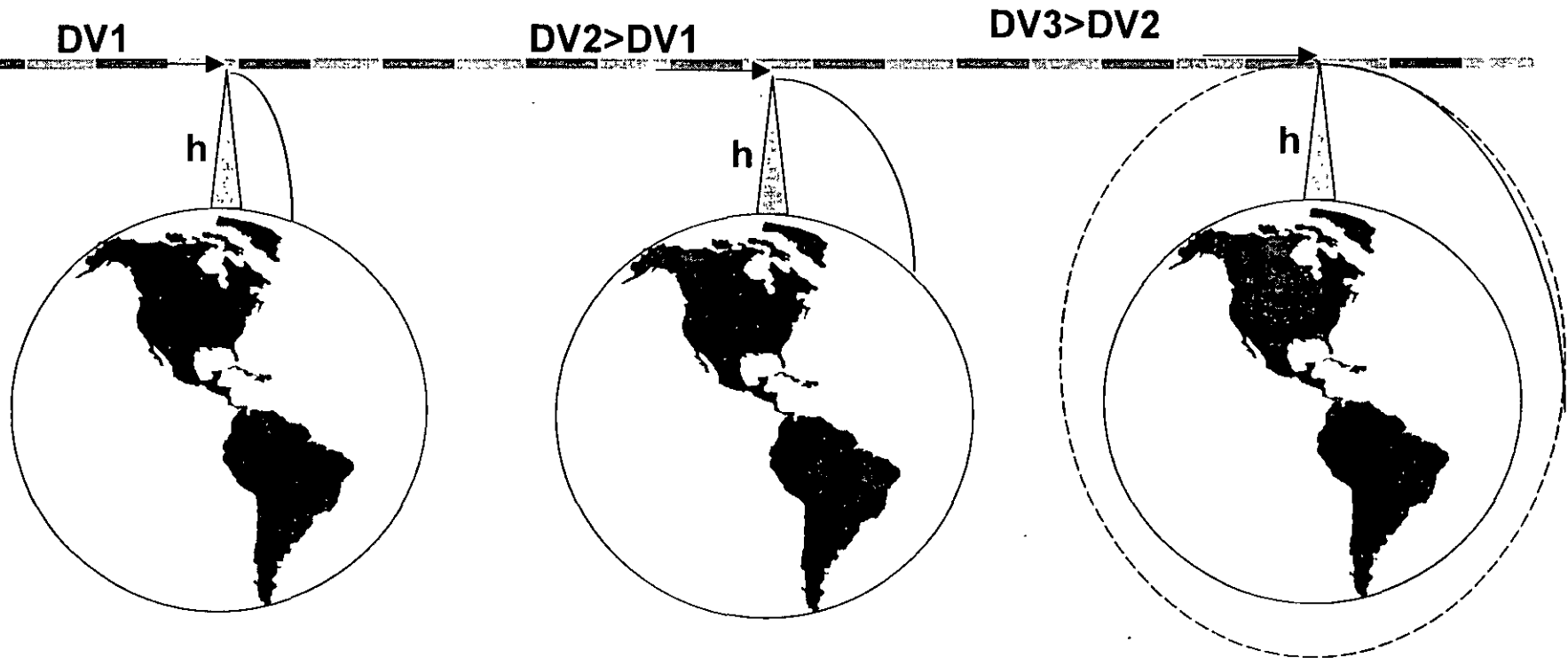
**Los seis elementos orbitales clásicos son:**

- a**      **semi eje mayor**
- e**      **excentricidad**
- i**      **inclinación**
- $\Omega$**       **longitud del nodo ascendente**
- $\omega$**       **argumento del perigeo**
- v**      **anomalía verdadera**

# ¿Como se puede definir o describir una órbita?



# ¿Como se coloca un satélite en órbita?



**El satélite se debe lanzar en dirección horizontal, a la altura y velocidad deseadas para alcanzar la órbita requerida.**

## ~~¿Como se coloca un satélite en órbita?~~

~~La ecuación para calcular la velocidad requerida para alcanzar una órbita circular es la siguiente:~~

$$V = \sqrt{\mu/r}$$

**Donde:**

**V = velocidad**

**$\mu$  = parámetro gravitacional (GM) =  $3.986005 \times 10^{14} \text{m}^3/\text{s}^2$**

**r = radio desde el centro de la Tierra =  $R_e + h$**

**(  $R_e$  = Radio de la tierra = 6378.17 Km )**

## **¿Como se coloca un satélite en órbita?**

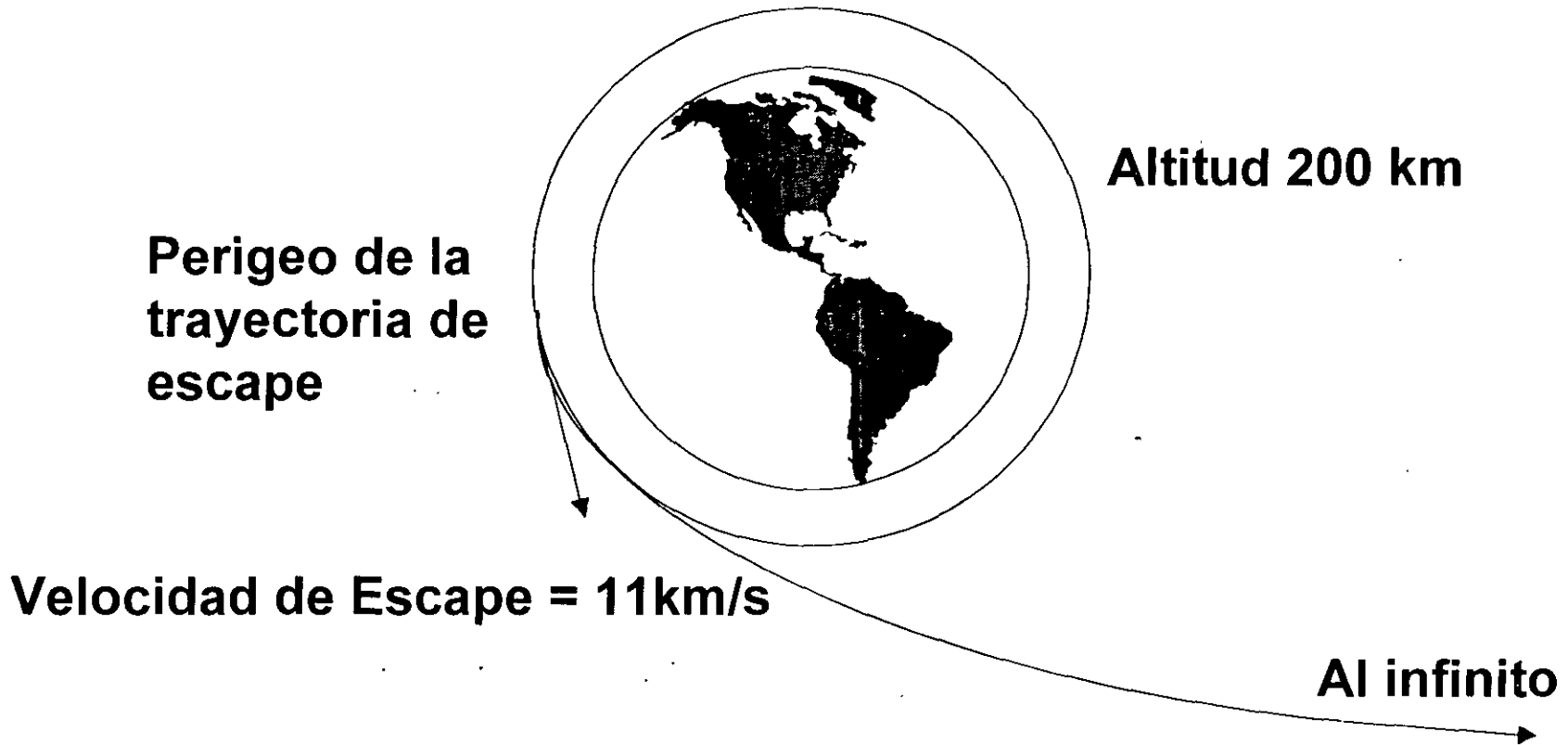
**A mayor radio de la órbita menor es la velocidad del satélite.**

**Aunque el campo gravitacional de la Tierra se extiende al infinito, su intensidad decrece rapidamente con la distancia, tal que solo se requiere una cantidad finita de energía cinética para controlar los efectos de la gravedad y permitir al objeto desplazarse a una distancia infinita sin “caer de regreso”.**

**La velocidad suficiente para lograr ésto, es llamada velocidad de escape.**

$$V_{esc} = \sqrt{2 * \mu / r}$$

# ¿Como se coloca un satélite en órbita?



## **Tipos de órbitas**

---

**Por su altitud se clasifican en:**

**LEO “Low Earth Orbit” de 300 a 1500 km**

**MEO “Medium Earth Orbit” de 10000 a 25000 km**

**GEO “Geostationary Earth Orbit” de 42164 km**

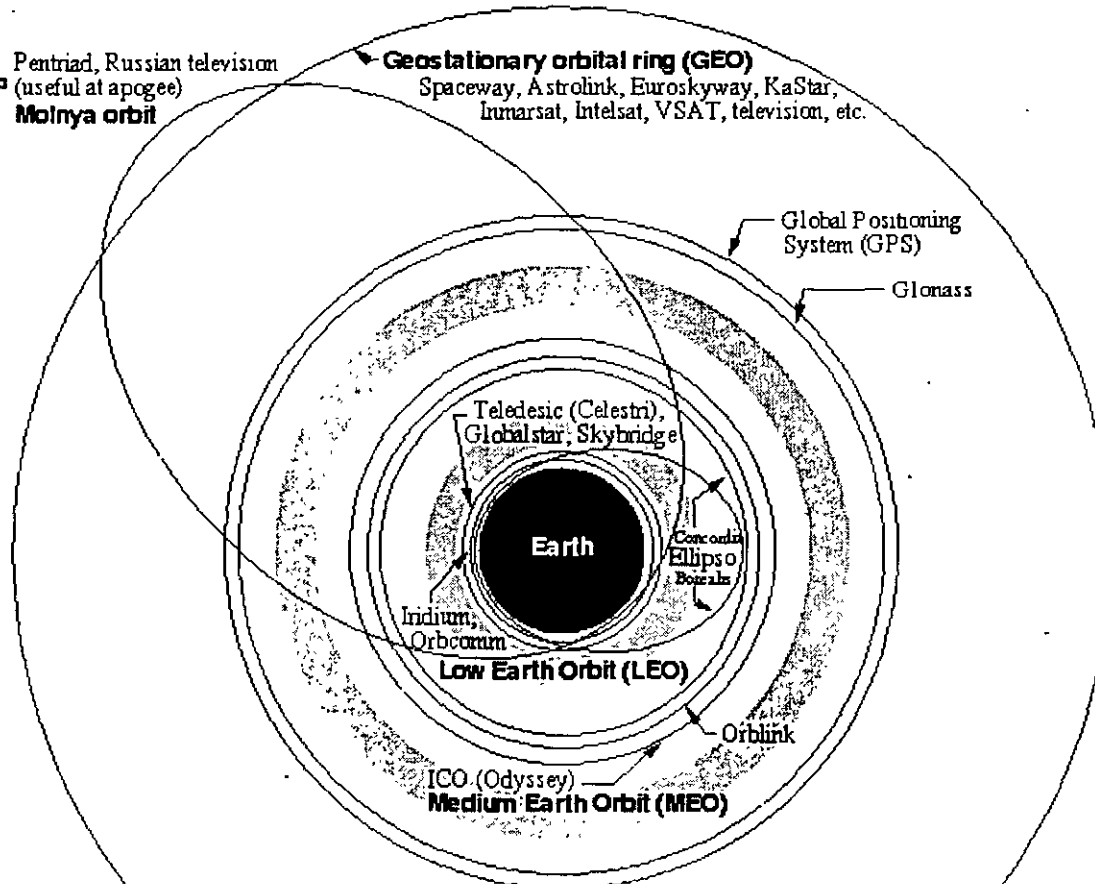
**Por su forma, se pueden clasificar como sigue:**

**Circular**

**Elíptica**

**Parabólica**

# Tipos de órbitas



Orbital altitudes for satellite constellations



## **Tipos de órbitas**

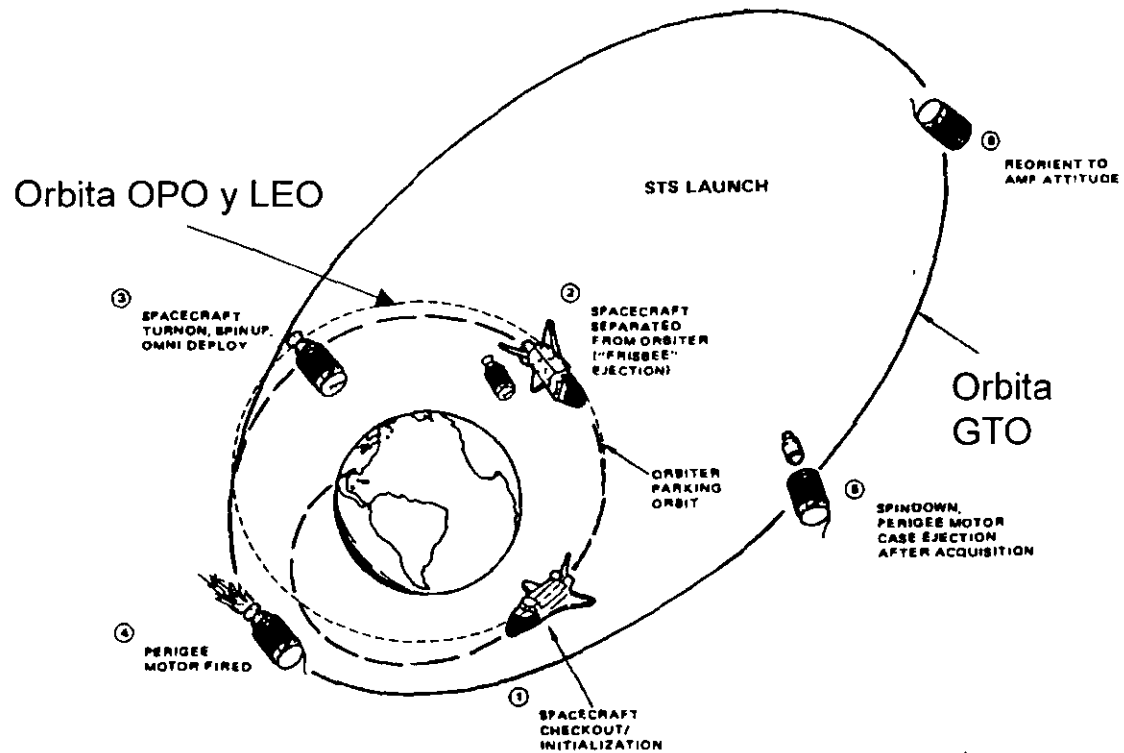
**Durante el lanzamiento, de la fase de inyección a la órbita GEO, se clasifican en:**

- OPO** “Orbiter Parking Orbit” , donde se estaciona el orbitador, la cual también es una órbita LEO)
- GTO** “Geosynchronous Transfer Orbit”, si su apogeo alcanza la altura geosíncrona.
- ITO** “Intermediate Transfer Orbit” o bien SubGTO, si su apogeo está por debajo de la altura síncrona y
- SUPERSINCRONA** cuando el apogeo excede la altura Síncrona

**Se caracterizan por ser órbitas elípticas de gran excentricidad, a excepción de la OPO, que en general es circular.**

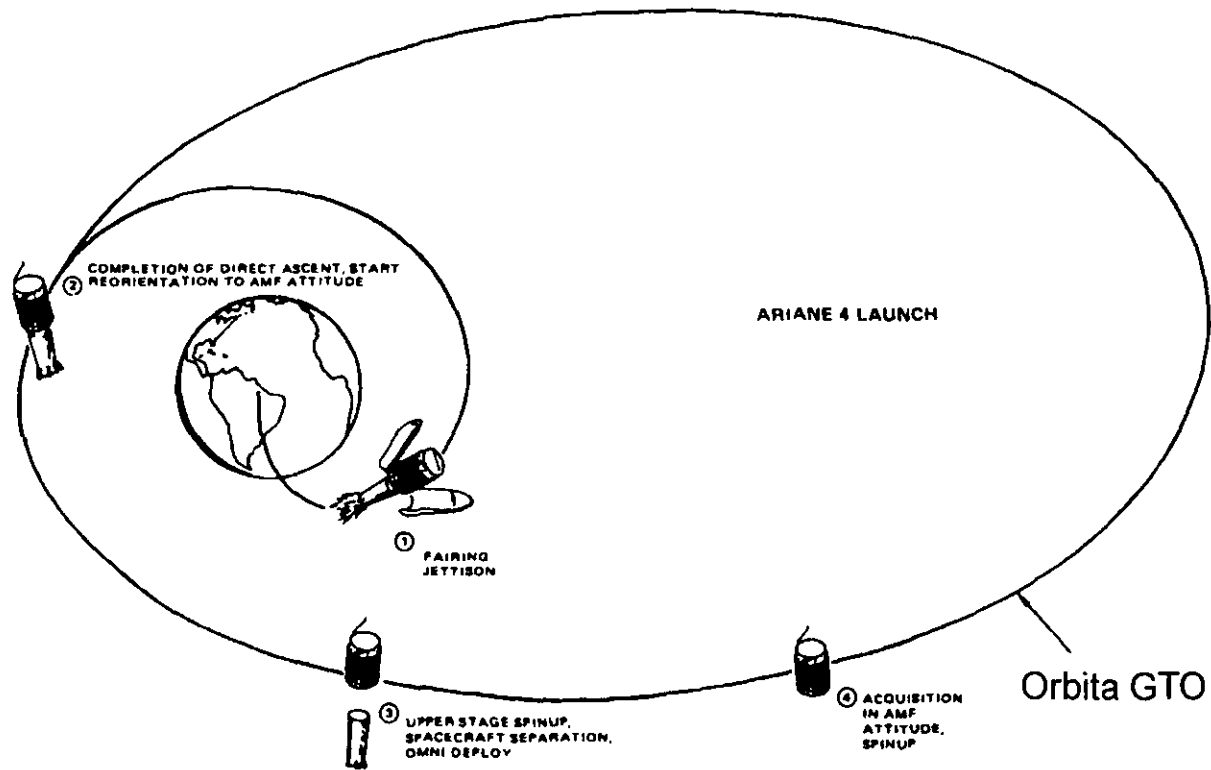
# Tipos de órbitas

## Lanzamiento con el orbitador espacial



# Tipos de órbitas

## Lanzamiento con el Ariane 4



## **¿Que es un vehículo Lanzador?**

**Es un vehículo que permite colocar un satélite en la órbita deseada.**

**El desempeño de un vehículo lanzador está definido por:**

- **La altitud de la órbita (o tipo de órbita: LEO, GTO)**
- **La masa del satélite que puede colocar en órbita**

**Nota: La masa del satélite se conoce como la carga útil del vehículo lanzador.**

# Desempeño

El siguiente es un diagrama típico de desempeño

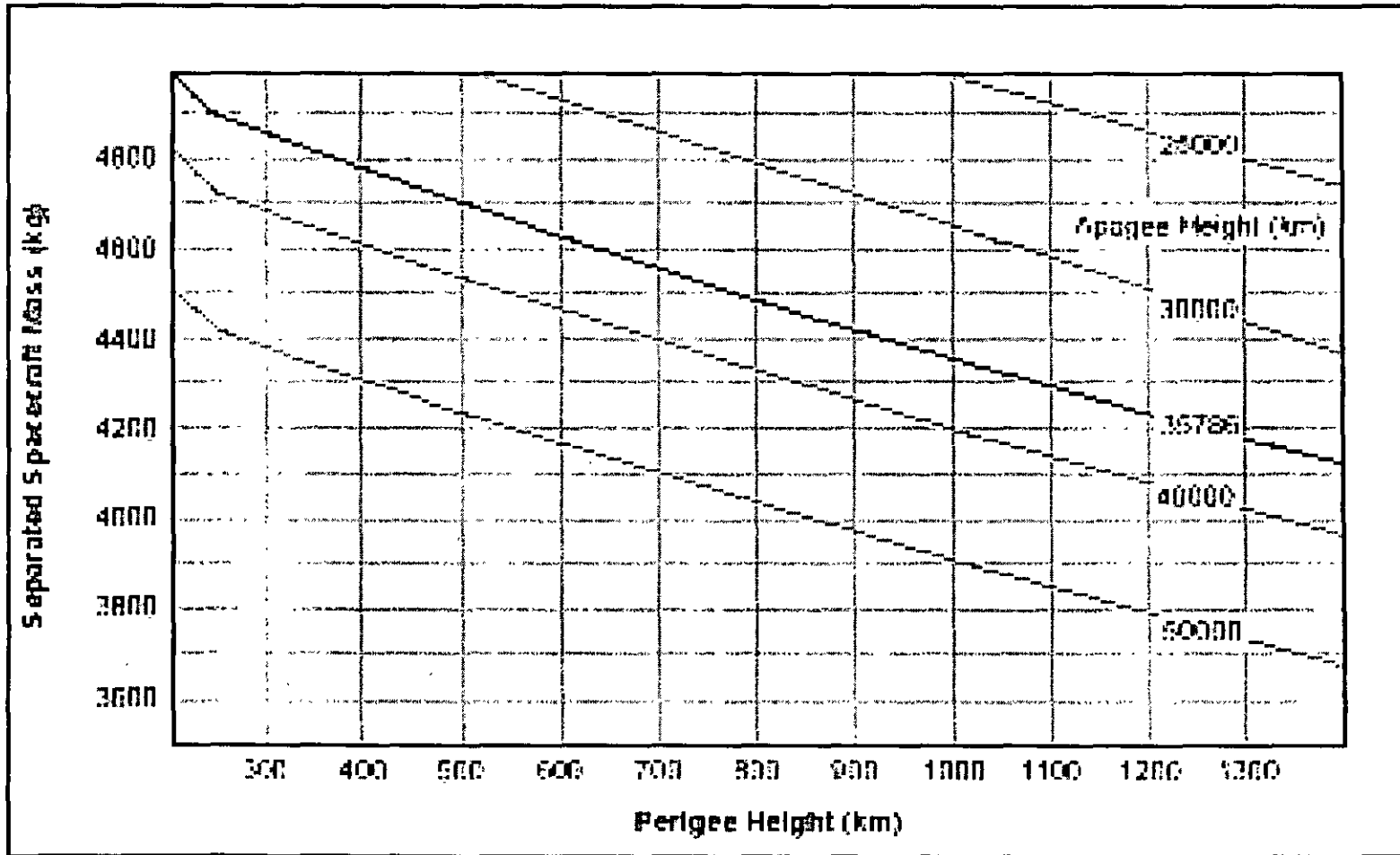


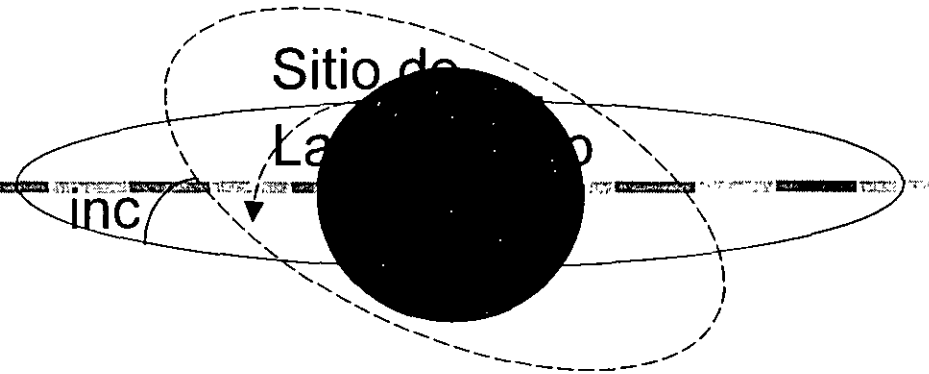
Figure 3.4.1-2. GEO Payload Capability - Lower Perigee

# Desempeño de los vehículos actuales

<u>ARIANE</u>	<u>ATLAS</u>	<u>PROTON</u>	<u>DELTA</u>	<u>SEA LAUNCH</u>
<b>Familia Ariane 4</b>	<b>Familia Atlas II</b>	<b>Familia Proton K</b>	<b>Familia Delta II</b>	<b>Zenith 3SL</b>
2.1-4.9 Tons a GTO.	3.0-3.8 Tons a GTO	1.88 Tons a GSO	1-2 Tons a GTO	5.2-6.1 Tons a GTO
AR 40 - 2.10	Atlas IIA 3.0 - 3.18.	4.7- 4.93 Tons		
AR 42P - 2.96	Atlas IIAS 3.7- 3.8.	a GTO	<b>Familia Delta III</b>	5.25T - actual
AR 44P - 3.46	<b>Familia Atlas III</b>		1.8-3.8 Tons	6.1T - fin 2002
AR 42L - 3.49	4.03 - 4.5 Tons	<b>Familia Proton M</b>	a GTO	
AR 44LP - 4.33	a GTO	3 - 3.2 Tons		
AR 44L - 4.90	Atlas III SEC 4.03-4.06	a GSO	<b>Familia Delta IV</b>	
<b>Familia Ariane 5</b>	Atlas III DEC 4.47-4.50	5.5 - 6.4 Tons	4.21 - 13.13Tons	
6.2 - 12 Tons	<b>Familia Atlas V</b>	a GTO	a GTO Inic. 2002	
a GTO.	<b>Series 400</b>		Medium - 4.21T	
AR5G - 6.2-6.64 actual	Atlas 401 4.95 Ton		42 Medium+ 5.84T	
AR5ES - 7.3-8.0 fin 2001	Atlas 402 5.25 Ton		52 Medium+ 4.64T	
AR5ESCA - 10 -10.5 Ini. 2002.	a GTO inicio 2002		54 Medium+ 6.56T	
AR5ESCB -11-12 desde 2006.	<b>Series 500</b>		Heavy - 13.13T	
	a GTO fin 2002			
	Atlas 501 3.95 Ton			
	Atlas 502 3.95 Ton			
	Atlas 511 5.25 Ton			
	Atlas 521 6.25 Ton			
	Atlas 531 7.20 Ton			
	Atlas 541 7.95 Ton			
	Atlas 551 8.65 Ton			
	Atlas HLV 13.15 Ton			

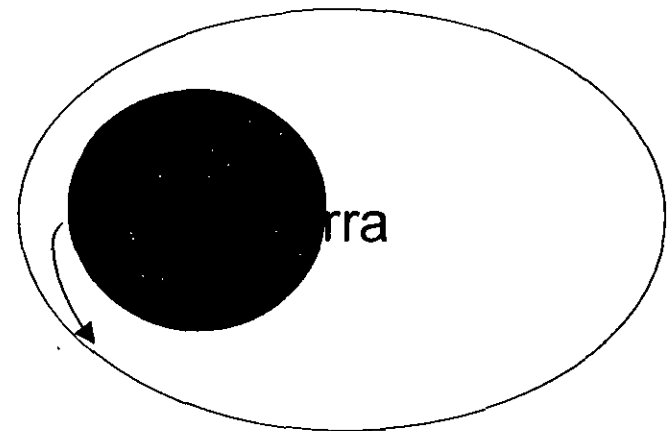
## Sitios de Lanzamiento

Se puede demostrar que el ángulo de inclinación mínimo, es igual a la latitud del sitio de lanzamiento.



De ahí que, para alcanzar una órbita geoestacionaria, el mejor desempeño lo podemos obtener si el vehículo se lanza desde el ecuador.

Si el lanzamiento se hace hacia el Este, se tiene la ventaja de la velocidad de rotación de la Tierra.



## **Sitios de Lanzamiento**

**Para lograr una inclinación de la órbita menor a la latitud del sitio de lanzamiento, se requiere consumir combustible adicional proporcionado, ya sea por el lanzador o por el satélite.**

**La dirección de lanzamiento, o acimut de lanzamiento, depende de consideraciones seguridad, que prohíben volar sobre ciertas áreas pobladas de la Tierra y océanos.**



# Sitios de Lanzamiento

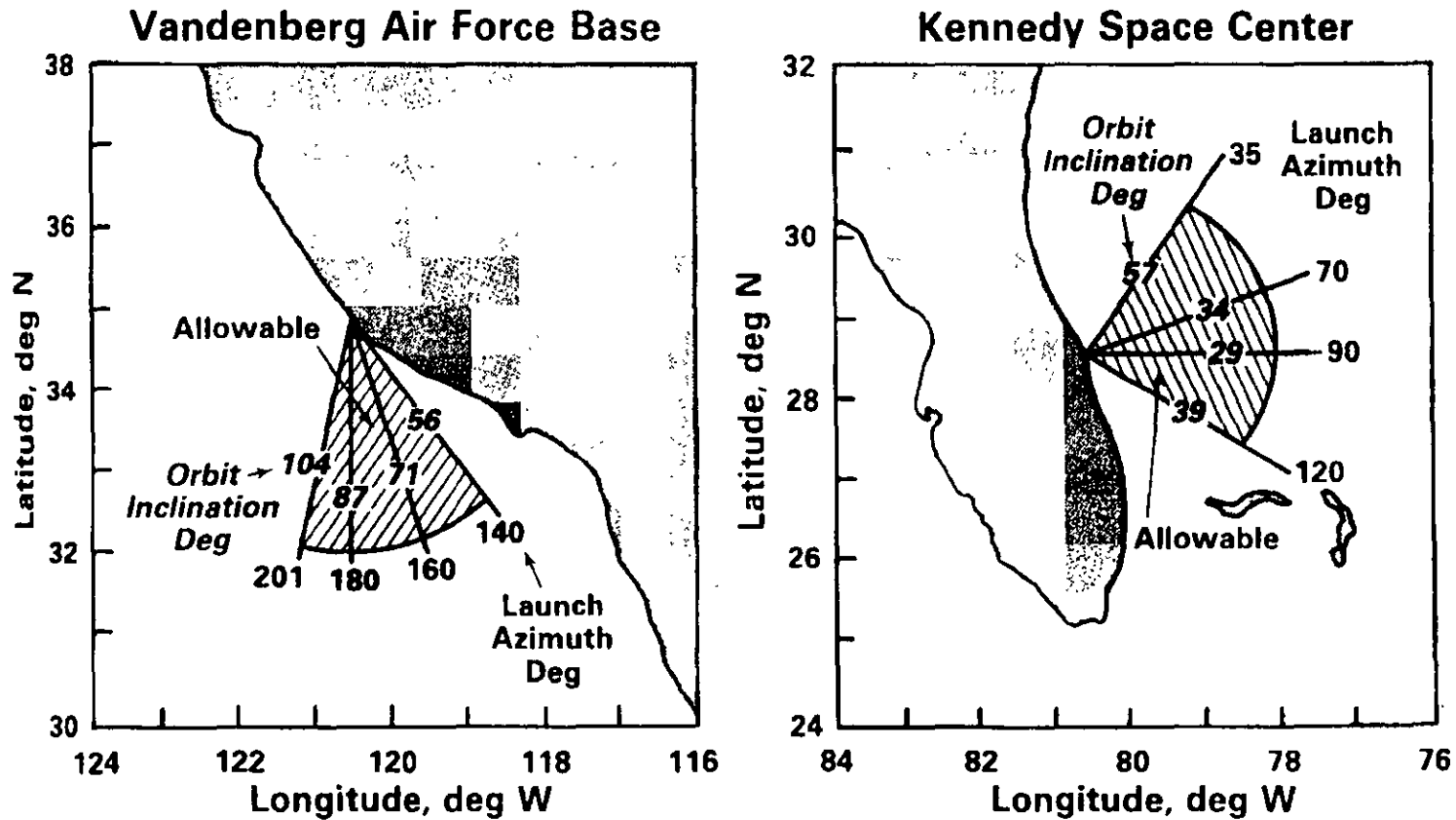
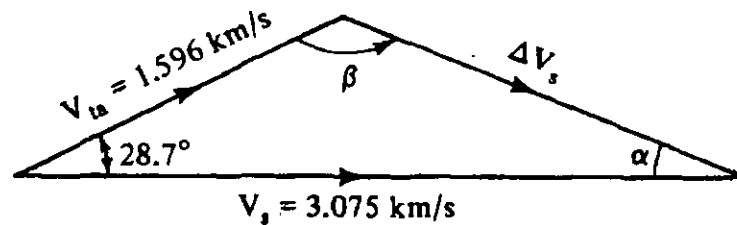


Fig. 18-7. Orbit Inclinations and Launch Azimuths Available from the Eastern and Western Test Ranges.

## Sitios de Lanzamiento

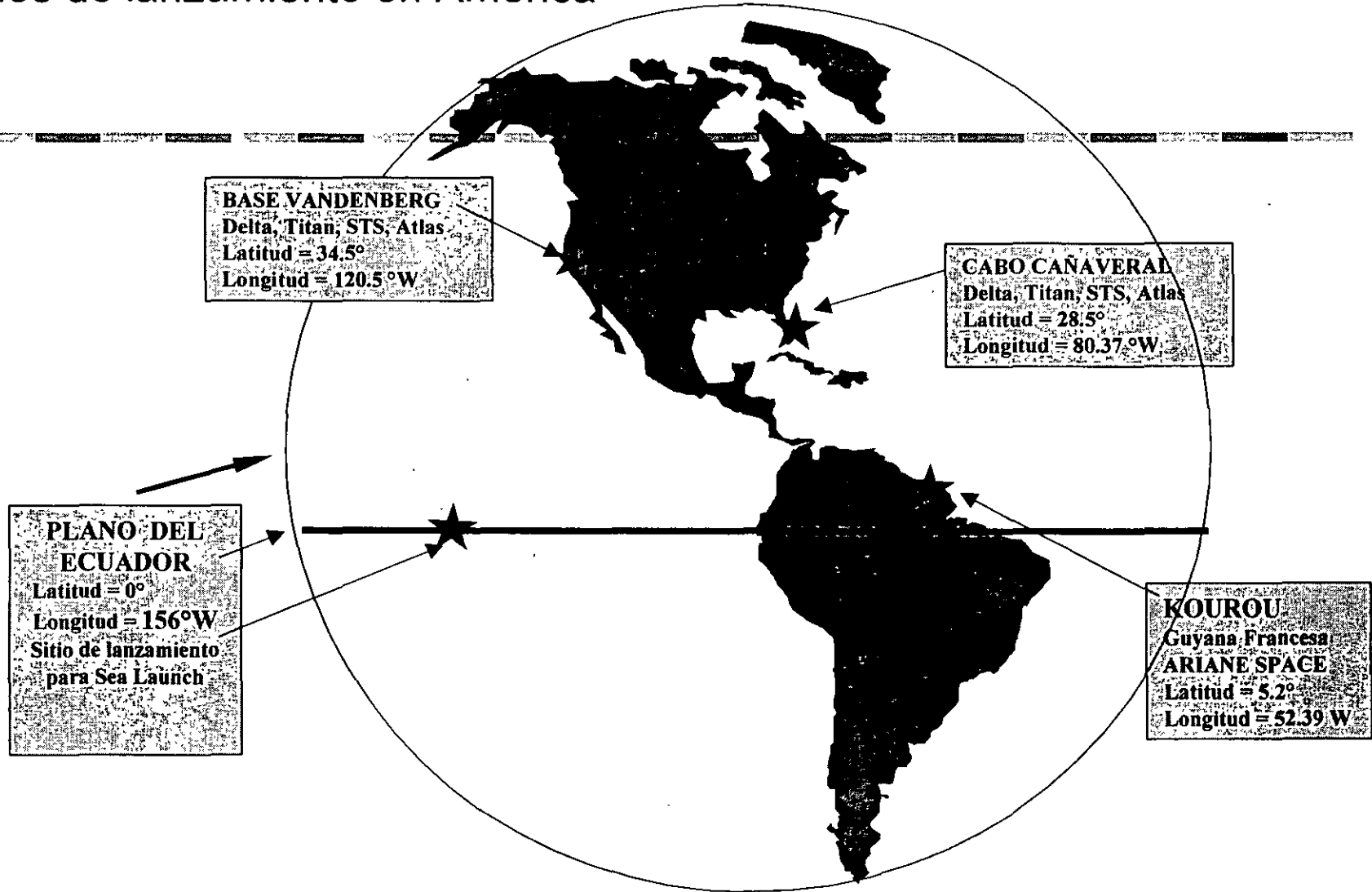
Para una misión GEO, el incremento de velocidad (delta V) requerido para remover el ángulo de inclinación de un satélite lanzado desde Cabo Kennedy, es 20% mayor que el requerido si el satélite se lanzara desde el ecuador.

Figure 2.24 Velocity vector diagram at apogee burn.



# Vehículos de Lanzamiento

## Sitios de lanzamiento en América

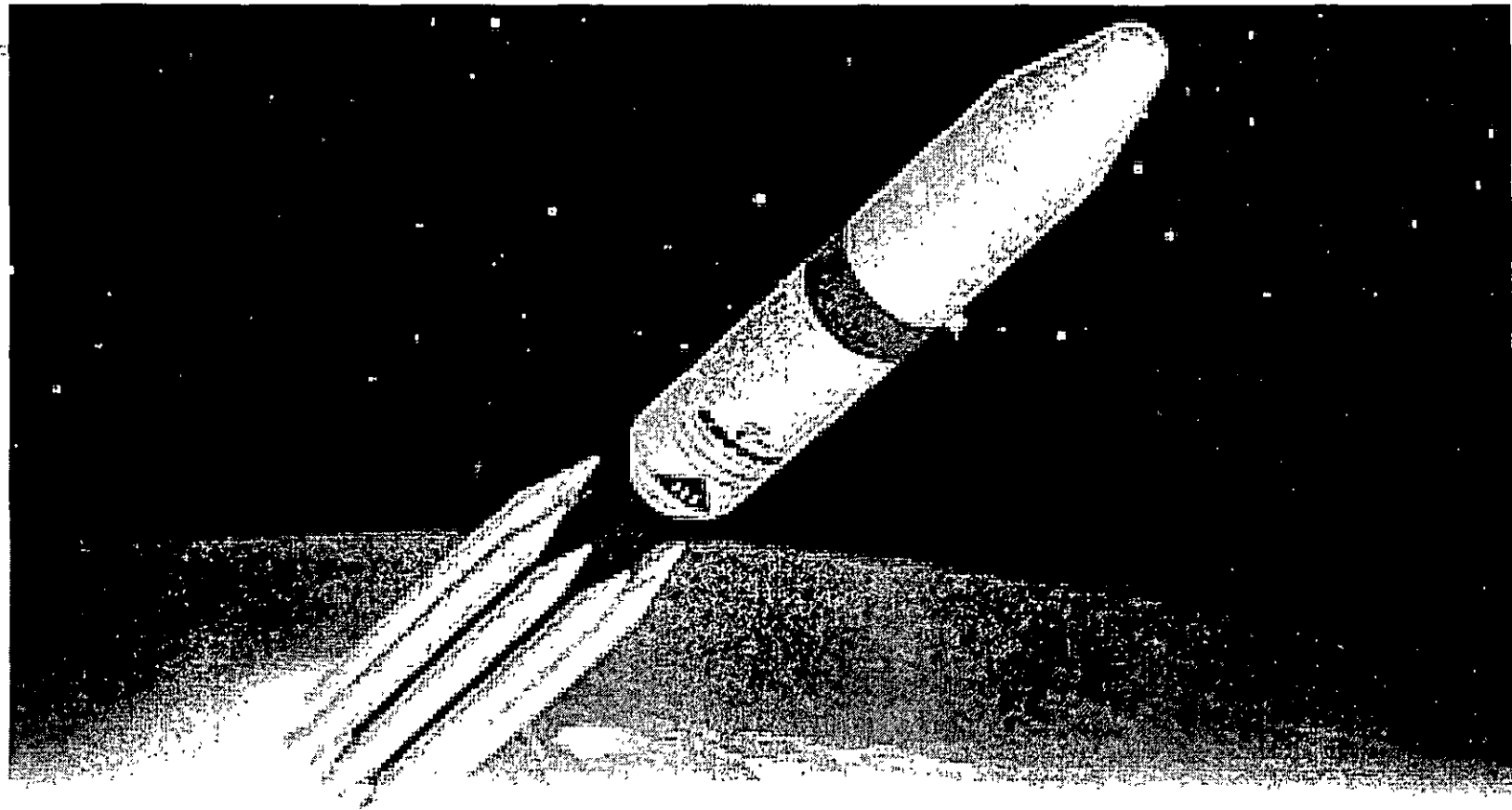


## **¿Cuales son los componentes principales de un vehículo lanzador?**

**Los componentes principales de un vehículo lanzador son:**

- **Sistema de Propulsión**
- **Etapas**
- **Sistema de Telemetría**
- **Sistema Secuenciador**
- **Sistema de control de orientación**
- **Sistema de conducción (guia)**
- **Sistema de rastreo y destrucción**
- **Bahía de equipos**
- **Adaptador de la carga útil**
- **Cofia**

# Principales componentes de un vehículo lanzador



# Principales componentes de un vehículo lanzador

Sistema de propulsión:

Los parámetros de desempeño son:

- Empuje [Nt] =>  $F = \dot{m} \cdot V_{\text{expulsión}}$

El empuje está dado por la razón de flujo y velocidad de expulsión del propelente.

- Impulso específico (ISP [sec] )

$$\Rightarrow I_{sp} = F / \dot{m} g$$

Es la medida de contenido de energía del propelente y que tan eficientemente se convierte en empuje.

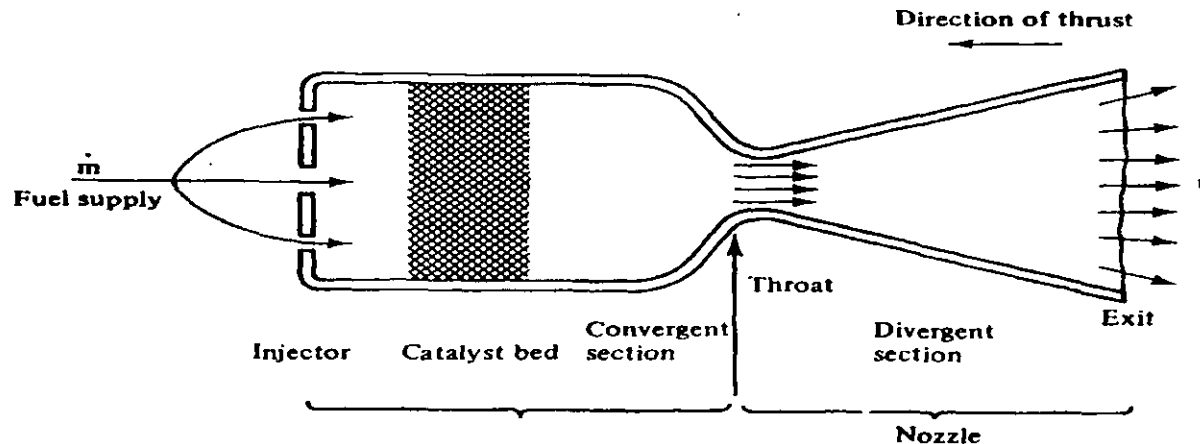
# Principales componentes de un vehículo lanzador

## Sistema de propulsión

### Motores de Monopropelente

El monopropelente inyectado a una razón de flujo,  $m$ , se convierte a un gran volumen de gas en la cámara catalizadora, saliendo a velocidades sónicas a través de la garganta y a velocidades supersónicas a través de la tobera del impulsor.

El ISP de estos motores es bajo (135-235 seg)



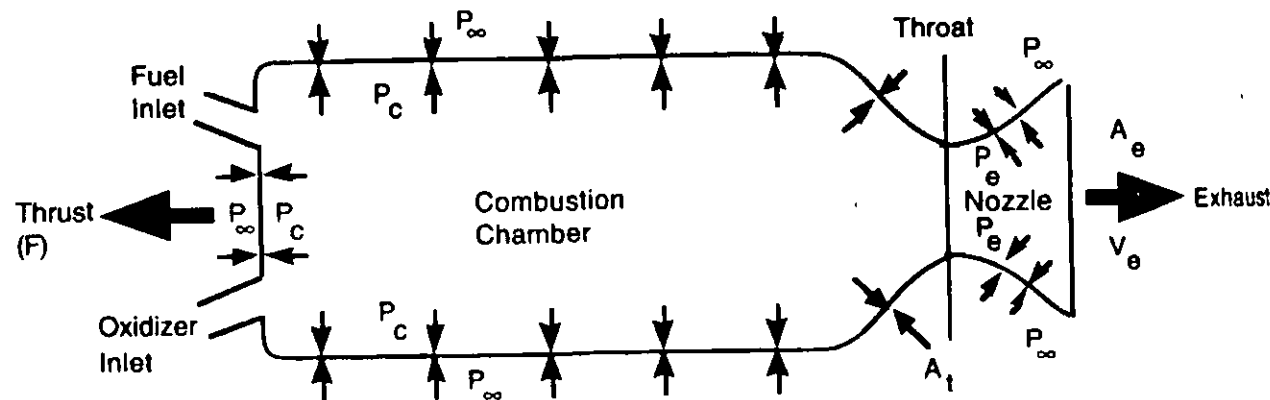
# Principales componentes de un vehículo lanzador

Sistema de propulsión:

Motores de Bipropelente

Reaccionan químicamente al mezclar un combustible con un oxidante. Estos propelentes hipergólicos, con  $N_2O_4$  como oxidante y MMH como combustible, tienen un alto desempeño y eliminan los requerimientos de sistemas de ignición.

Lo que conduce al uso de bipropelentes es su alto ISP (300-322 seg)





# Principales componentes de un vehículo lanzador

## Sistema de Propulsión: Motores sólidos

En un motor sólido, el propelente está dentro de la cámara de combustión y al encenderse opera hasta que se agota.

Lo que conduce al uso de motores sólidos es su simplicidad operacional. (Isp entre 280 - 304 seg)

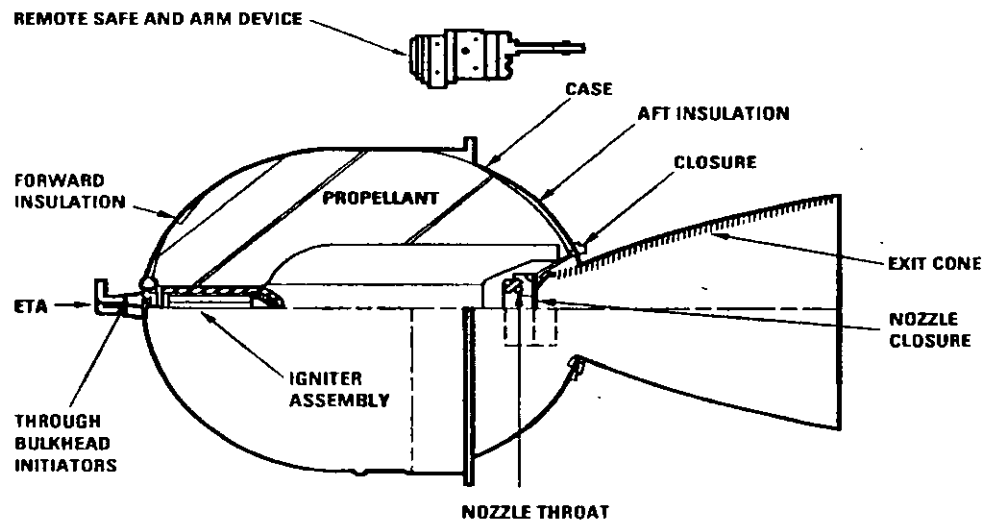


Fig. 17-6. Typical Solid Propellant Rocket Motor. ETA is the Explosive Transfer Assembly.

# **Principales componentes de un vehículo lanzador**

## **Etapas**

**Los vehículos lanzadores con etapas múltiples, permiten mejorar la capacidad de carga útil cuando el DV requerido es muy grande.**

**En un cohete multietapas, el propelente se almacena en pequeños tanques separados por etapa, en lugar de un solo gran tanque de un cohete de una sola etapa.**

**La energía no se desperdicia, ya que al vaciarse el tanque de una etapa ésta se separa del cohete, permitiendo alcanzar altos incrementos de velocidad.**

# Principales componentes de un vehículo lanzador

## Etapas

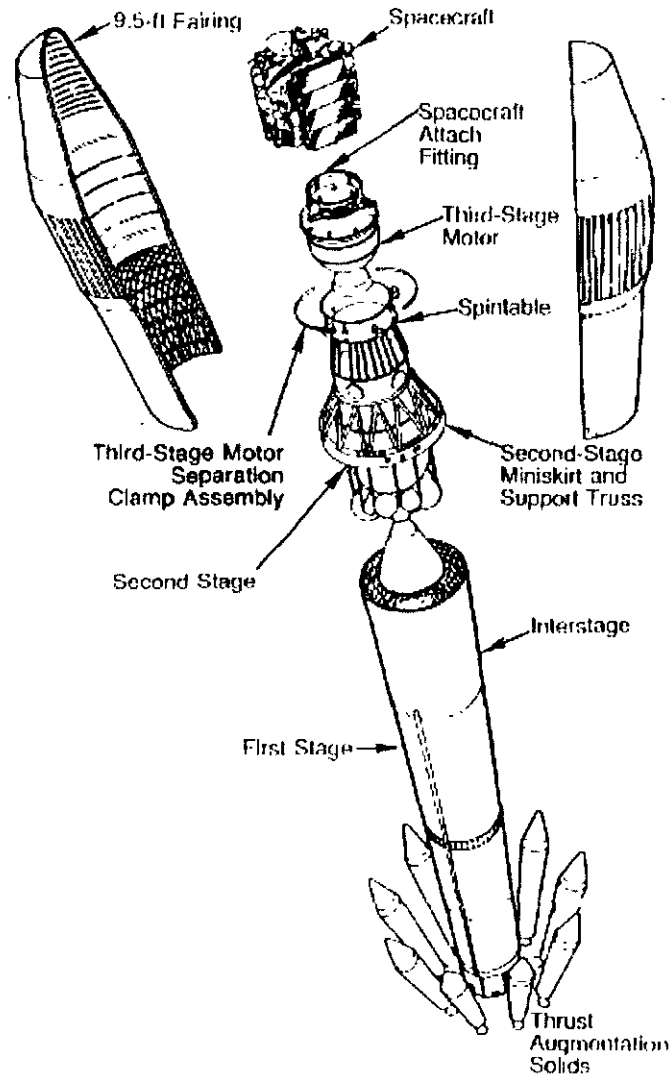


Figure 1-6. Delta 6925 and 7925 Separation Systems

# **Principales componentes de un vehículo lanzador**

## **Sistema de Telemetría**

**El sistema de telemetría monitorea y transmite mediciones a bordo del vehículo hacia la tierra, durante el vuelo.**

**La información recibida del sistema de telemetría permite evaluar en tiempo real el comportamiento y desempeño del vehículo lanzador durante el vuelo.**

# **Principales componentes de un vehículo lanzador**

## **Sistema Secuenciador**

**Previo al despegue se carga el programa de vuelo en el computador a bordo.**

**Durante el vuelo, el computador a bordo conduce las unidades de secuencia de las diferentes etapas.**

**La unidad de secuencia genera los comandos: órdenes eléctricas o pirotécnicas.**

# **Principales componentes de un vehículo lanzador**

## **Sistema de control de orientación**

**Realiza el control de la orientación del vehículo lanzador durante:**

- **el ascenso**
- **la inyección de la carga útil**
- **maniobras de alejamiento de la etapa superior después de la separación de la carga útil.**

# **Principales componentes de un vehículo lanzador**

## **Sistema de conducción (guía)**

**Calcula y comanda la orientación óptima para alcanzar la órbita requerida.**

**Proporciona la orientación, posición y velocidad reales del vehículo en vuelo, a través de plataformas giro inerciales y la computadora a bordo.**

**La computadora a bordo calcula la trayectoria de vuelo planeada y la orientación correcta.**

# **Principales componentes de un vehículo lanzador**

## **Sistema de rastreo y destrucción**

**En caso de un comportamiento de vuelo anormal del vehículo lanzador y que pueda ser un riesgo potencial, el personal de seguridad puede activar el sistema de destrucción del vehículo.**

**La decisión se toma por comparación de la trayectoria, calculada en tiempo real de los datos de rastreo, contra un rango de desviación de seguridad preestablecida.**

**La destrucción de un vehículo lanzador también se comanda automáticamente si ocurre la separación prematura de alguna de las etapas.**



# **Principales componentes de un vehículo lanzador**

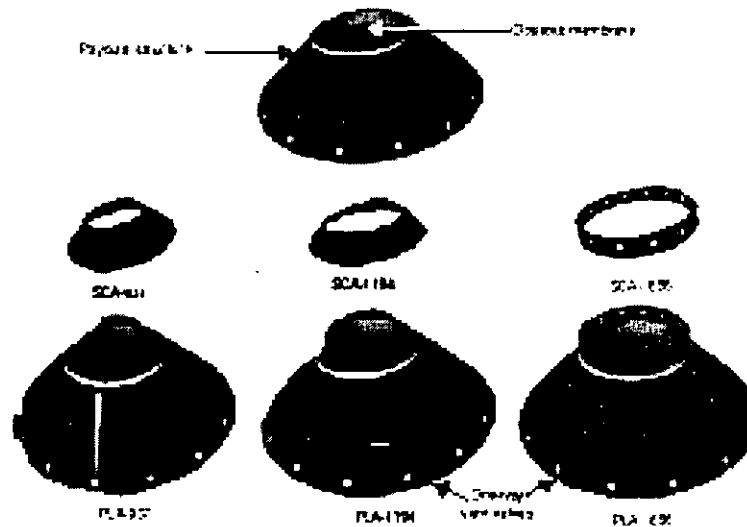
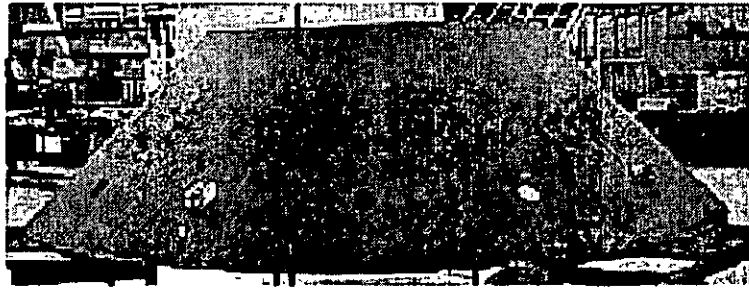
## **Bahía de equipos**

**La bahía de equipos contiene la electrónica que realiza el procesamiento de datos, la guía, la secuencia de etapas, la telemetría, el rastreo y la destrucción del vehículo lanzador.**

**También proporciona los comandos, energía y la transmisión de datos del satélite hacia la Tierra.**

# Principales componentes de un vehículo lanzador

## Adaptador de la carga útil



# **Principales componentes de un vehículo lanzador**

## **Adaptador de la carga útil**

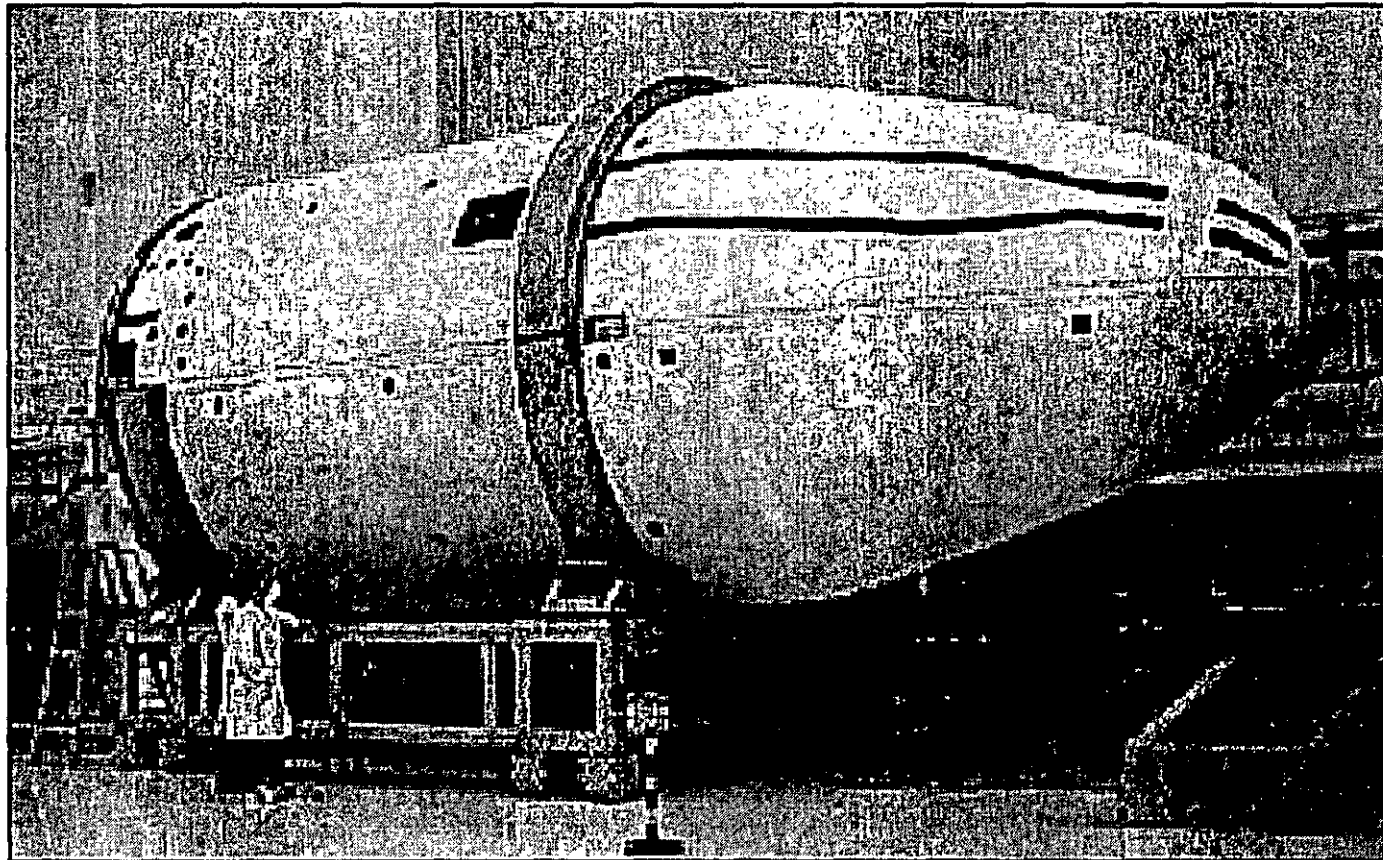
**Sujeta la carga útil al vehículo lanzador.**

**Interconecta físicamente la carga útil, la plataforma de giro, el sistema de separación y las interfases eléctricas.**

**El adaptador reduce la masa disponible para la carga útil, por ello es una parte importante en la selección del vehículo lanzador.**

# Principales componentes de un vehículo lanzador

## Cofia



# **Principales componentes de un vehículo lanzador**

## **Cofia**

**La cofia mantiene la carga útil en un ambiente limpio, protegida de humedad, lluvia, luz solar, aire, polvo y de cargas aerodinámicas y flujo térmico durante el vuelo.**

**Define el volumen utilizable por el satélite y la forma aerodinámica del frente del vehículo.**

**Se separa a una altitud de aproximadamente 100 km donde la carga útil ya no necesita protección.**

# **Instalaciones de lanzamiento**

## **Plataforma de lanzamiento**

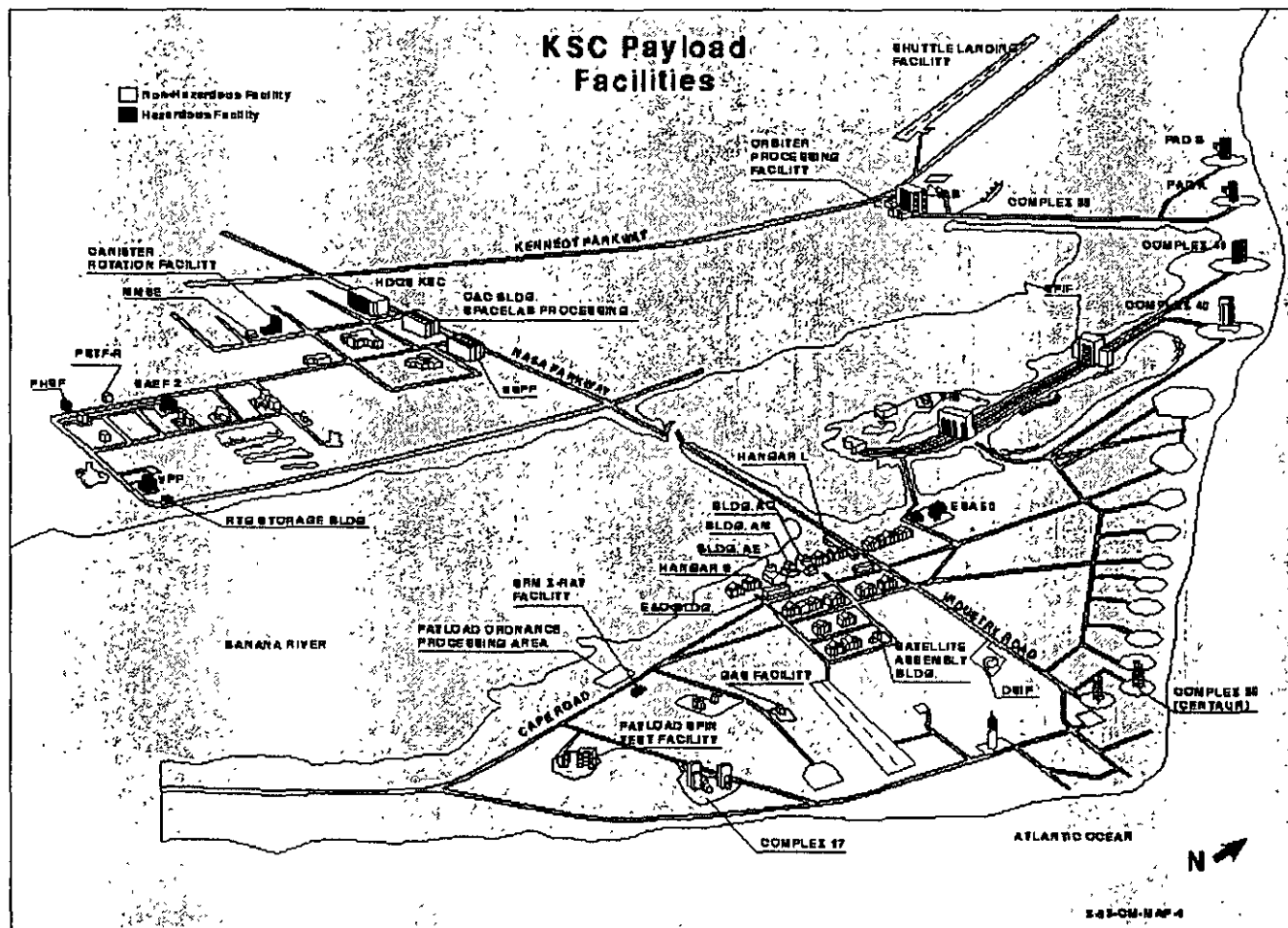
**Es el lugar donde se coloca el cohete listo para lanzarse**

## **Centro de control de misión**

**Es un lugar cercano a la plataforma de lanzamiento donde personal técnico controla y monitorea las operaciones de lanzamiento.**

# Instalaciones de lanzamiento

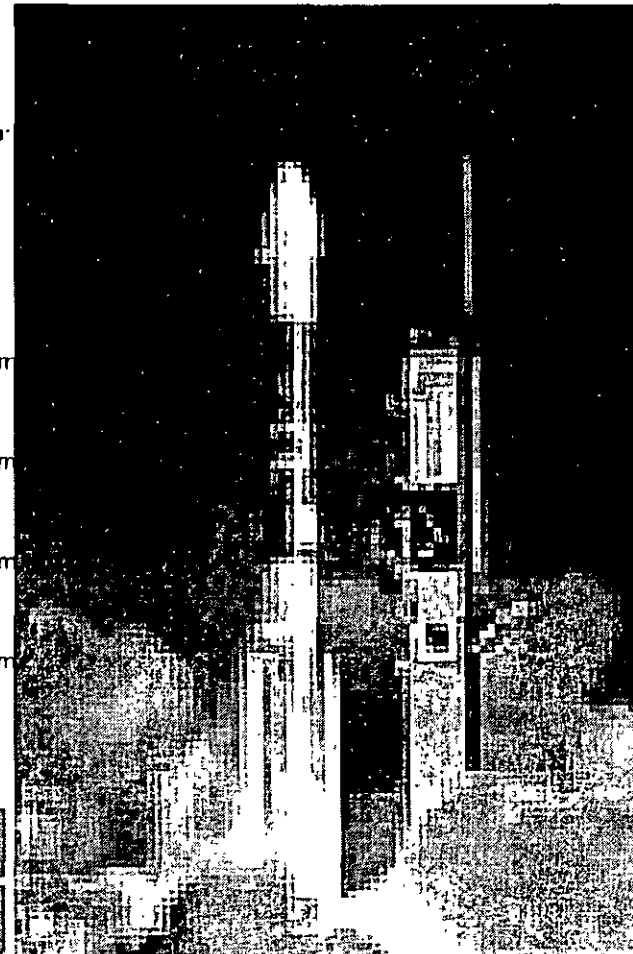
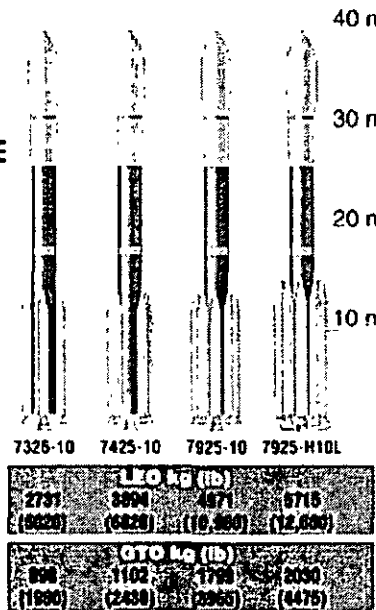
## Plataforma de lanzamiento



# Vehículos de Lanzamiento

## DELTA II

El Delta II lanzar cargas útiles entre 1-2 toneladas a órbita de transferencia geosíncrona (GTO) y 2.8-5.8 tons a órbita baja (LEO) con cofia de 3-m de diámetro.



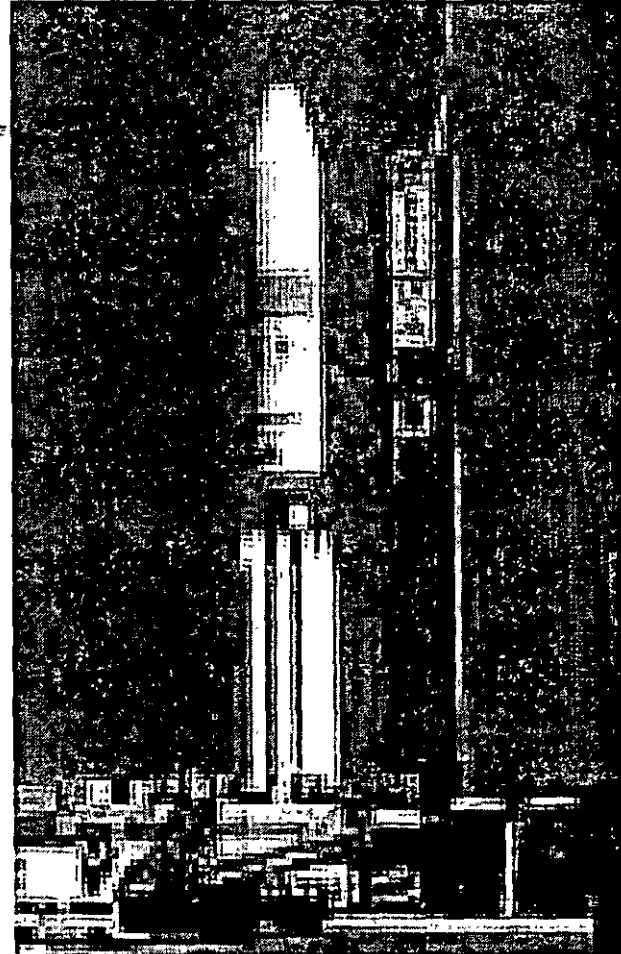


# Vehículos de Lanzamiento

## Delta III

Tiene una capacidad a GTO de 3,800 kg.

La cofia es de 4 m (13 ft) de diámetro.



# Vehículos de Lanzamiento

## Delta IV

### Delta IV Medium

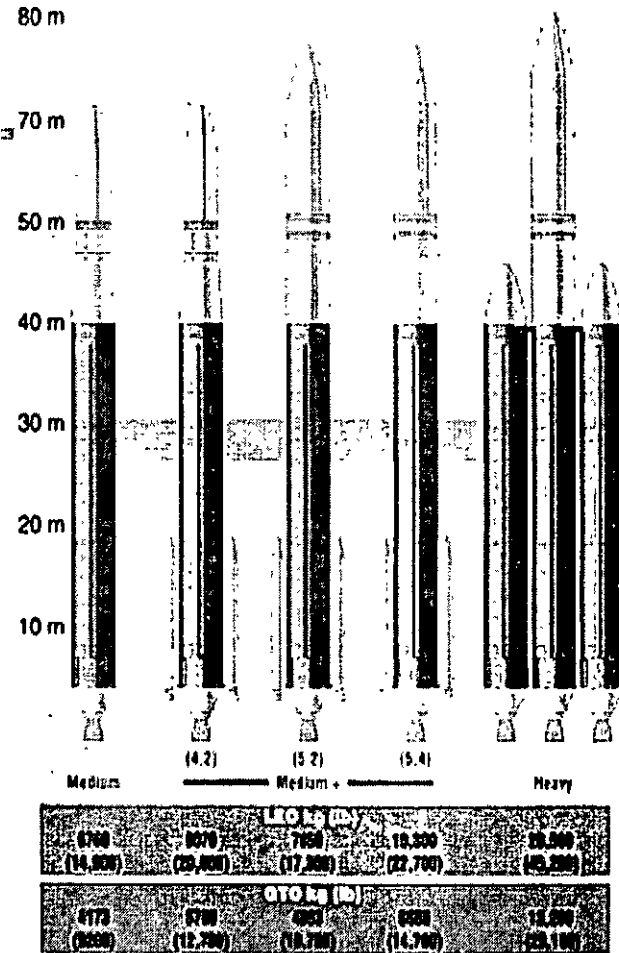
Esta versión del Delta puede levantar hasta 4,210 kg a GTO. La cofia es de 4-m de diámetro.

### Delta IV Medium-Plus

Esta versión levanta de 5,845 kg a 6565 kg a GTO. La cofia puede ser de 4 ó 5 m de diámetro.

### Delta IV Heavy

El Delta IV Heavy está diseñado para levantar hasta 13,130 kg a GTO. La cofia es de 5 m de diámetro

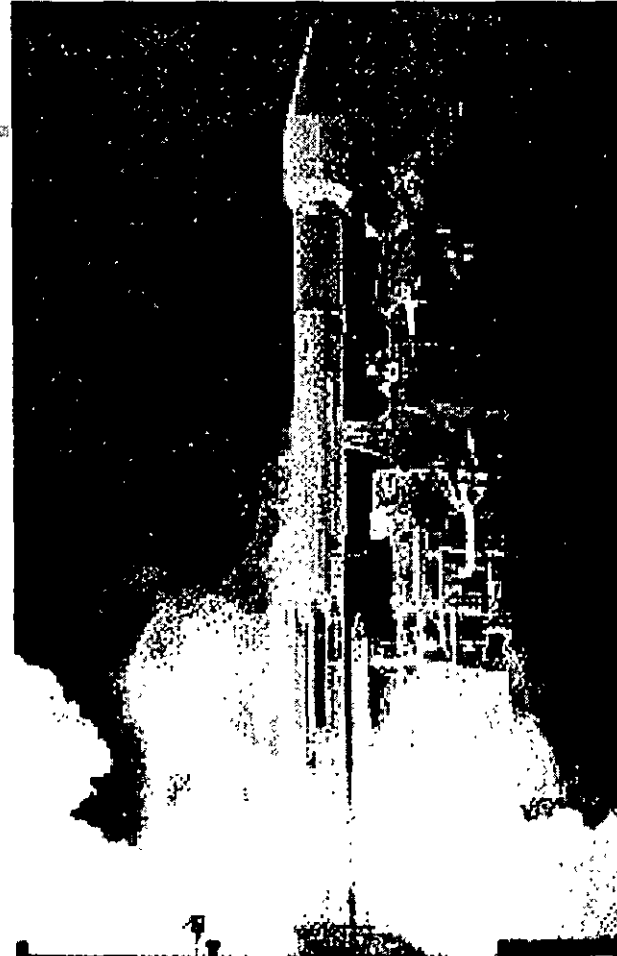


# Vehículos de Lanzamiento

## Atlas IAS

El Atlas IIA es capaz de lanzar de 3,400 kg a 4,060 kg a GTO

El Atlas IAS está probado en vuelo con 17 vuelos a la fecha.

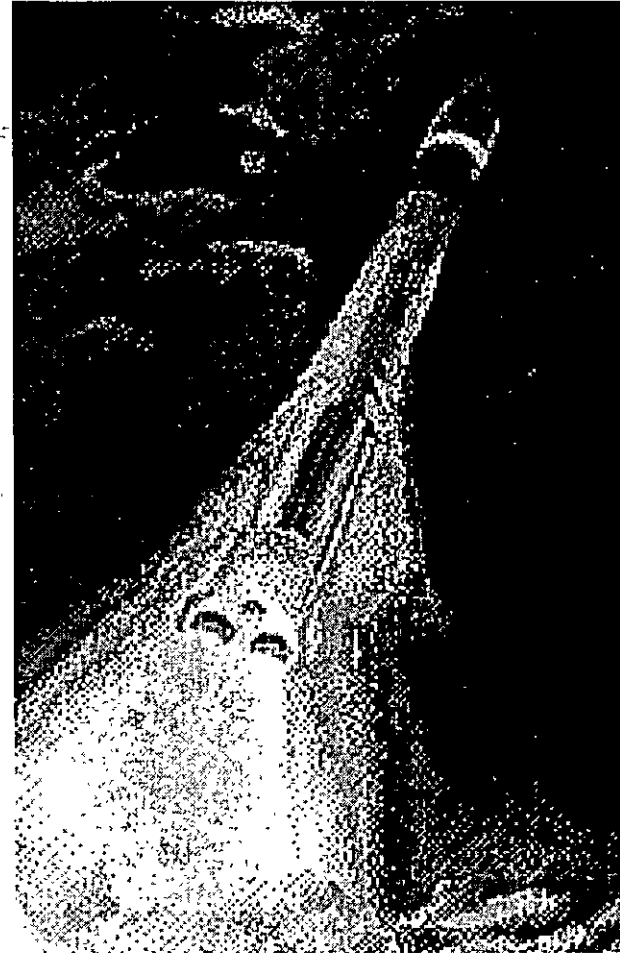


# Vehículos de Lanzamiento

## Atlas IIIA

El Atlas IIIA es capaz de lanzar pesos de 3,400 kg a 4,060 kg a GTO.

Es un vehículo probado con un vuelo realizado en el 2000

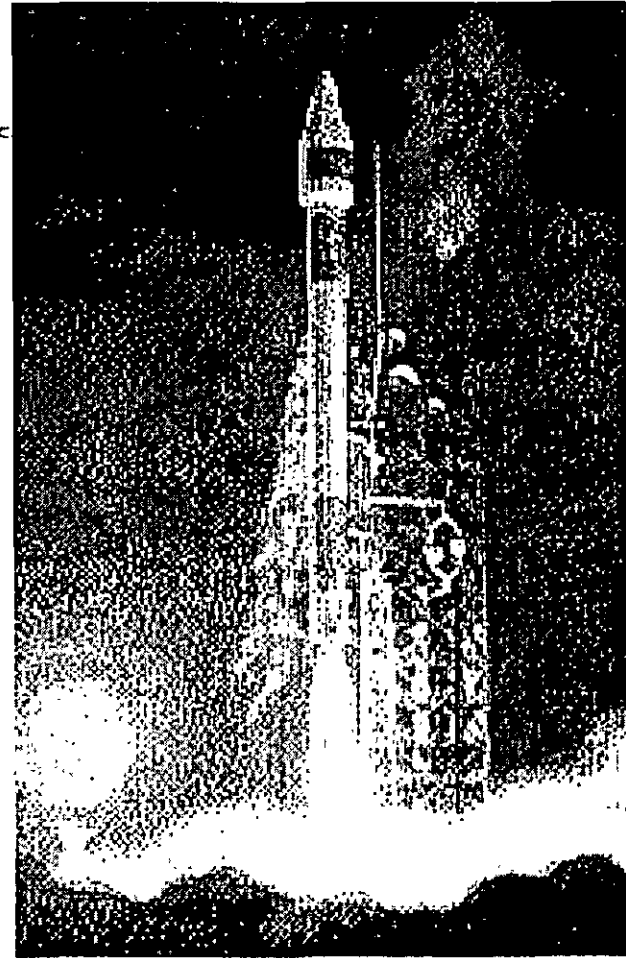


# Vehículos de Lanzamiento

## Atlas IIB

El Atlas IIB lanza 4,500 kg a GTO

Su primer vuelo del Atlas IIB fue a mediados de 2000,



# Vehículos de Lanzamiento

## Atlas V (400)

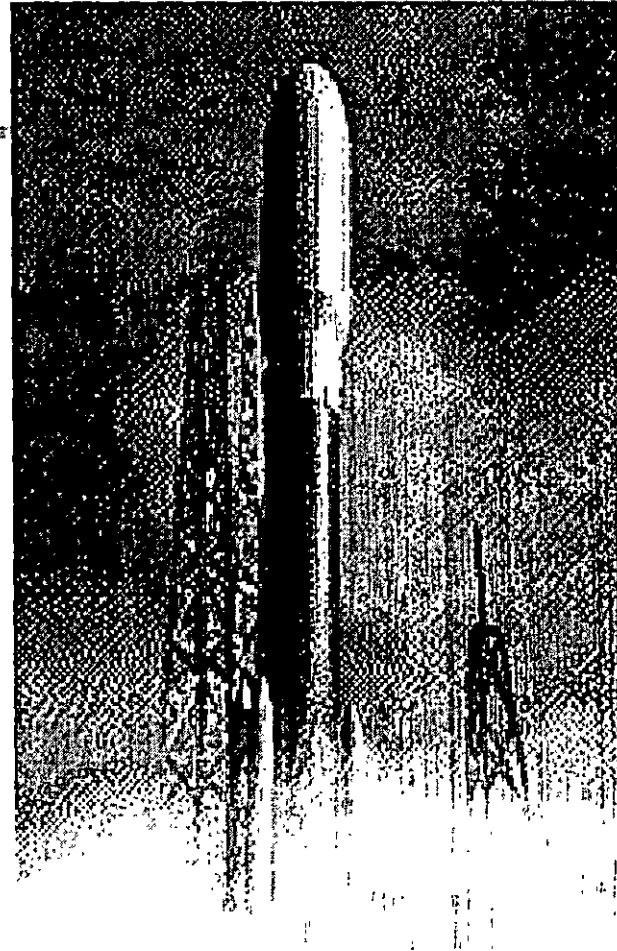
El Atlas V, configurado con una gran cofia y un solo motor Centauro es capaz de subir un peso de 4,950 kg a GTO Su primer vuelo está programado a mediados del 2001



# Vehículos de Lanzamiento

## Atlas V (500)

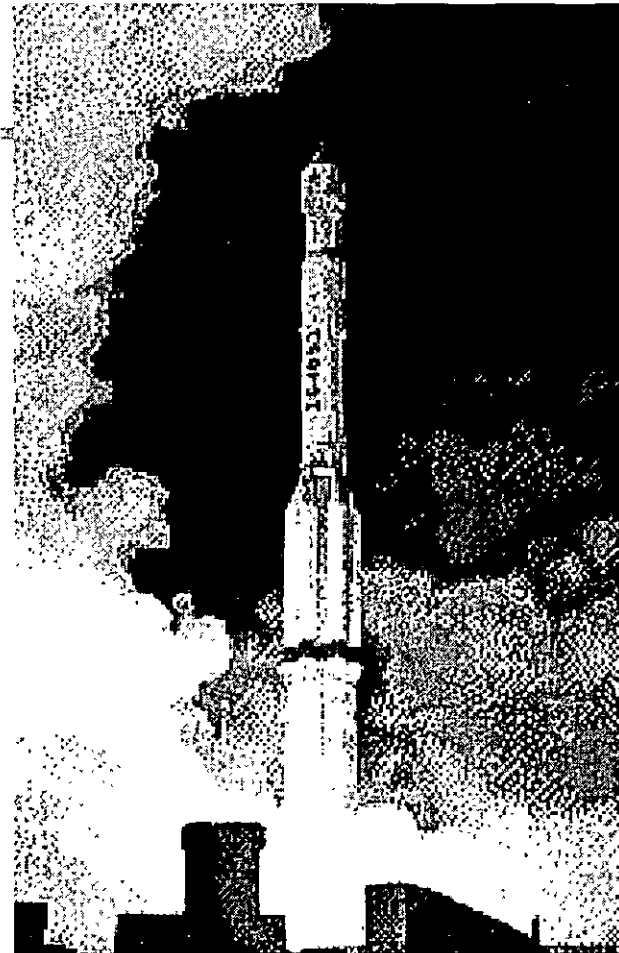
El Atlas serie V 500 es capaz de lanzar cargas útiles que pesen entre los 3,950 kg y 8,650 kg a órbita de transferencia geosíncrona (GTO)



# Vehículos de Lanzamiento

## Proton-K/Block-DM

El Proton-K/Block-DM es capaz de acomodar aproximadamente 19,760 kg en órbita baja (LEO) con 51.6 grados de inclinación. La cuarta etapa Block-DM, utilizando un perfil de misión con dos encendidos, es capaz de llevar 4,350 kg a GTO

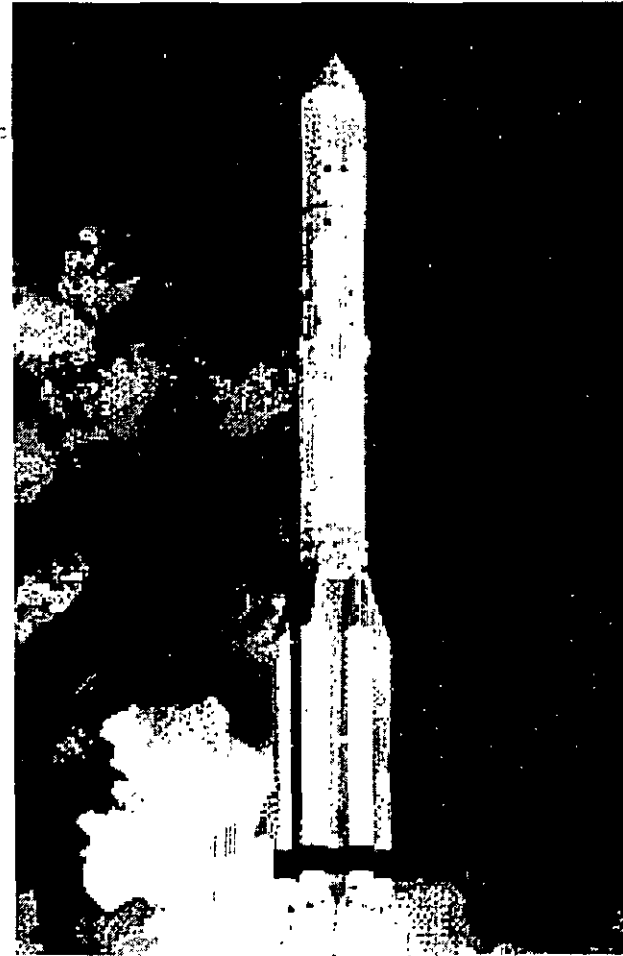




# Vehículos de Lanzamiento

## Proton-M / Breeze M

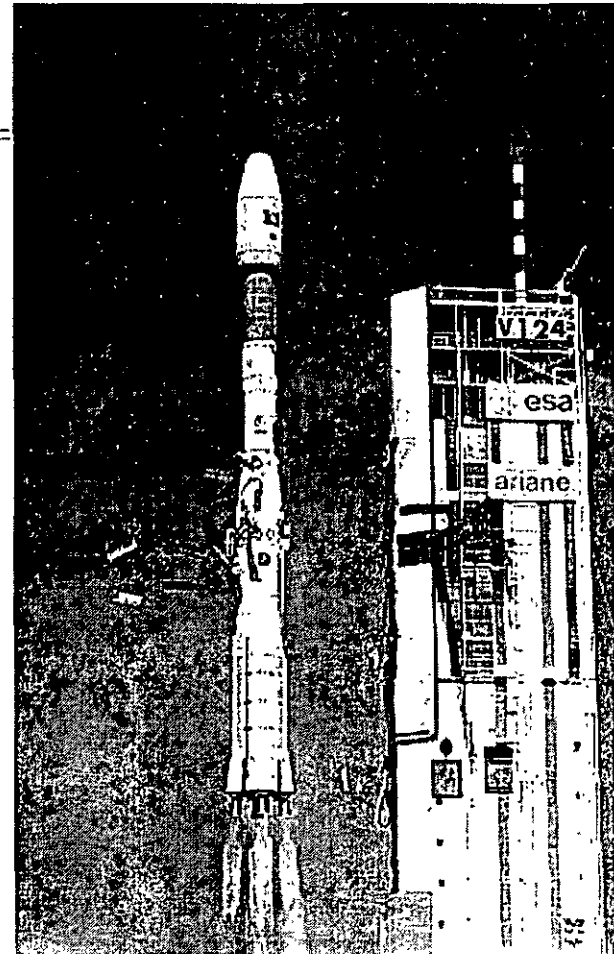
El Proton-M/Breeze-M capaz de colocar 21,000 kg en órbita baja (LEO) con 51.6 grados de inclinación y 5,500 kg a GTO



# Vehículos de Lanzamiento

## Ariane 4 AR 40

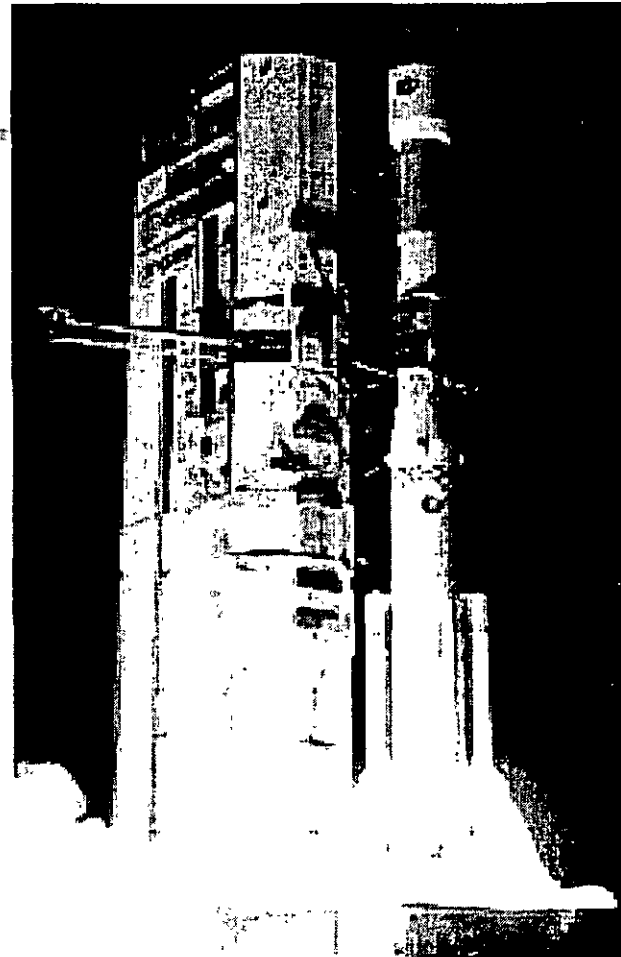
Este es la versión Ariane 4 básica, de la familia de vehículos de tres etapas. Su capacidad a GTO es de 2,100 kg.



# Vehículos de Lanzamiento

## Ariane 4 AR 42P

Agregando dos motores sólidos a la configuración básica Ariane 40 se crea la versión Ariane 42P con una capacidad a GTO de 2,960 kg.



# Vehículos de Lanzamiento

## Ariane 4 AR 44P

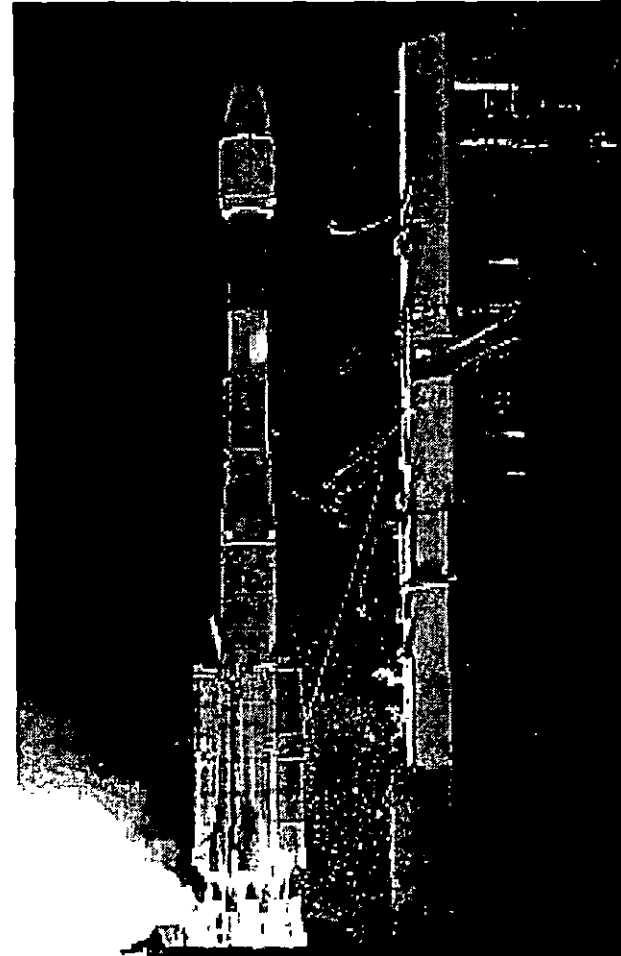
El AR 44P utiliza 4 motores sólidos adicionales, dando una capacidad a GTO de a 3,460 kg.



# Vehículos de Lanzamiento

## Ariane 4 AR 42L

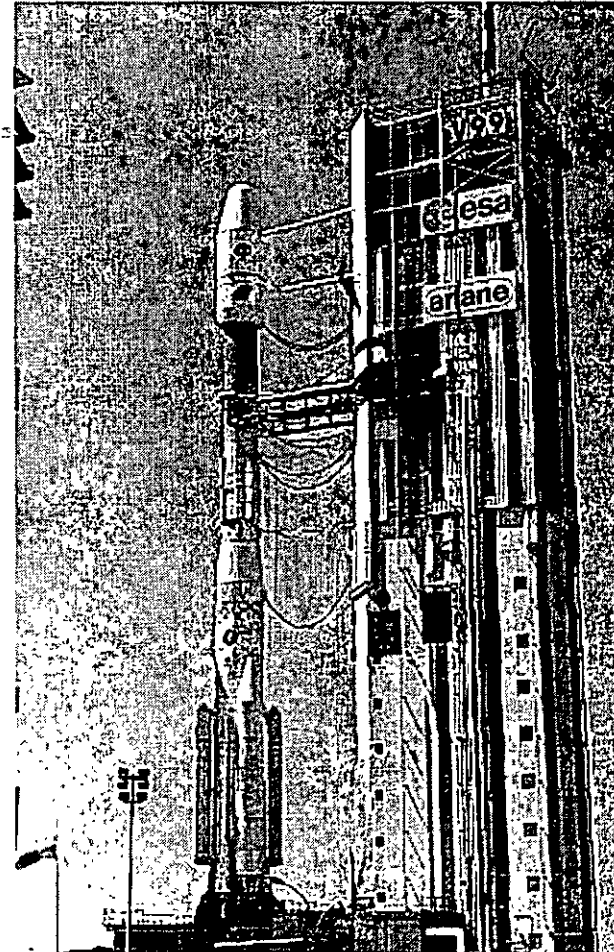
Dos grandes impulsores líquidos proporcionan empuje adicional para alcanzar una capacidad a GTO de 3,490 kg.



# Vehículos de Lanzamiento

## Ariane 4 AR 44LP

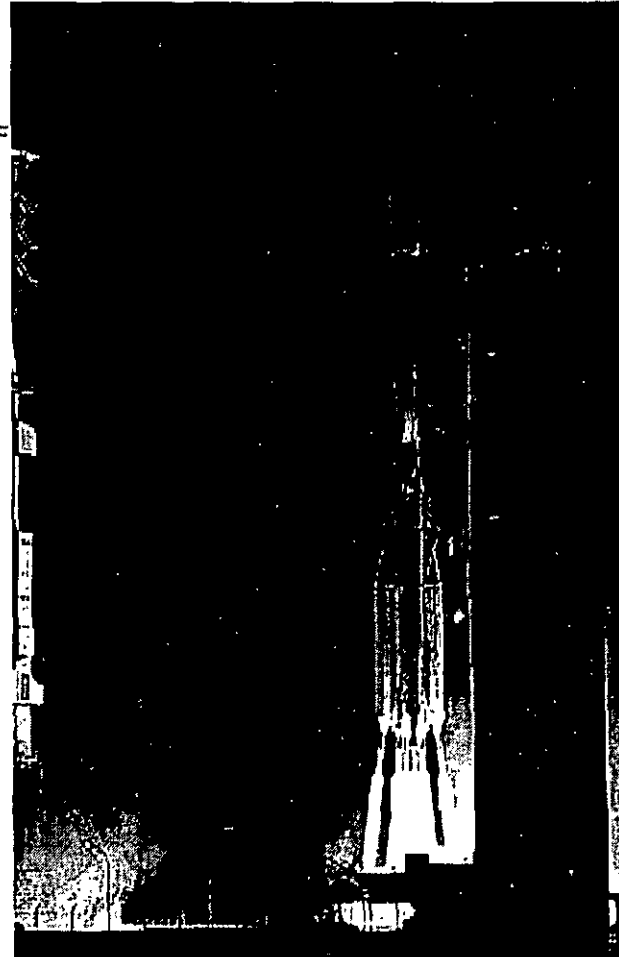
El Ariane 44LP logra su potencia con una mezcla de dos motores líquidos y dos sólidos ,permitiendo alcanzar 4,330 kg. a GTO.



# **Vehículos de Lanzamiento**

## **Ariane 4 AR 44L**

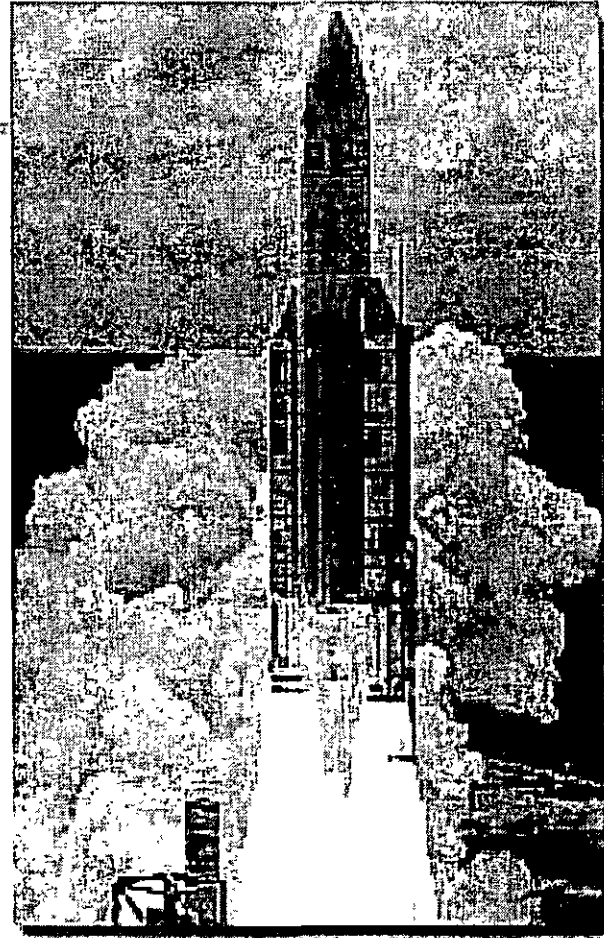
**Es la versión más potente del Ariane 4 con cuatro motores líquidos, el cual sube a GTO cargas útiles de hasta 4,900 kg.**



# Vehículos de Lanzamiento

## Ariane 5

Inició con 6,200-kg. De capacidad a GTO y tiene programado alcanzar hasta 12 toneladas en el año 2006



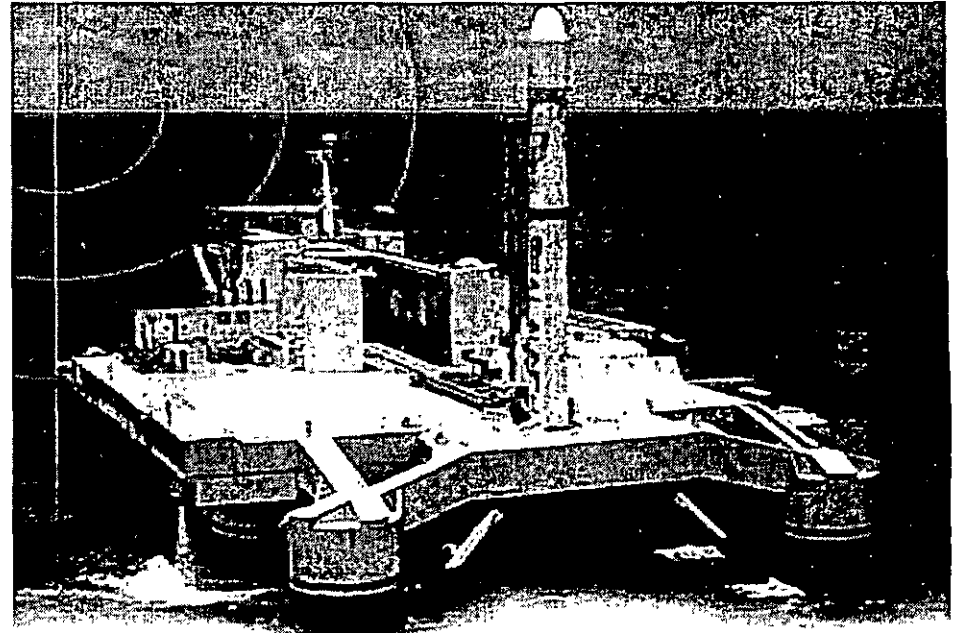
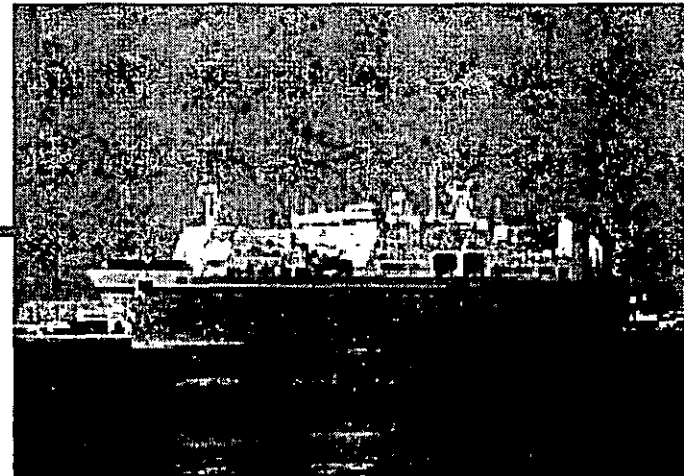


# Vehículos de Lanzamiento

## Sea launch

Su capacidad actual a GTO es de 5250 kg.

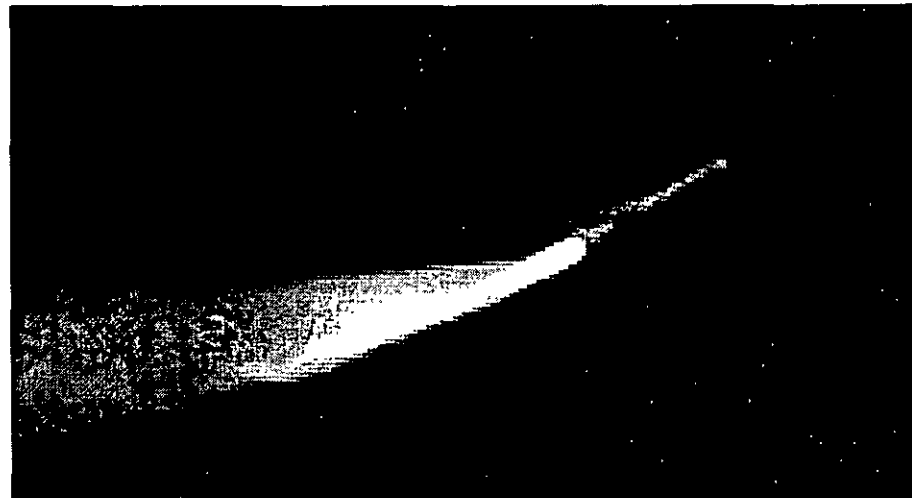
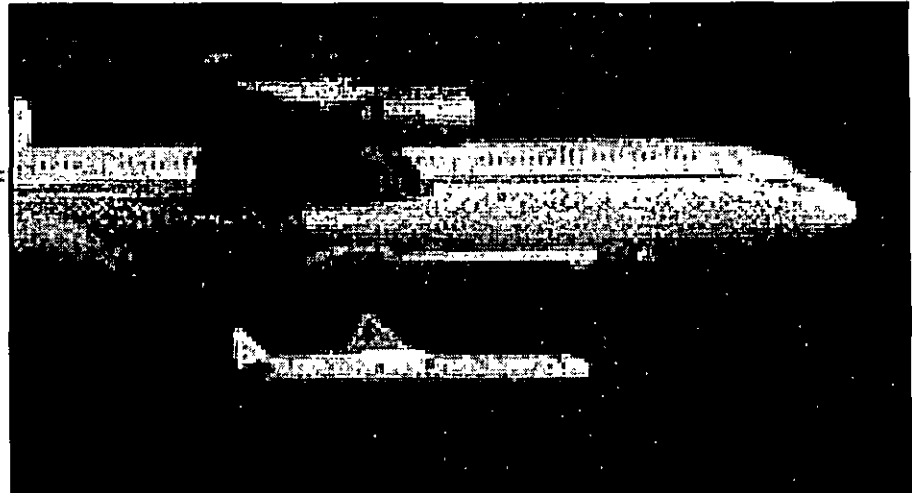
Sea Launch recibe los satélites en el puerto Long Beach, California donde es encapsulado en la cofia. El vehículo lanzador y el compuesto de la carga útil se integran en forma horizontal y posteriormente se almacena dentro de la plataforma marítima para ser transportado hasta el ecuador para su lanzamiento.



# Vehículos de Lanzamiento

## Pegasus

Sube hasta 350 Kg a órbitas bajas ecuatoriales, polares o síncronas al sol y hasta 180 kg a GTO y hasta 135 kg a escape de la Tierra.



# **Vehículos de Lanzamiento**

---

## **Campaña de Lanzamiento con Ariane (22 días)**

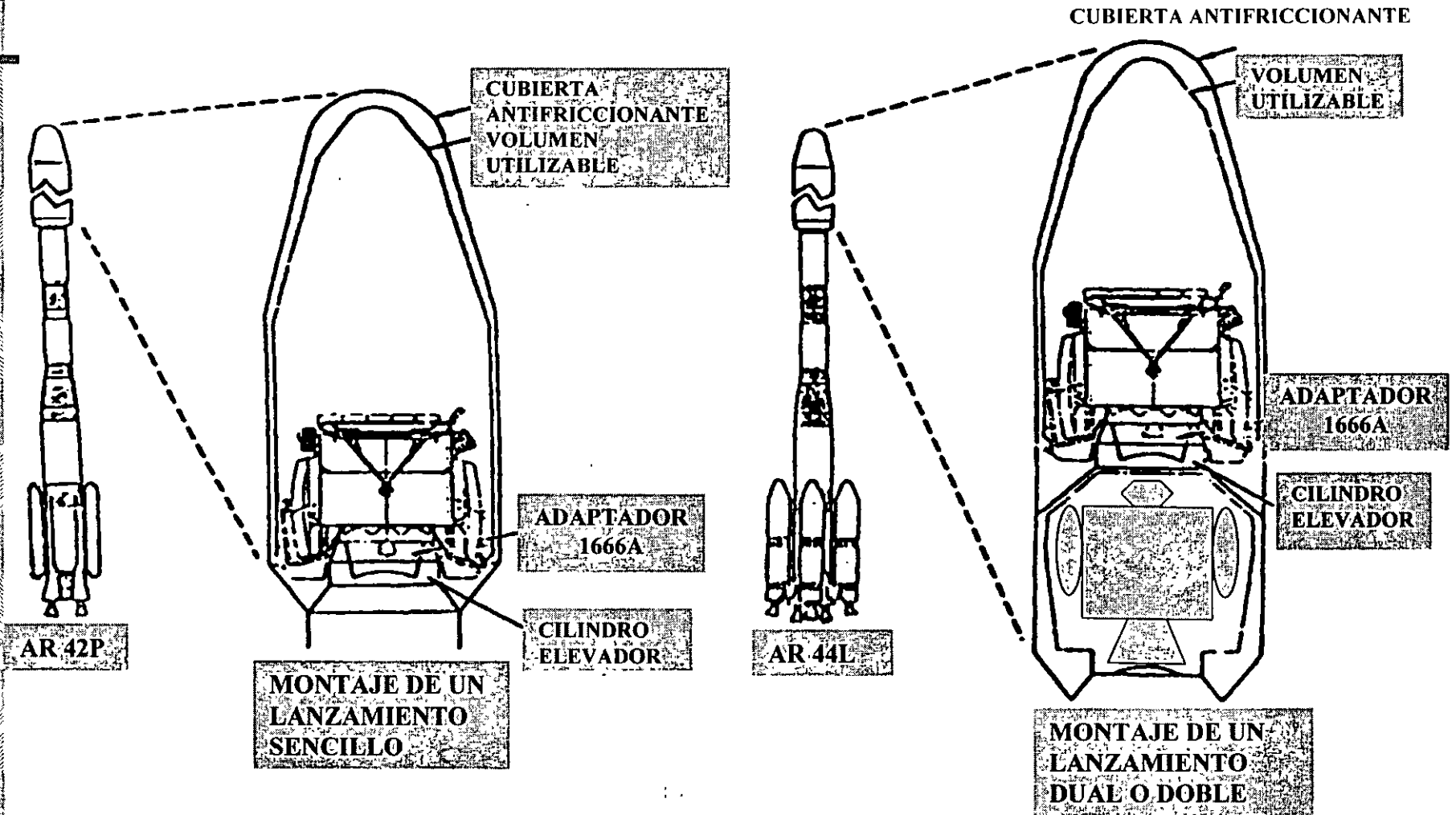
---

- **Embarque y desempaquete del satélite en el sitio de lanzamiento. (1 día)**
- **Verificación de adaptador y umbilicales (1 día)**
- **Preparación y carga de combustibles y baterías ( 8 días)**
- **Pruebas funcionales a cada uno de los sistemas del satélite (3 días)**
- **Pruebas eléctricas con adaptador y de telemetría y comandos (2 días)**
- **Operaciones combinadas, cierre y traslado de compuesto a la torre (4 días)**
- **Verificaciones finales, ensayos y Lanzamiento (3 días)**

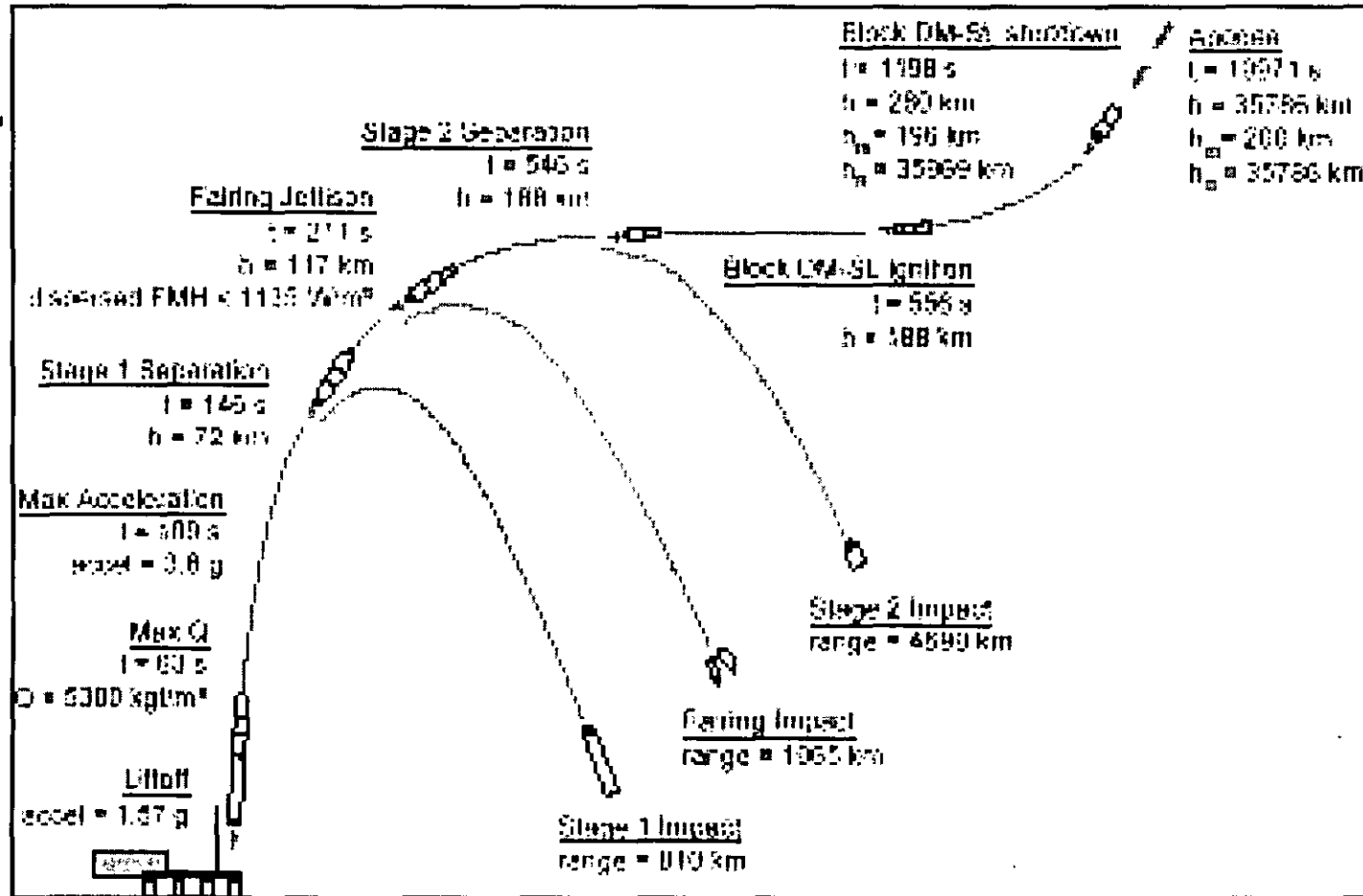
# Vehículos de Lanzamiento

## Campaña de Lanzamiento con Ariane

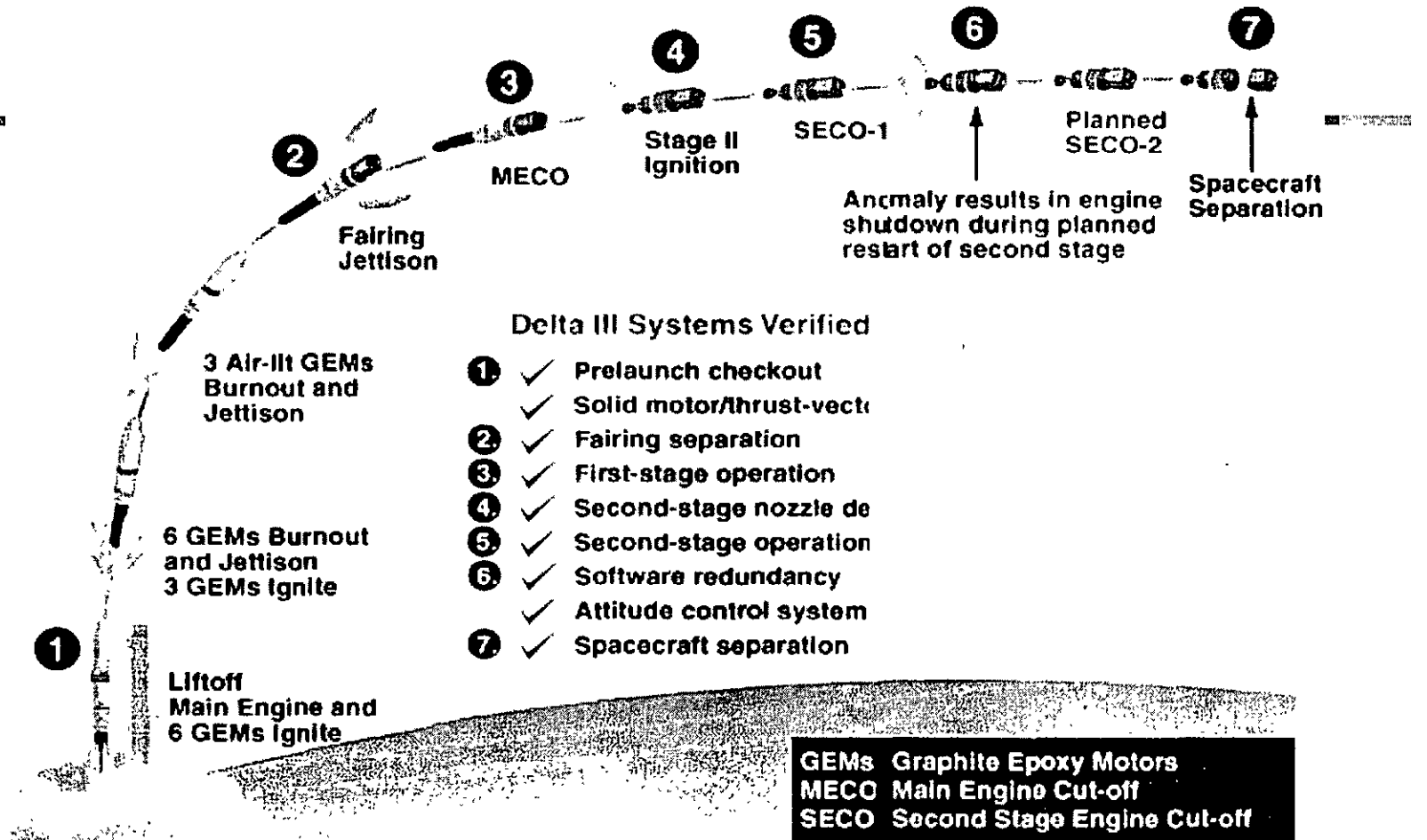
### ENCAPSULAMIENTO EN UN LANZAMIENTO SENCILLO Y DUAL



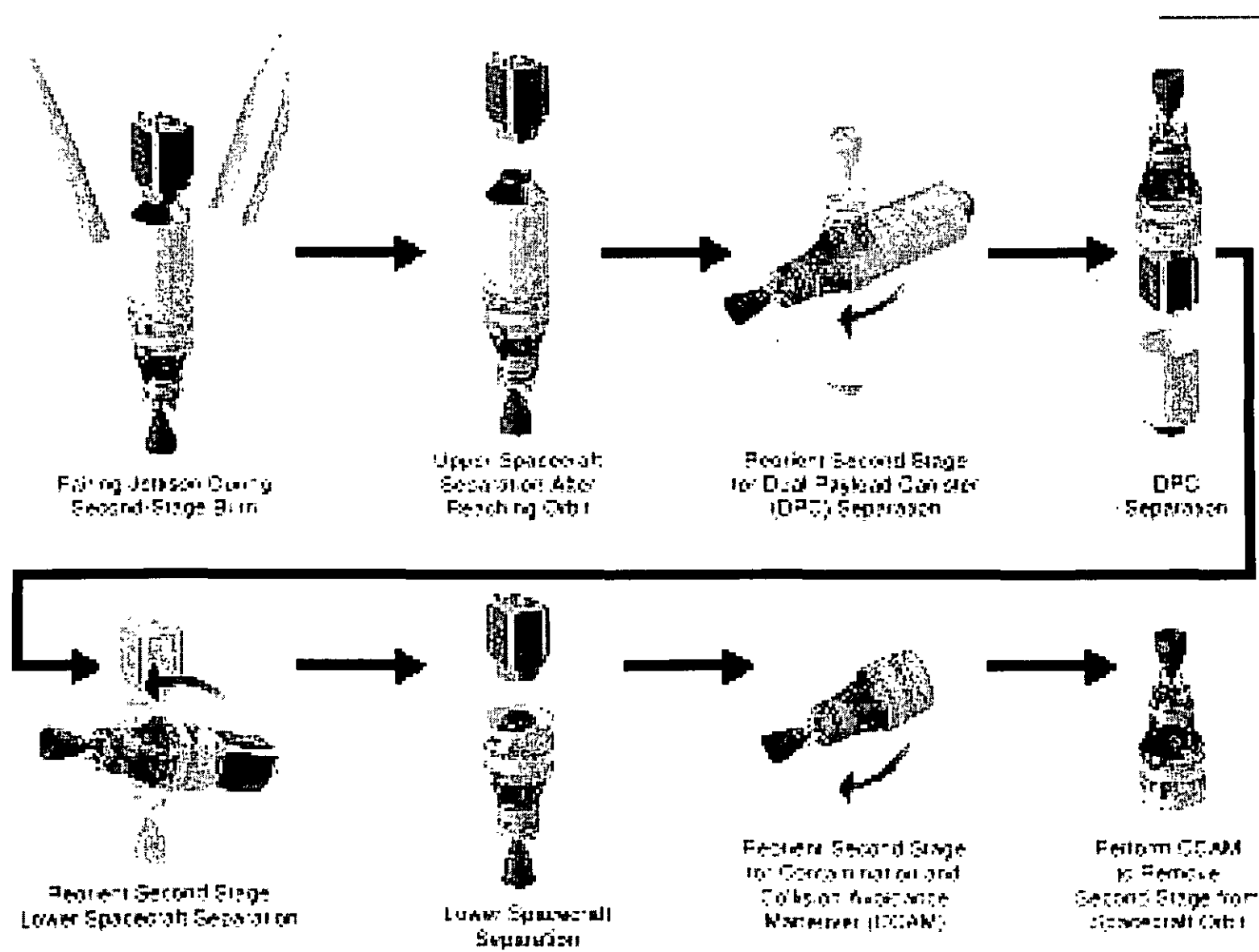
# Perfil de la Misión



# Perfil de la Misión



# Perfil de Misión Dual (secuencia de maniobras de separación y evasión)



# **Misión de Lanzamiento S5 (36 días)**

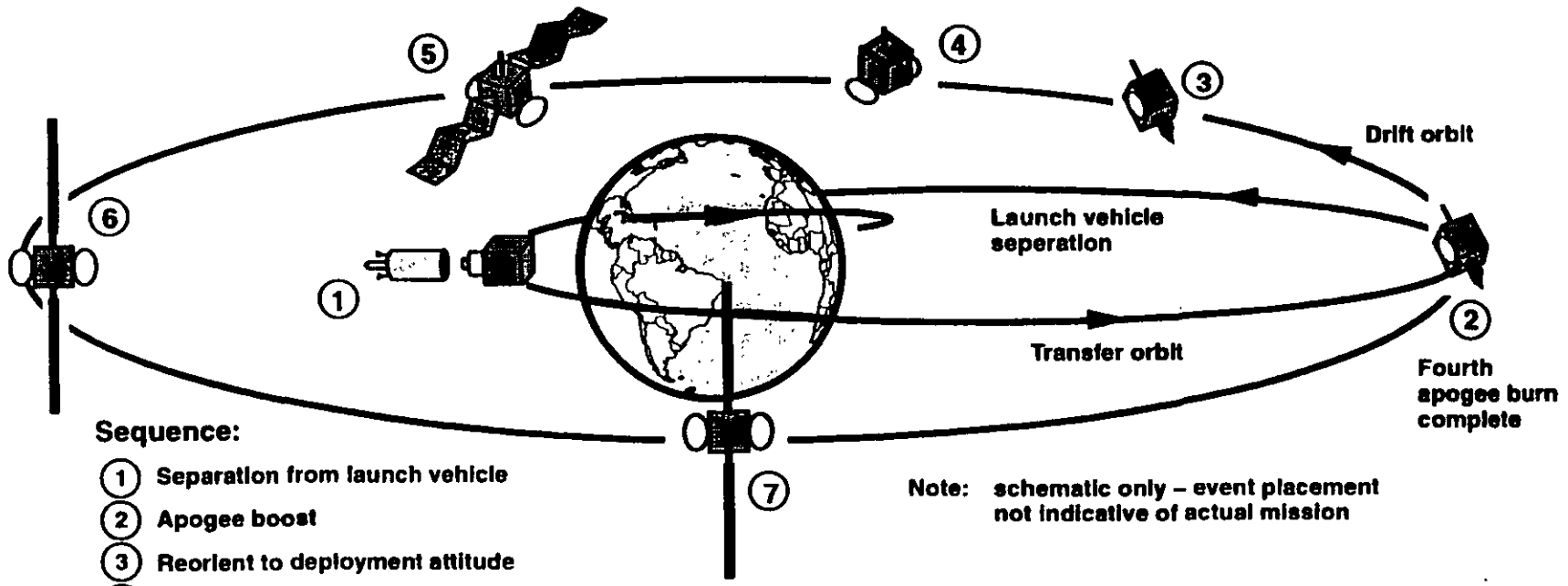
## **SECUENCIA TIPICA DE EVENTOS DE LA MISION**

- **Separación y reorientación para encendidos de perigeo (1 día)**
- **5 Encendidos de motor en perigeo (4 días)**
- **Reorientación para encendidos de apogeo (1 día)**
- **4 encendidos de motor en apogeo ( 6 días)**
- **Reorientación para despliegues (1 día)**
- **Despliegue de antenas y paneles solares (3 días)**
- **Pruebas en órbita de los subsistemas de la plataforma (5 días)**
- **Pruebas en órbita a la carga útil (15 días)**



# Misión de Lanzamiento

## SECUENCIA TIPICA DE EVENTOS DE LA MISION



**Sequence:**

- ① Separation from launch vehicle
- ② Apogee boost
- ③ Reorient to deployment attitude
- ④ Reflector deployments
- ⑤ Solar wing deployments
- ⑥ Sun acquisition
- ⑦ Earth acquisition on-station operation

Note: schematic only – event placement not indicative of actual mission

## **Operaciones Orbitales**

### **LAS PERTURBACIONES NATURALES AFECTAN LA POSICION DE UN SATELITE GEOESTACIONARIO**

UNA ORBITA GEOSINCRONA SERA AFECTADA POR PERTURBACIONES PROVOCADAS POR EL SOL, LA LUNA Y LA TIERRA PRINCIPALMENTE.

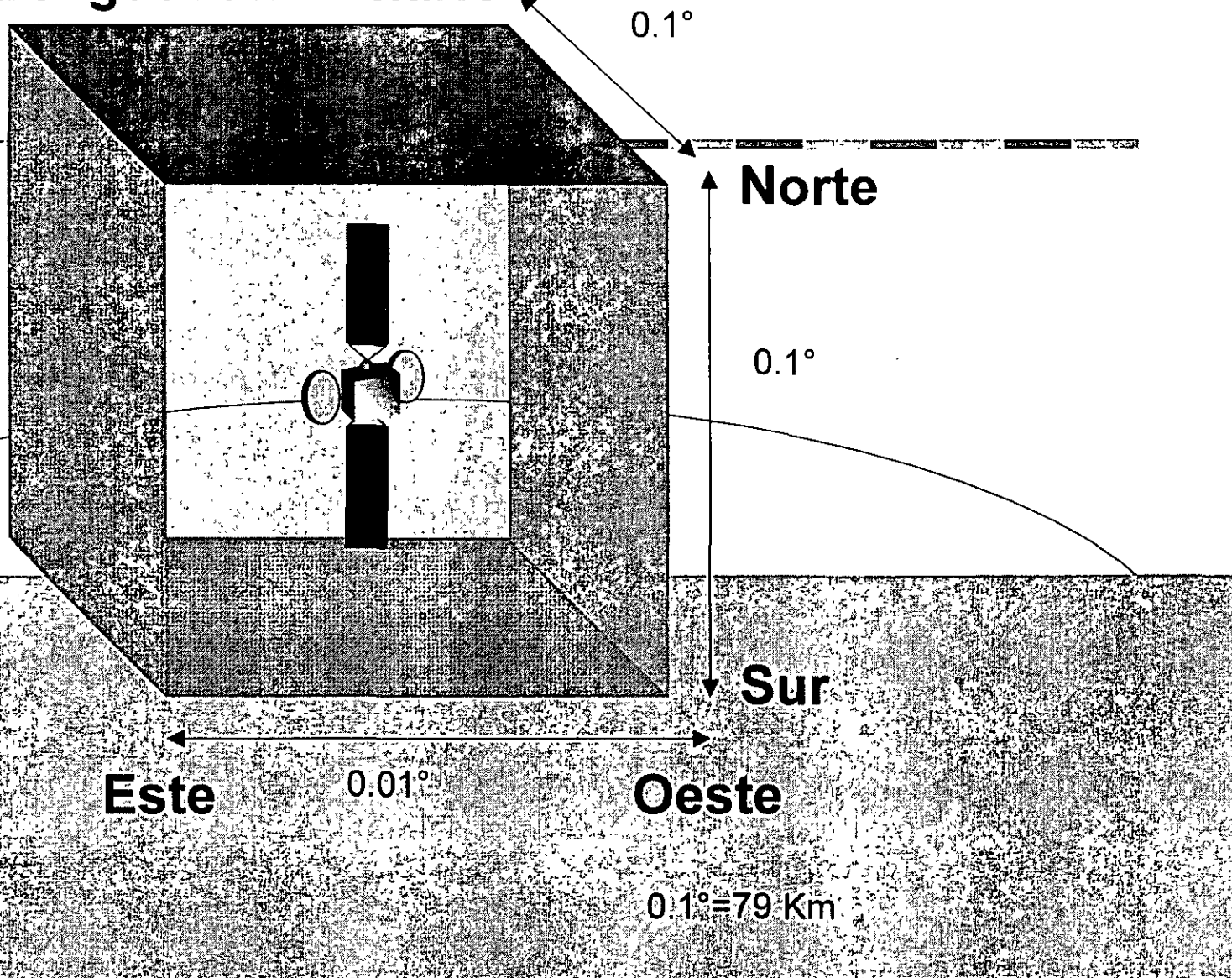
POR ELLO QUE SE REQUIERE CONTROLAR LOS SATELITES CON CIERTA PRIODICIDAD, A FIN DE NO PERMITIR EXCEDA SU "CAJA" DE CONTROL, PARA MANTENER LAS COMUNICACIONES

#### **LOS PRINCIPALES AGENTES Y SUS EFECTOS SON:**

- a). FUERZA DE RADIACION SOLAR
- b). FUERZAS GRAVITACIONALES DEL SOL Y LA LUNA
- c). TRIAXIALIDAD DE LA TIERRA

# Operaciones Orbitales

## Caja de control geostacionario



# Operaciones Orbitales

## a). FUERZA DE RADIACION SOLAR

LA PRESION DE RADIACION SOLAR EJERCIDA SOBRE EL CUERPO DEL SATELITE, PROVENIENTE DEL VIENTO SOLAR, PROVOCA QUE UNA ORBITA INICIALMENTE CIRCULAR, SE CONVIERTA EN UNA ORBITA ELIPTICA, PRODUCIENDO UNA VARIACION DIARIA EN LONGITUD Y UN CAMBIO EN LA ORIENTACION DEL SATELITE.

## **Operaciones Orbitales**

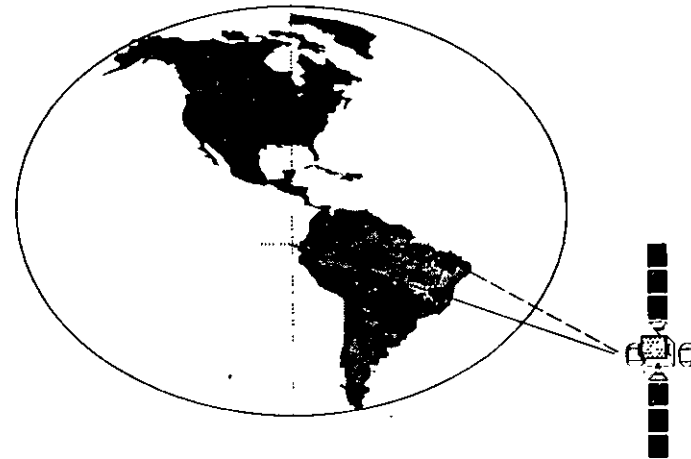
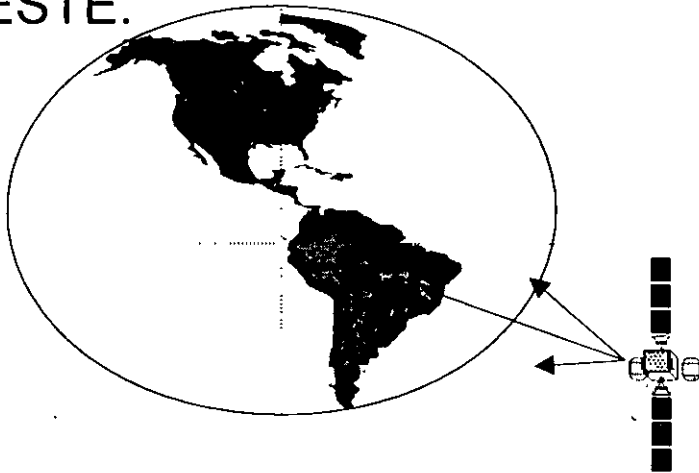
### **b) FUERZAS GRAVITACIONALES DEL SOL, LA TIERRA Y LA LUNA**

LAS FUERZAS DE ATRACCION QUE EJERCEN EL SOL, LA TIERRA Y LA LUNA SOBRE EL SATELITE, PROVOCAN QUE EL PLANO DE LA ORBITA CAMBIE Y NO PERMANEZCA SOBRE EL PLANO DEL ECUADOR, PRODUCIENDO UNA VARIACION DIARIA EN LA LATITUD O INCLINACION DE LA ORBITA.

# Operaciones Orbitales

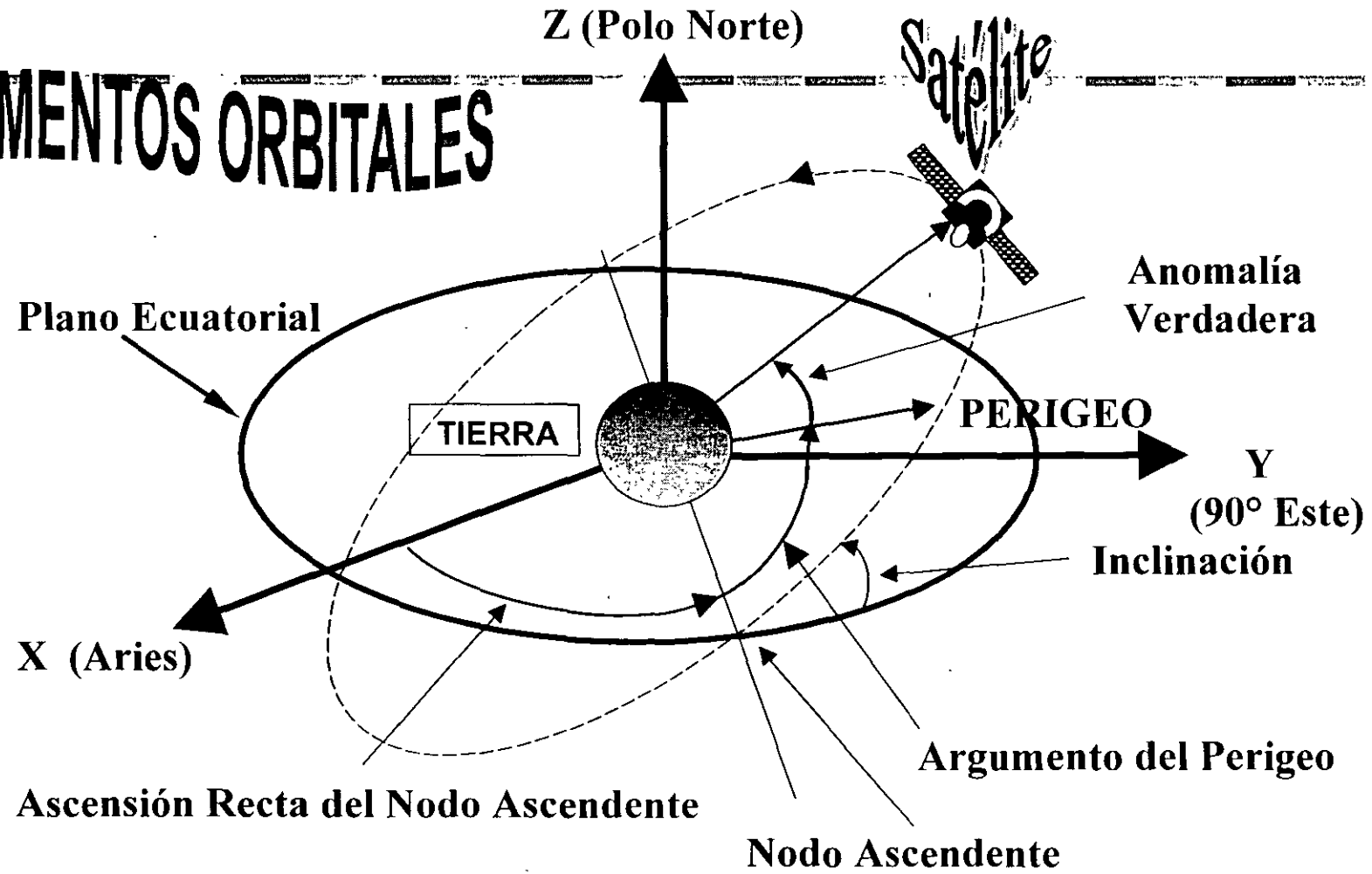
## C). TRIAXIALIDAD DE LA TIERRA

CONSIDERANDO QUE LA TIERRA NO ES COMPLETAMENTE ESFERICA SINO ENSANCHADA EN EL ECUADOR Y ACHATADA EN LOS POLOS, LA FUERZA DE ATRACCION GRAVITACIONAL NO ESTA EN DIRECCION EXACTAMENTE HACIA AL CENTRO DE LA TIERRA, MANIFESTANDOSE UNA PERTUBACION TANGENCIAL A FAVOR O EN CONTRA DEL MOVIMIENTO (DEPENDIENDO DE LA RANURA ORBITAL EN LA QUE SE ENCUENTRE CADA SATELITE) QUE PRODUCE UNA DERIVA EN LONGITUD HACIA EL ESTE O HACIA EL OESTE.



# Operaciones Orbitales

## ELEMENTOS ORBITALES



# Operaciones Orbitales

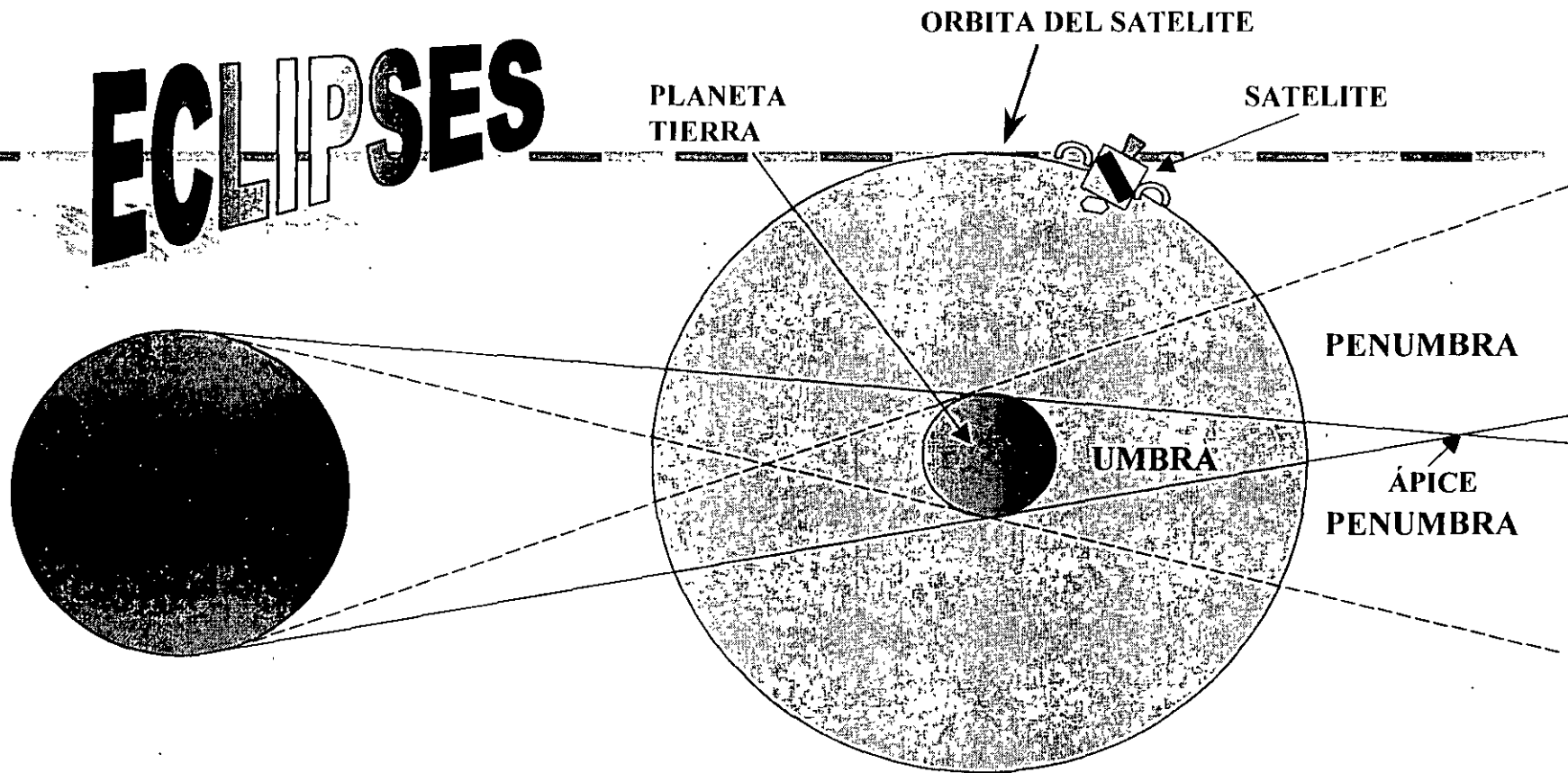
---

## CONTROL DE LAS FUERZAS PERTURBADORAS PERIODICIDAD DE MANIOBRAS

CADA SATELITE ESTA PROVISTO DE UN SUBSISTEMA DE PROPULSION PARA EL CONTROL DE LAS FUERZAS PERTURBADORAS QUE MODIFICAN LA INCLINACION, DERIVA Y EXCENTRICIDAD DE SU ORBITA. EN LA ESTACION EN TIERRA SE ESTIMAN LA POSICION DEL SATELITE, EL TAMAÑO DE LA PERTURBACION Y EL CALCULO DE MANIOBRAS NECESARIAS PARA LA CORRECCION, CON EL OBJETO DE MANTENER A LOS SATELITES DENTRO DE SU CAJA DE OPERACION OPTIMA DURANTE UN CICLO DE DIAS DETERMINADO.

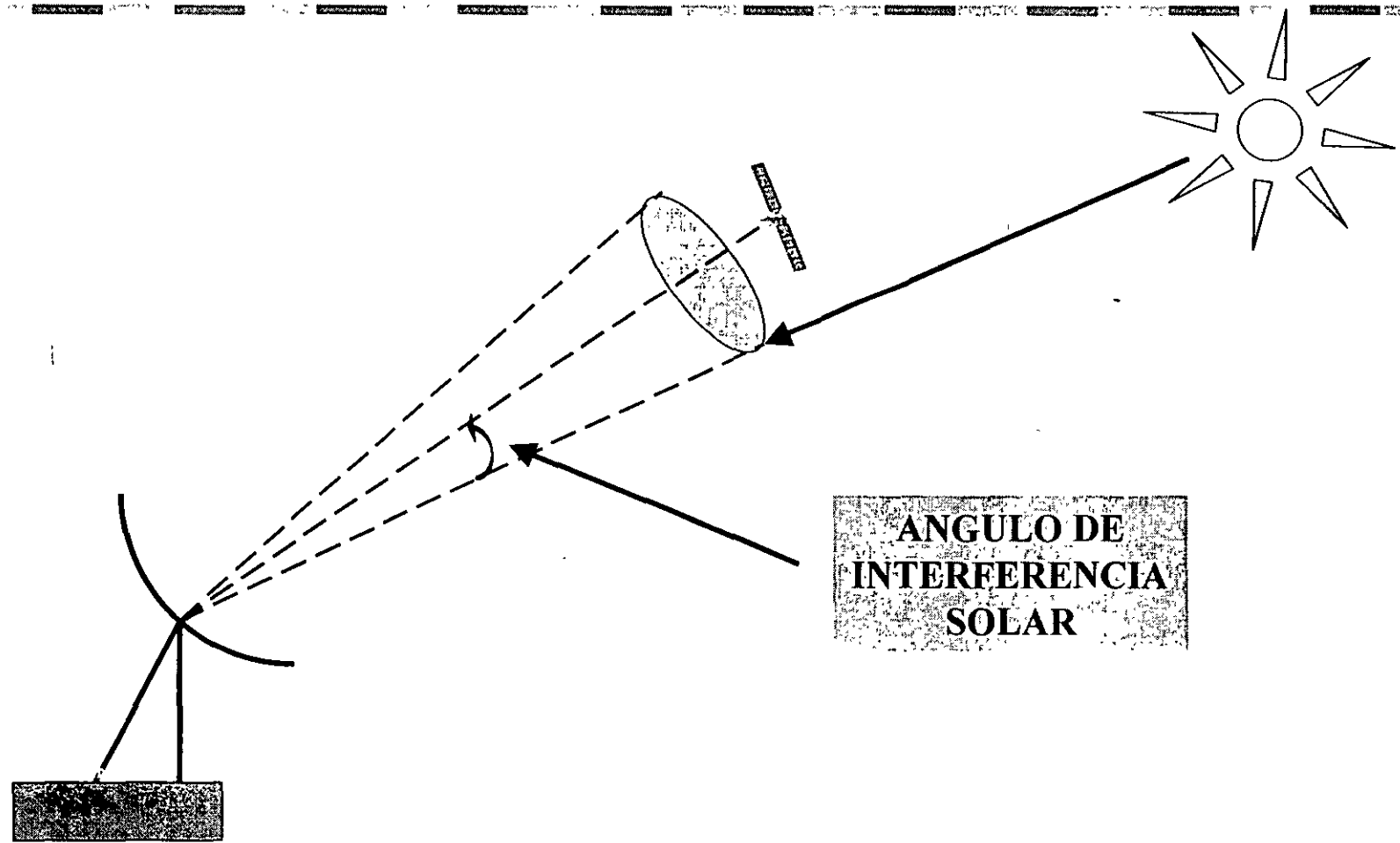


## ECLIPSES

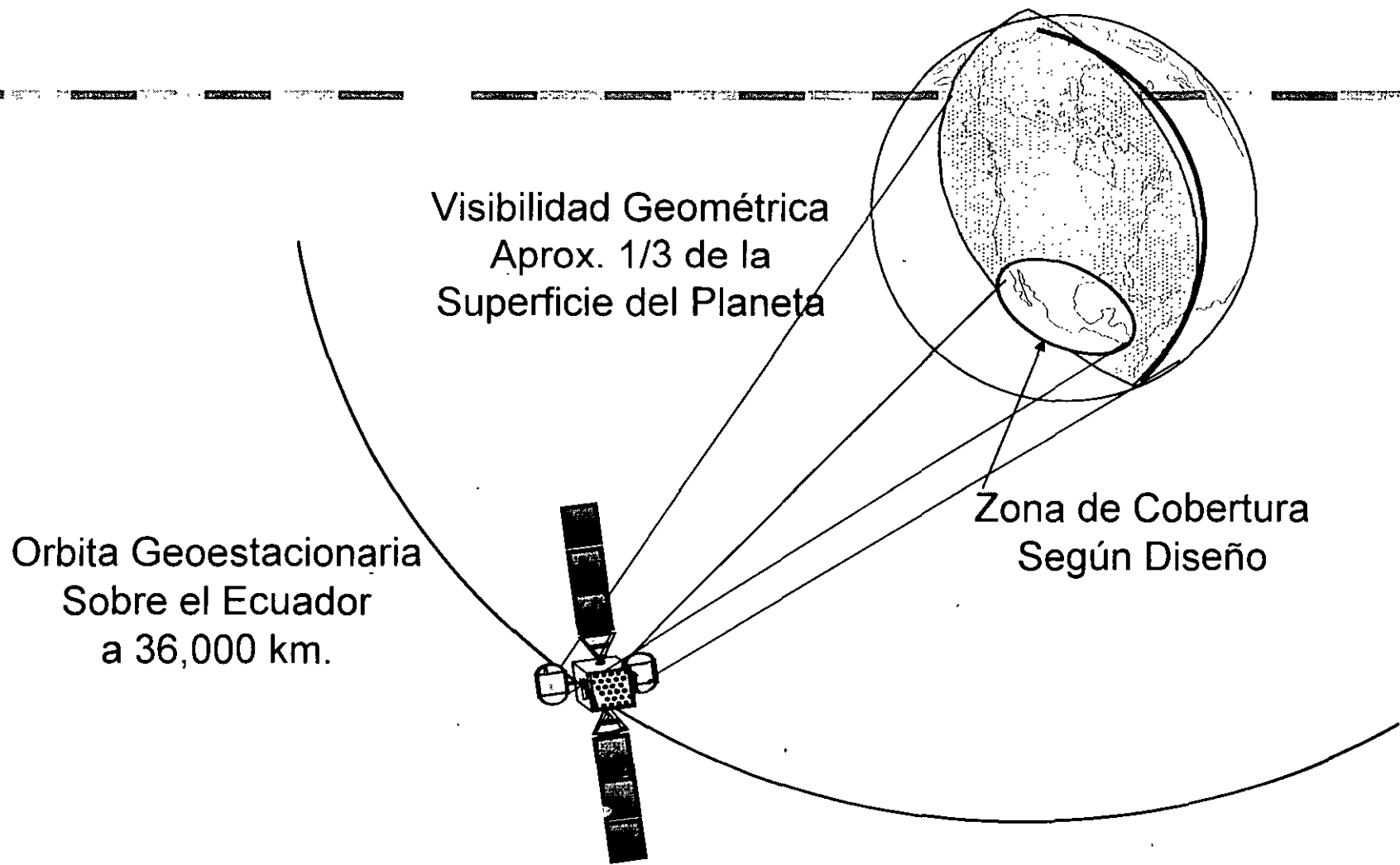


- LOS ECLIPSES TOTALES OCURREN EN LA UMBRA
- LOS ECLIPSES PARCIALES OCURREN EN LA PENUMBRA
- LOS ECLIPSES ANULARES OCURREN EN LA EXTENSION DEL CONO HACIA EL ÁPICE

## GEOMETRIA DE INTERFERENCIAS SOLARES CON LAS ESTACIONES

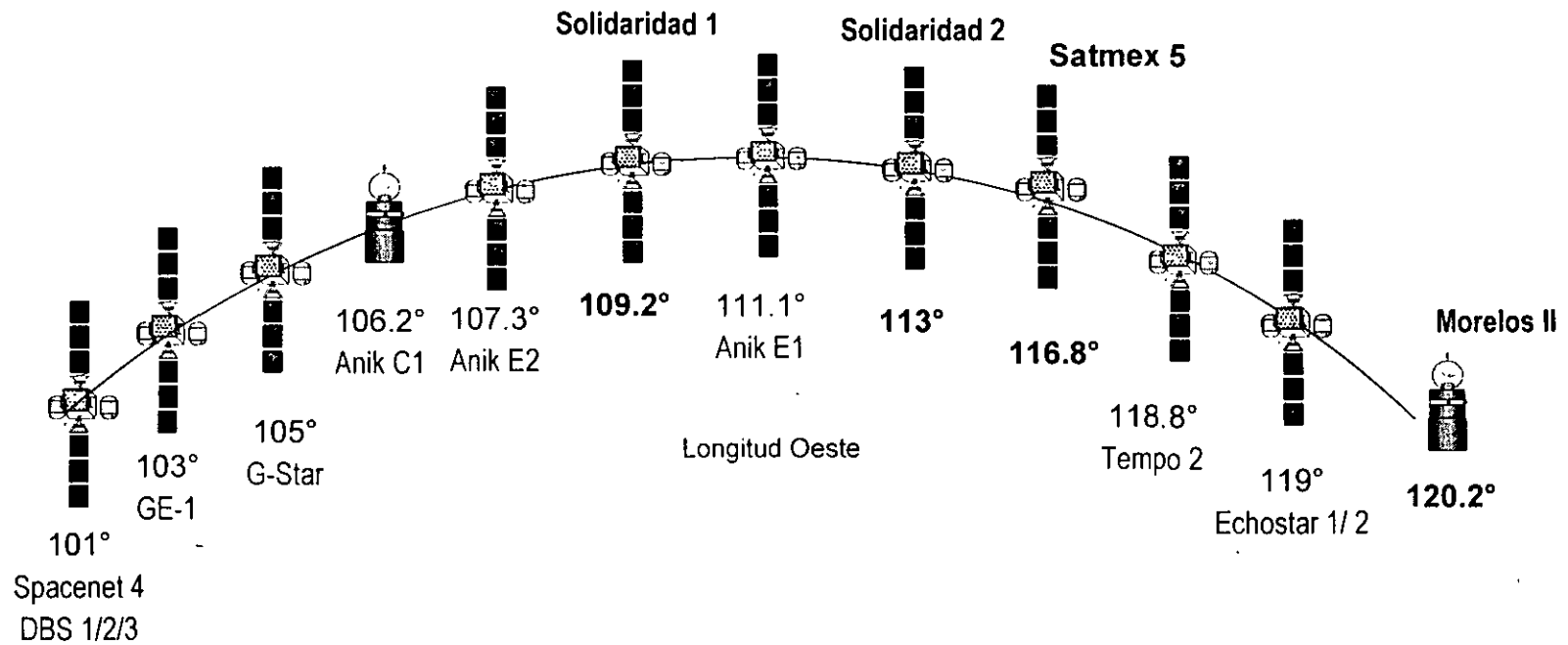


# Cobertura por satélite geoestacionario



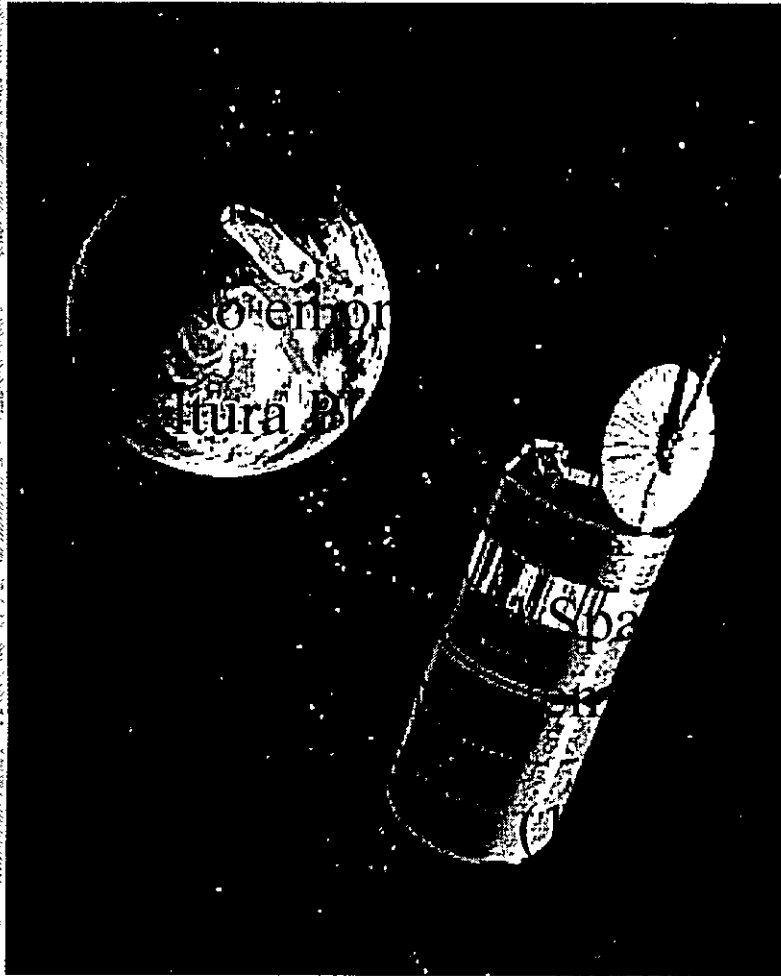


# Posiciones orbitales y colindancias de los satélites de SATMEX



Mayo 2000

# Satélites Morelos I y II



2 m

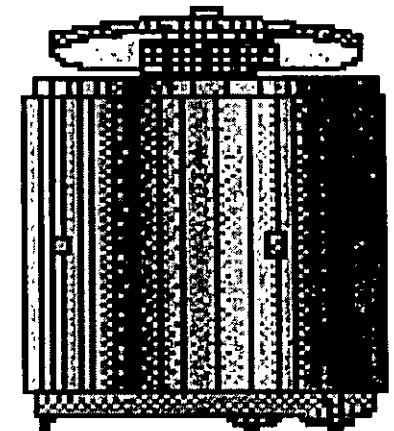
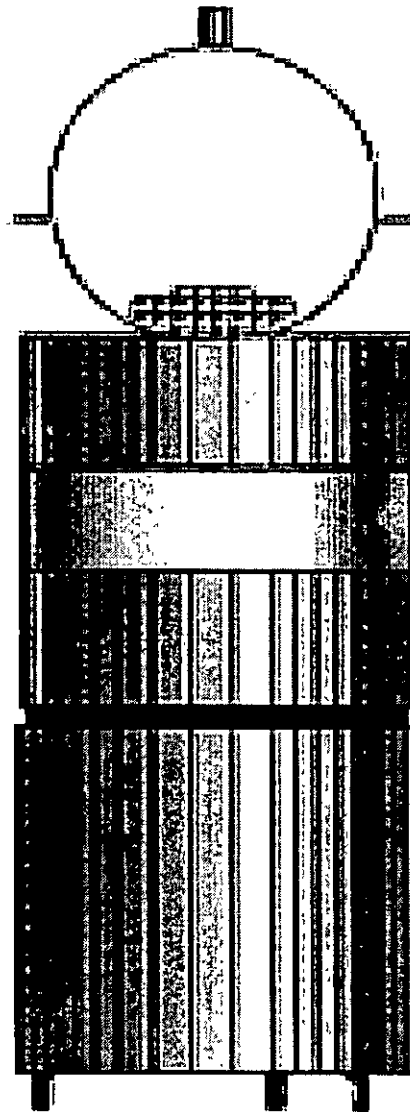
6.5 kg

5 m

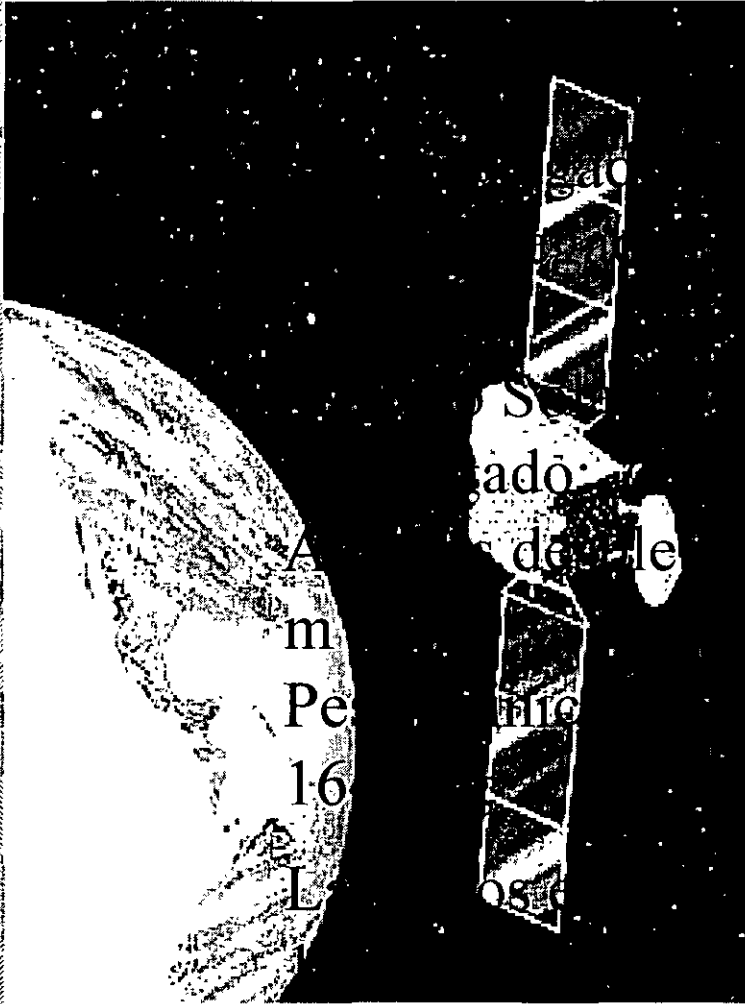
6 m

little

, 85.



# Satélites Solidaridad I y II

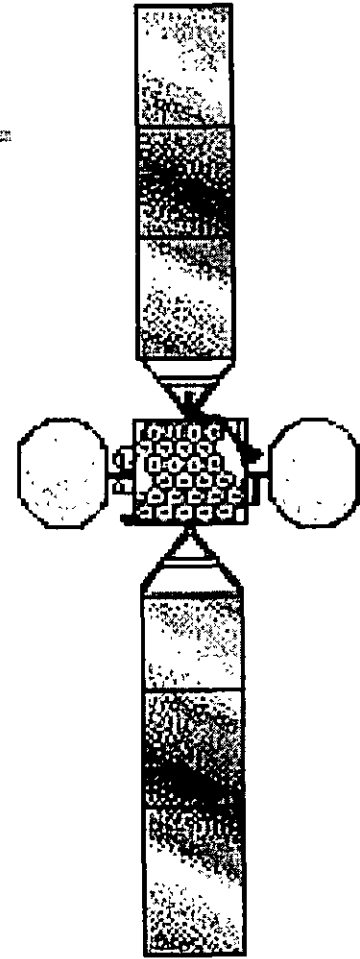
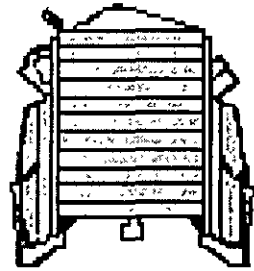


1 m  
0.7 m x

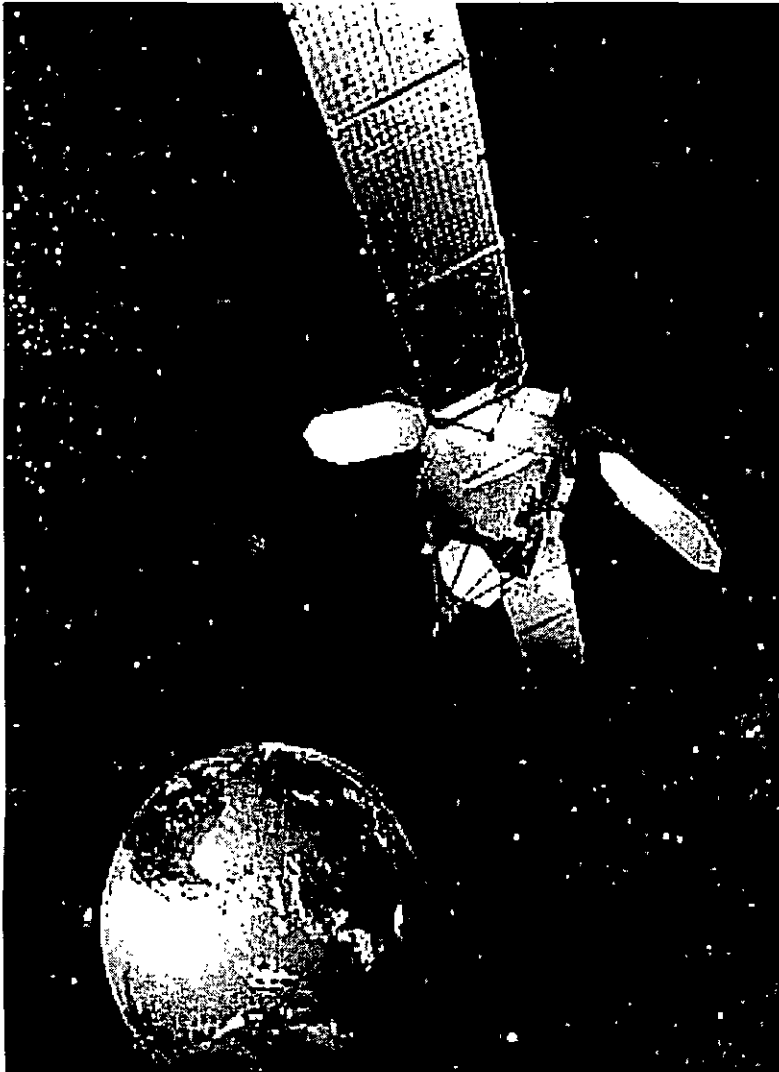
Antenas: 7.2

Vida:

19,  
94



## Satmex 5



**Arreglo solar:** 26 m

**Antenas:** 9.4 m

**Plegado:** altura: 5.5 m

Ancho: 3.5 m x 2.6 m

**Peso:**

Lanzamiento: 4135 kg

Fecha: Dic. 5, 1998

En órbita: 2267 kg (inicio de vida)



# Sistema Satelital de SATMEX

## Especificaciones Generales


Nota: Especificaciones por cada satélite.



**FACULTAD DE INGENIERÍA UNAM  
DIVISIÓN DE EDUCACIÓN CONTINUA**

**"Tres décadas de orgullosa excelencia" 1971 - 2001**

## **CURSOS ABIERTOS**

# **DIPLOMADO INTERNACIONAL EN TELECOMUNICACIONES**

## **MODULO II: TELECOMUNICACIONES VÍA SATELITE**

**TEMA**

**CENTRO DE CONTROL**

**PALACIO DE MINERIA  
MAYO 2001**



# TC&R Telemetría Comando y Rango

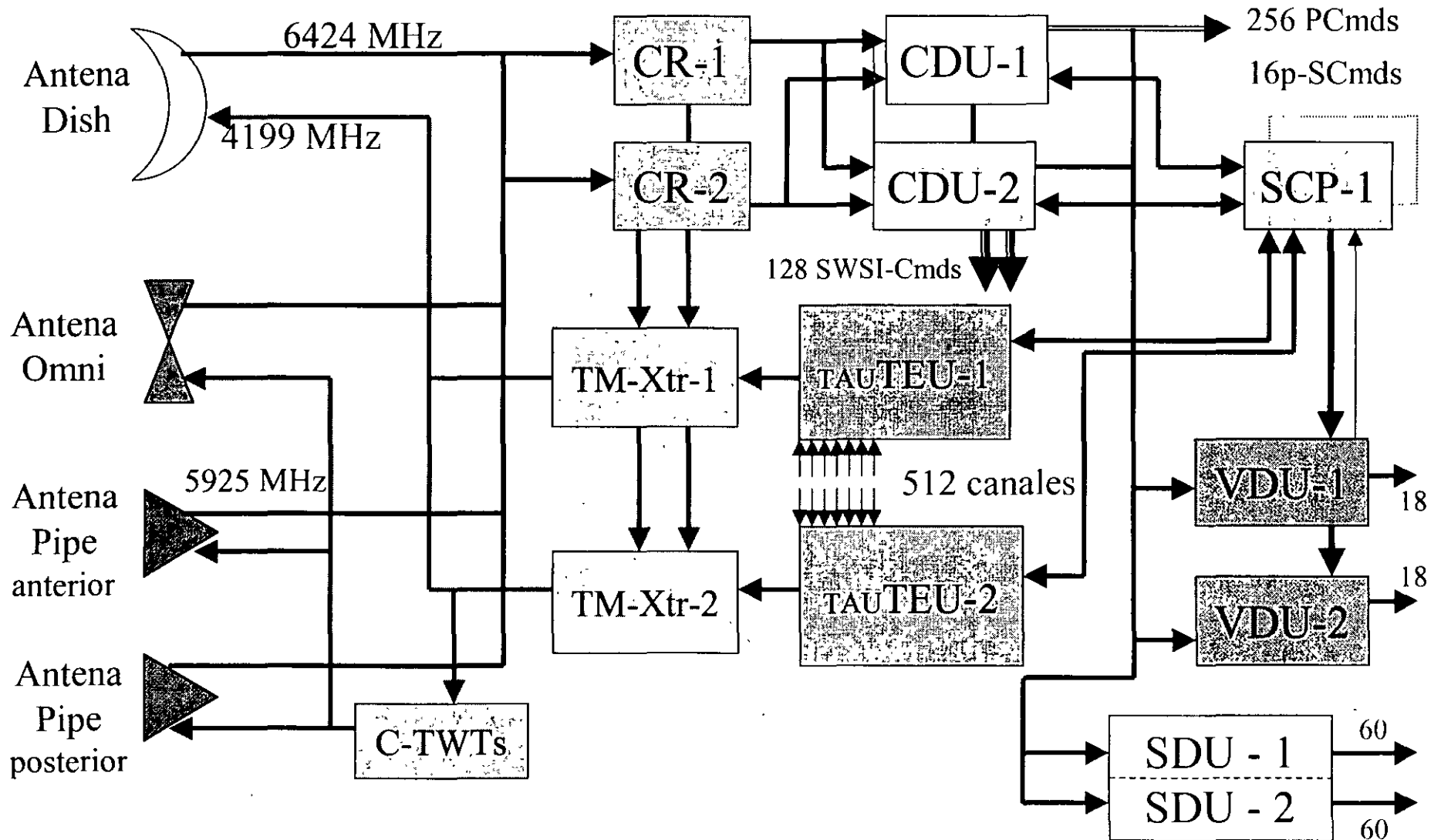
---

## Objetivos:

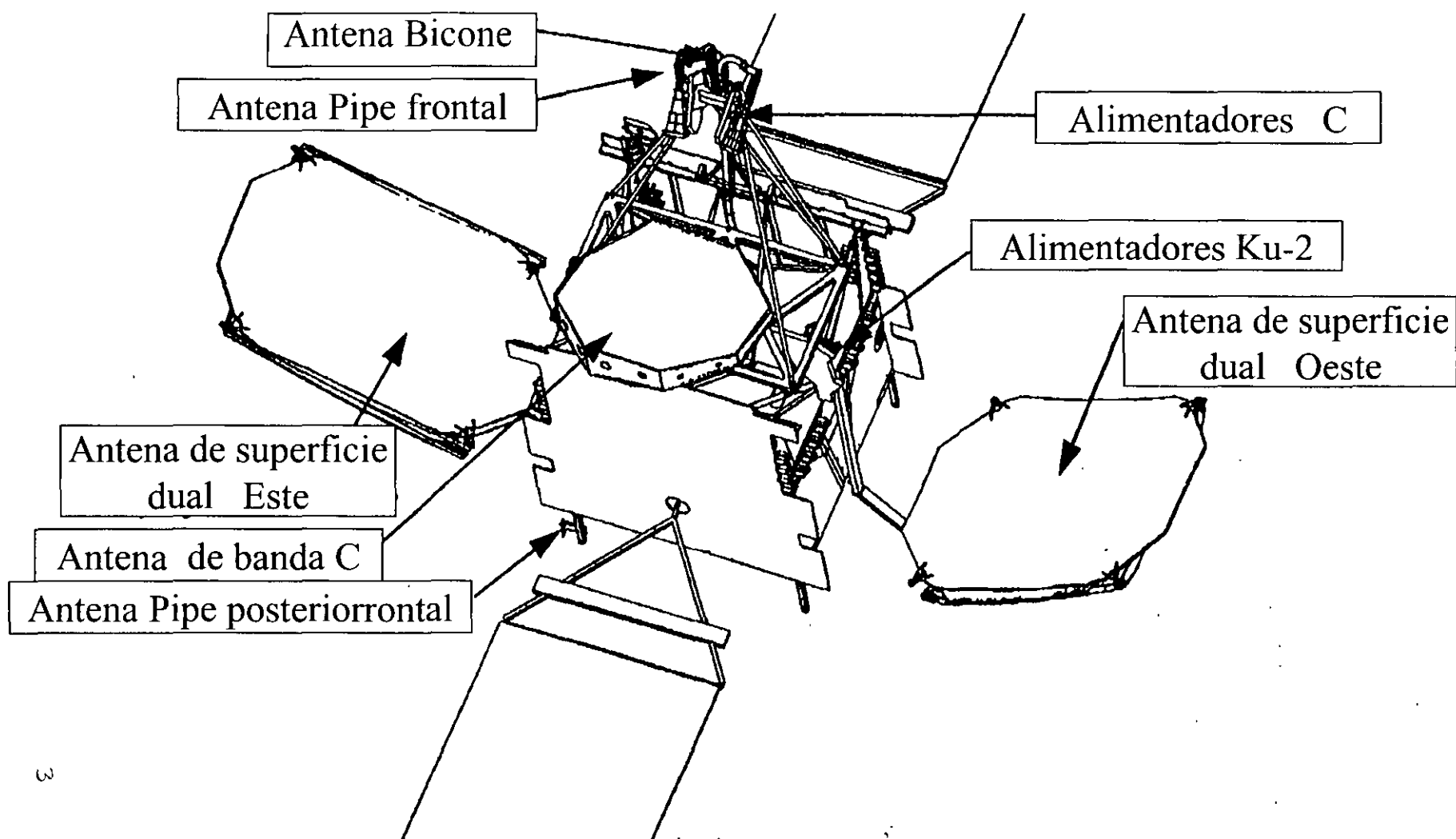
- **Telemetría**. Colectar y organizar toda la información referente al estado de salud del satélite, para transmitirla a la Estación de Control.
- **Comando**. Recibir, interpretar y ejecutar las instrucciones generadas en la Estación de Control o en el SCP (Potencia y Orientación).
- **Rango**. Determinar de manera precisa la distancia entre el satélite y la Estación de Control para conocer su órbita y, en consecuencia, calcular los ajustes orbitales requeridos por el satélite.



# TC&R Diagrama de Bloques



# TC&R Localización de las Antenas





# TC&R Unidades de Telemetría

La Telemetría se forma de 512 sensores. Esta información del estado de salud del satélite son datos de tipo: analógicos, lógicos y serie.

- El **Codificador de Telemetría ( TEU )** es la unidad que colecta, digitaliza, formatea, codifica y modula (PCM: NRZ-M ) toda esta información. Con esta señal modula en fase (PM) a dos subportadoras de 32 kHz y las entrega a:

- a) Transmisor de telemetría (TM-Xtr), el cual las transmitirá a la Estación de Control.

- b) Procesador de Control del Satélite (SCP), el cual controla operación autónoma y los algoritmos de Protección de Falla (FP).

TEU Latch = Enabled

De esta forma, cada TEU entrega dos flujos de telemetría y solo un TEU se mantiene encendido y en línea.



# TC&R Unidades de Telemetría

---

Los principales parámetros con los que se transmite la telemetría son:

- 1.- Formatos: **2** (solo SCP-1), **3** (solo SCP-2), **1 y 4** (ambos SCPs)
- 2.- Velocidad Tx: **1000**, 2000, 4000, 4800 (bps)
- 3.- Modo: **Normal**, Dwell <sup>8/512</sup>

La **TAU** es la unidad que protege los circuitos sensibles del TEU contra descargas electrostáticas.

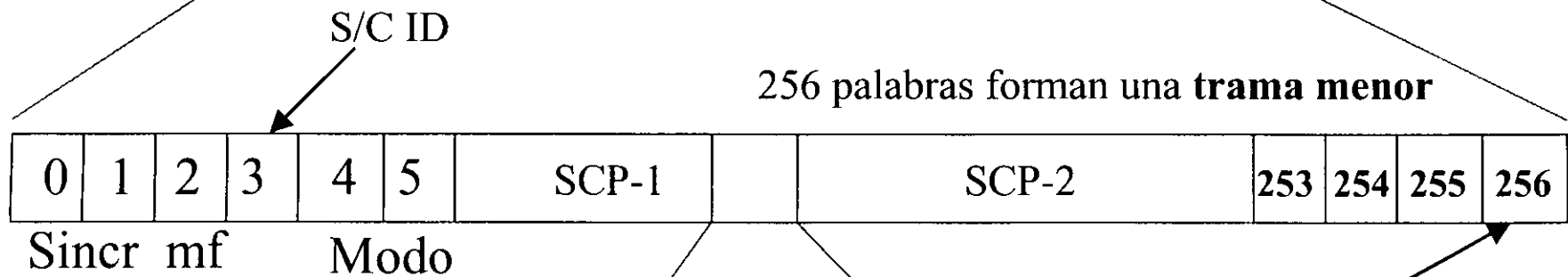


# TC&R Formato de Telemetría

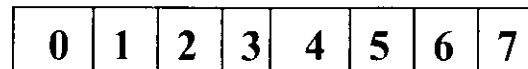
32 tramas menores forman una **Trama Mayor**



256 palabras forman una **trama menor**



8 bits forman una palabra



Checksum  
detección de errores

Propiedad SATMEX





# TC&R Unidades de Telemetría

El **Transmisor de Telemetría** tiene la capacidad de seleccionar a su entrada, y mediante un comando de tierra, entre:

- a) Telemetría PCM del TEU y
- b) Tonos de Rango del Receptor de Comandos (CR)

Su función básica consiste en modular en fase (PM) a las portadoras de telemetría (4199 MHz) y a los tonos de rango, para transmitir las a la Estación de Control a través de la antena “Dish”.

Para transmitir la telemetría a través de las antenas “Omni” o “Pipe”, y debido a la baja ganancia de éstas, las señales del TM-Xtr se enrutan a través de un transpondedor de la banda C.



# TC&R Unidades de Comando

El **Receptor de Comandos (CR)** recibe la señal de comando de la Estación de Control y la convierte de RF a IF (249.5 MHz), y enseguida la demodula en frecuencia para entregarla a ambos CDUs.

Genera los niveles de AGCs que sirven como referencia para la Estación de Control.

El **Decodificador de Comandos (CDU)** recibe la subportadora del:

- a) CR @ 50 bps la demodula y la decodifica (PCM, RZ-FSK).
- b) SCP @ 1 kbps la decodifica

Y después de verificar la autenticidad del comando, lo entrega a la unidad correspondiente para su ejecución.



# TC&R Formato de Comandos

**PCmds**      0      1 2      4 5      6 7      17 18      33 34      39      40      41      47

S	Selec CDU	Modo Ejec	Ancho del pulso	Comando	0	Identif Satélite	0	Detección de errores
---	--------------	--------------	--------------------	---------	---	---------------------	---	-------------------------

**SCmds**      0      1 2      4 5      9 10      33 34      39      40      41      47

S	Selec CDU	Modo Ejec	Puerto de salida	Datos	Identif Satélite	0	Detección de errores
---	--------------	--------------	---------------------	-------	---------------------	---	-------------------------

**SWSCmds**

0      1 2      4 5      9 10      17 18      33 34      39      40      41      47

S	Selec CDU	Modo Ejec	1	Puerto de salida	Datos	Identif Satélite	0	Detección de errores
---	--------------	--------------	---	---------------------	-------	---------------------	---	-------------------------

S = Bit de sincronía      Modo: Inmediato / Retardado

SWSCmds @ 125 bps



## TC&R Unidades de Comando

---

El **Manejador de válvulas (VDU)** recibe los PCmds del CDU o del SCP en línea, y proporciona la corriente necesaria para operar las Válvulas Latch (6-LVs) y las Válvulas de los impulsores de bipropelante (7-ThrVs).

Debido a restricciones térmicas, se puede operar hasta 4 impulsores durante 1 hora.

El **Manejador de “squibs” (SDU)** recibe los Cmds del CDU en línea y proporciona la corriente necesaria para operar los 45 Detonadores Electro-Explosivos. Esta unidad se apaga después de las Pruebas en Órbita (IOT).

Permite disparar hasta cuatro “squibs” en forma simultánea.



# TC&R Rango

Existen básicamente dos tipos de métodos para realizar esta tarea:

## a) Rango vía TC&R

El Receptor de Comandos recibe, a través de la antena, cuatro tonos \* codificados en FSK y modulados en frecuencia (FM); entonces los demodula y los entrega al TM-Xtr, el cual los modula en fase (PM) y los regresa a la Estación de Control a través de la misma antena.

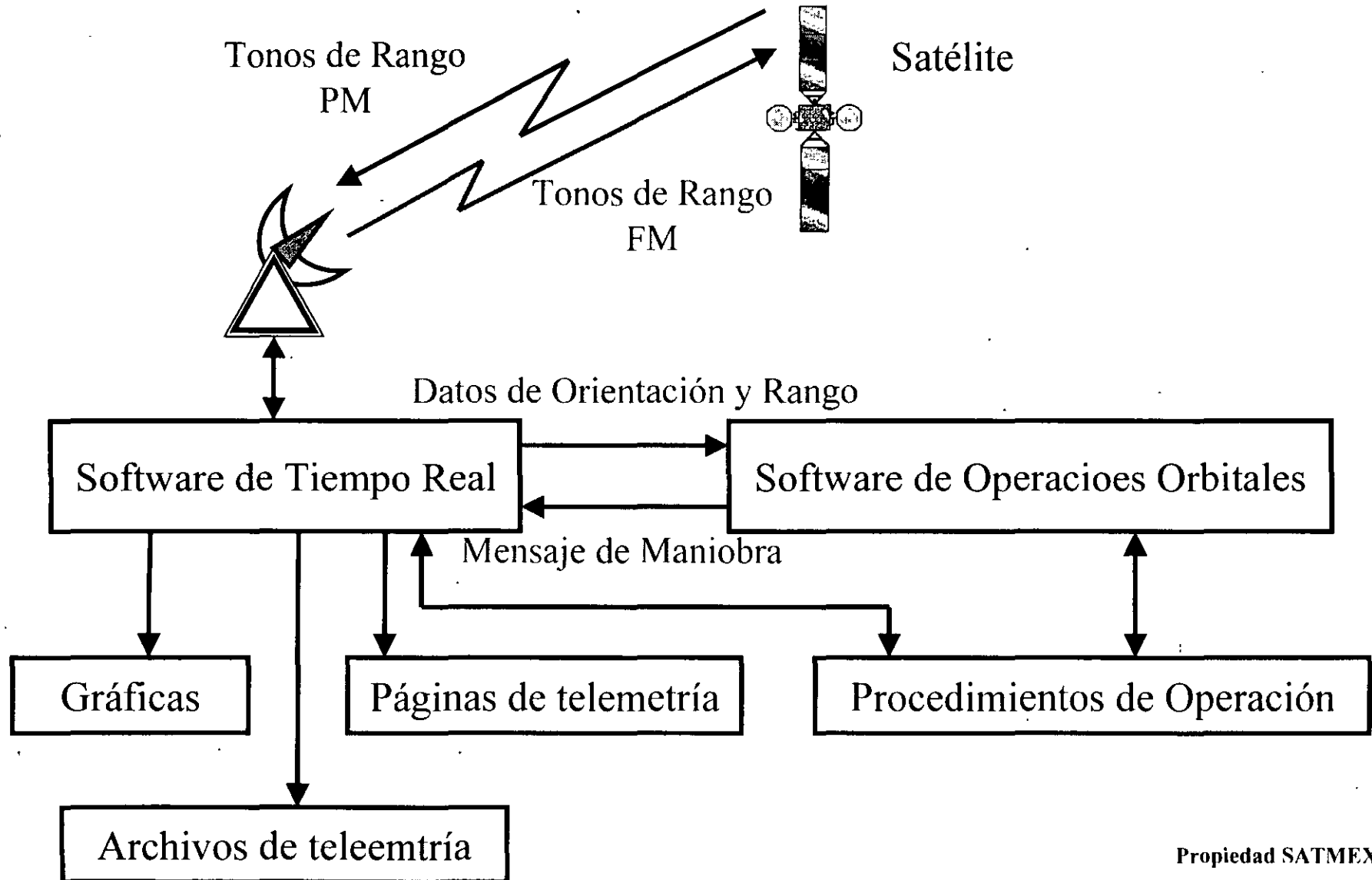
## b) Rango vía Transpondedor

En este caso, la señal de rango sigue la misma ruta que las señales de comunicaciones; esto es: Antena de banda C → Receptor de Comunicaciones → Multiplexor de entrada → Amplificador → Multiplexor de salida → Antena.

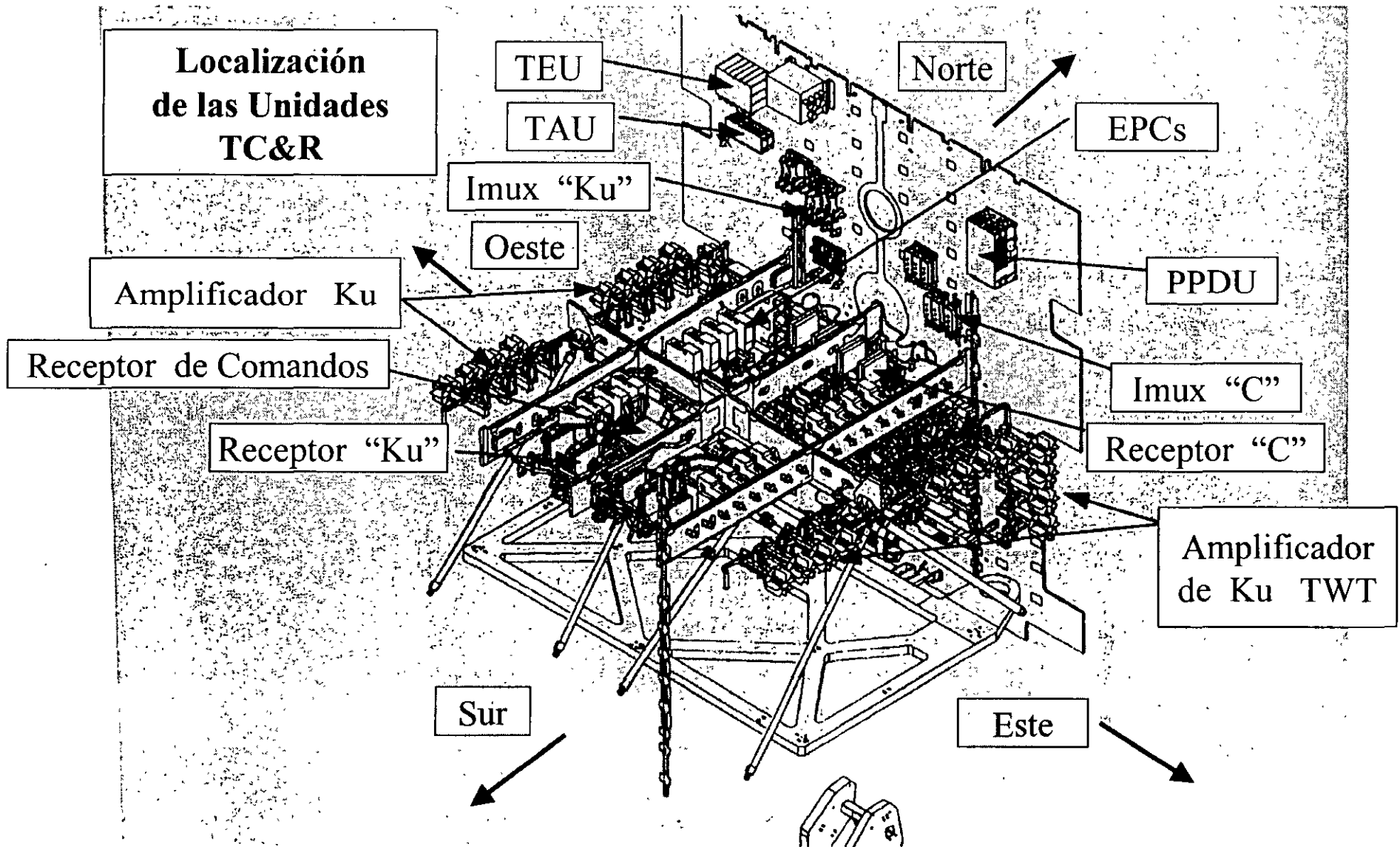
\* 54.25 Hz,      434 Hz,      3.472 KHz,      27.777 kHz

Propiedad SATMEX

# TC&R Diagrama Operativo de Rango



# TC&R Localización de Unidades





# TC&R Estación de Control







# Subsistema de Comunicaciones

Conocido también como la carga útil, ya que es la parte del satélite que utilizan los clientes para obtener el servicio.

Este subsistema esta dividido en la sección de antenas y en la sección del repetidor.

## Sección de Antenas

---

El diseño de las antenas de un satélite esta condicionado principalmente por la cobertura requerida.

El reuso de frecuencias permite un incremento de la capacidad del sistema.

El reuso de frecuencias es llevado a cabo ya sea por medio de la separación espacial de los haces de cobertura, esto es haces a la misma frecuencia pero cubriendo diferentes partes en la tierra, o mediante la discriminación de polarización, esto es, dos haces a la misma frecuencia pero con polarizaciones ortogonales cubriendo la misma área en la tierra.

# Sección de Antenas Satmex 5

ANTENAS DE  
SUPERFICIE DUAL

ANTENA  
OMNIDIRECCIONAL

REFLECTOR  
DE BANDA Ku  
REGION - 1

REFLECTOR DE BANDA C  
TIPO GREGORIANO

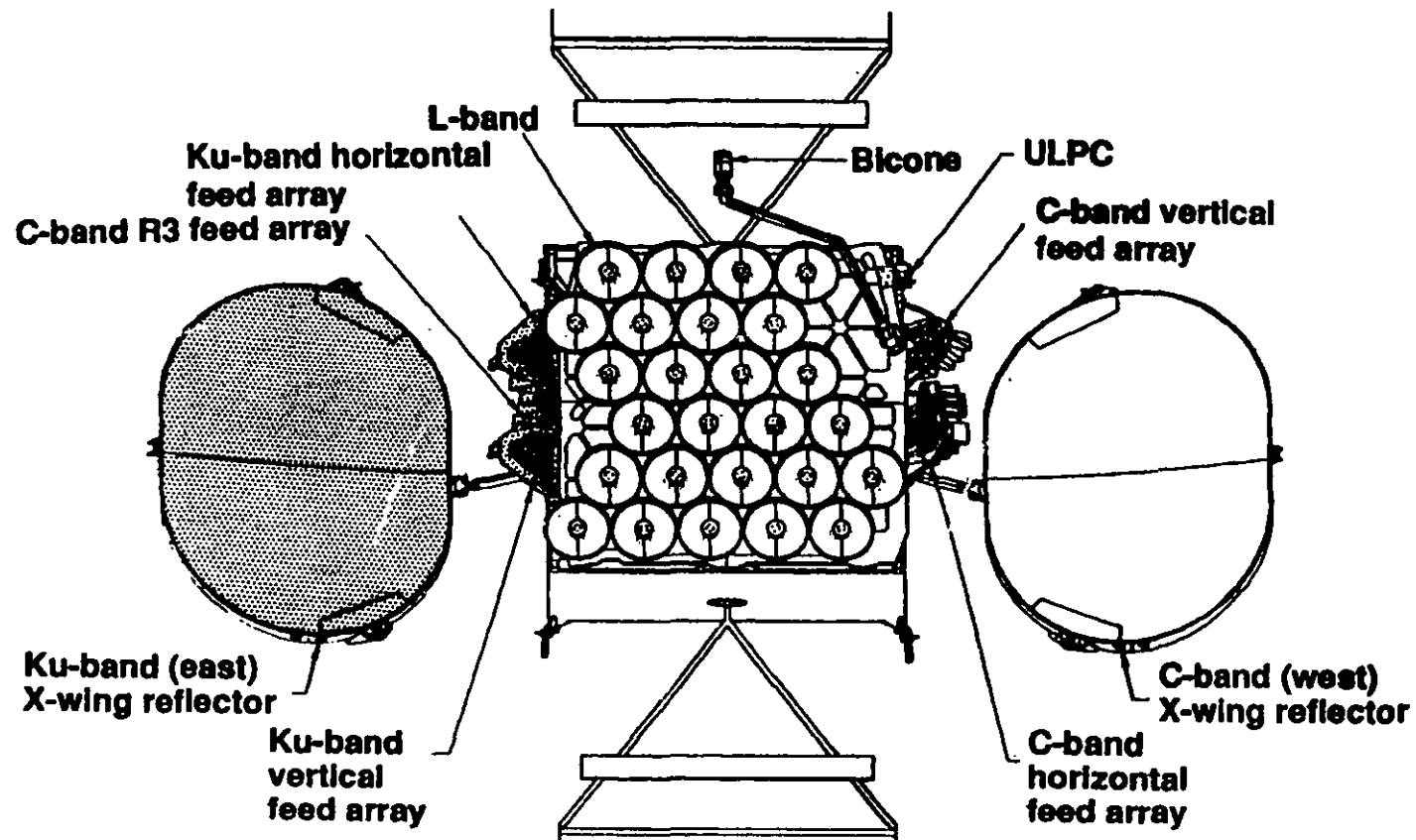
ALIMENTADORES DE  
LA BANDA Ku DE  
BOQUILLA CIRCULAR

REFLECTOR  
DE BANDA Ku  
REGION - 2

ALIMENTADORES  
DE LA BANDA C

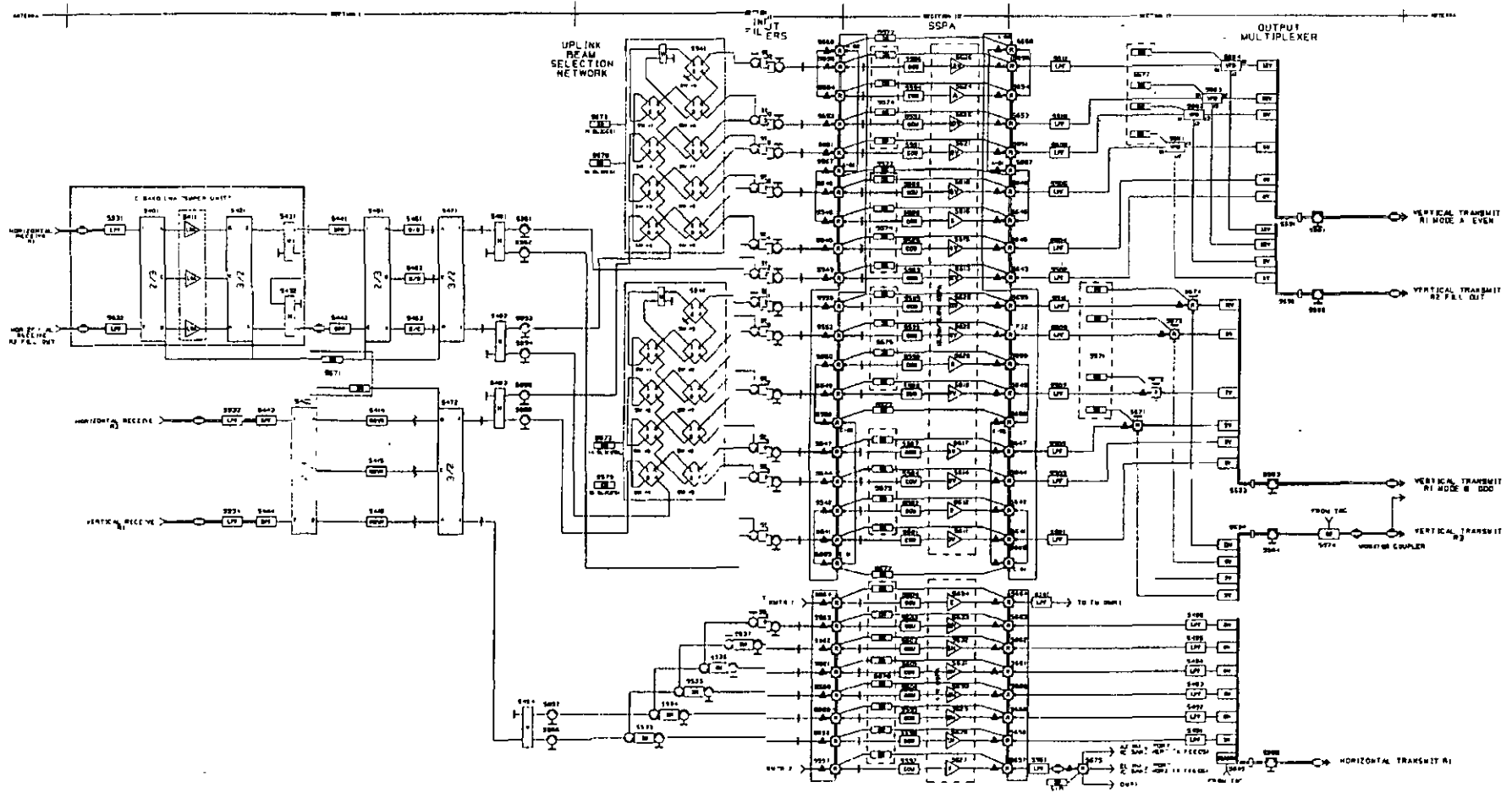


# Sección de Antenas Solidaridad

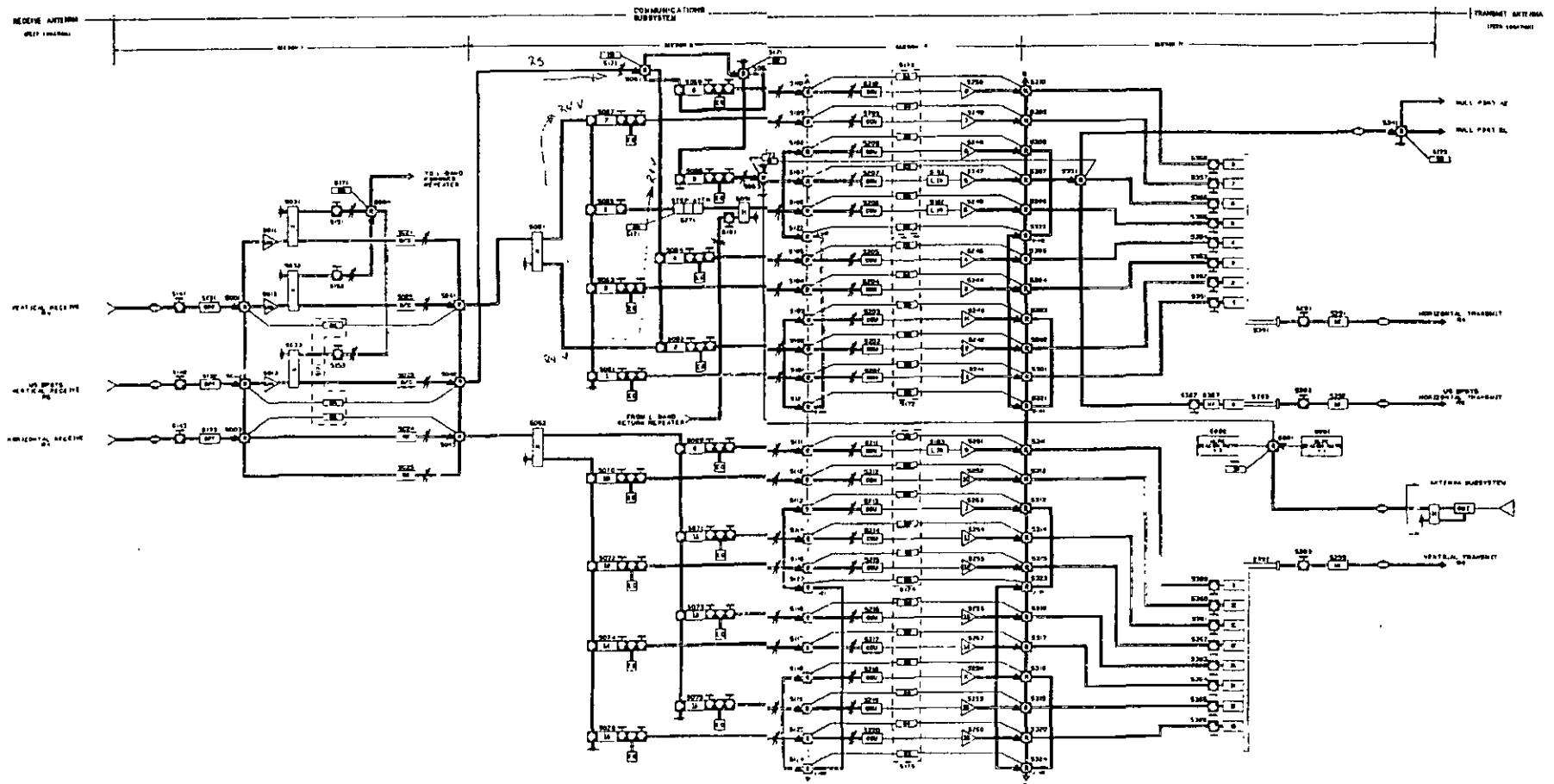


LA ANTENA DE BANDA - L CONTIENE UN ARREGLO DE 26 ELEMENTOS  
DIPOLARES CONSTRUIDOS EN FORMA DE COPA

# Diagrama de la Banda "C" Solidaridad



# Diagrama de la Banda Ku Solidaridad



# Sección de Antenas

---

El uso eficiente del espectro de radiofrecuencia y de la órbita geoestacionaria implica también el tener apropiados patrones de radiación con lóbulos laterales altamente atenuados, reduciendo así la emisión de energía en direcciones no deseadas y un preciso apuntamiento del haz el cual depende de la correcta orientación del satélite y del adecuado control de la órbita.

Los contornos requeridos de los haces de iluminación se obtienen usando alimentadores múltiples de antena donde los patrones individuales de radiación de cada alimentador son combinados para generar la forma deseada del haz.

En una determinada dirección el campo eléctrico resulta de la suma de los campos de los alimentadores individuales dependiendo de su potencia relativa y fase. La potencia a la salida del transmisor es dividida y puesta en fase entre los alimentadores por medio de unos divisores de potencia y unos dispositivos de corrimiento de fase los cuales constituyen lo que es conocido como arreglo de formación del haz.

## Sección de Antenas

---

En los satélites más modernos (p.ej. Satmex 5) la forma del haz se logra mediante la deformación de la superficie de los reflectores de las antenas, utilizando un sólo alimentador de antena.

Los satélites pueden tener varios haces de iluminación, con la capacidad de ofrecer canales con acceso al satélite a través de un haz y bajar por otro, lo cual le da versatilidad a la oferta de servicios. Lo anterior se logra mediante la manipulación por telecomando de una matriz de switches a la entrada y a la salida de los canales.



## Sección de Antenas

---

El tipo de antena más comúnmente usado es el de reflector parabólico el cual cuenta con un alimentador localizado en el punto focal de dicho reflector. Este tipo de antenas puede tener un sistema dual de reflectores, donde el reflector principal es iluminado por la combinación de un alimentador y un subreflector.

La más simple de las antenas es la llamada antena omnidireccional la cual tiene un patrón de radiación con forma toroidal y con un ancho del haz de  $18^\circ$ . Esta antena es usada durante la fase de puesta en órbita como enlace con el satélite, ya que los reflectores parabólicos están en ese momento plegados al cuerpo del satélite. También es usada en situaciones de contingencia donde el enlace a través de los reflectores parabólicos esta muy degradado.

# Sección del Repetidor

---

El repetidor de un satélite es el conjunto de dispositivos electrónicos que aseguran las siguientes funciones:

Amplificación de señales desde una entrada de potencia del orden de  $-100$  dBW, con una salida de potencia de alrededor de  $10$  dBW (aproximadamente una ganancia de  $110$  dB).

Conversión de frecuencia de bajada lo cual evita la interferencia entre la potente señal transmitida y la débil señal recibida.

# Sección del Repetidor

---

El diseño de un repetidor esta condicionado por las siguientes consideraciones:

El receptor realiza la amplificación y la conversión de frecuencia.

Debido al alto valor de la figura de ruido del convertidor de frecuencia es necesario poner antes del mismo un amplificador de bajo ruido.

Las señales de bajada son amplificadas por un amplificador de alta potencia el cual proporciona la potencia de salida requerida.

Cuando un amplificador opera en la zona no lineal y amplifica varias señales en forma simultánea, se generan productos de intermodulación indeseables, por lo que se ha adoptado la modalidad de dividir el ancho de banda disponible en un número determinado de canales, cada uno con su propio amplificador. Así mismo, se especifica un valor de decibeles para operar por debajo del nivel de saturación.

Con el fin de obtener un valor deseado de confiabilidad, es necesario tener disponibles algunas unidades redundantes mediante un sistema de switches.

## Sección del Repetidor

---

Para realizar la conversión de frecuencia, el repetidor requiere de un oscilador local cuya frecuencia es la diferencia entre la frecuencia recibida y la transmitida.

La canalización es asegurada por una serie de filtros los cuales forman el IMUX o multiplexor de entrada y el OMUX o multiplexor de salida, esto ofrece las siguientes ventajas:

Ya que la no linealidad genera productos de intermodulación cuando muchas portadoras son amplificadas simultáneamente, el ruido por intermodulación puede ser reducido asignando pocas portadoras en un canal, incluso pudiendo tener una sola portadora por canal.

Permite ajustar el nivel requerido de potencia a la bajada de cada canal, mediante el uso de atenuadores variables controlados a distancia mediante comando.

Previo a la transmisión todos los canales son recombinados por el OMUX para de allí salir hacia el reflector parabólico a través de los alimentadores.

# Bandas de Frecuencia

---

Las bandas más comúnmente usadas en los satélites comerciales son la banda "C" (6 GHz a la subida, 4 GHz a la bajada) y la banda "Ku" (14 GHz a la subida, 12 GHz a la bajada).

Estas bandas de frecuencia son usadas para proporcionar servicio de comunicación satelital fijo, es decir, los equipos transmisores y receptores estan en un lugar fijo en la tierra.

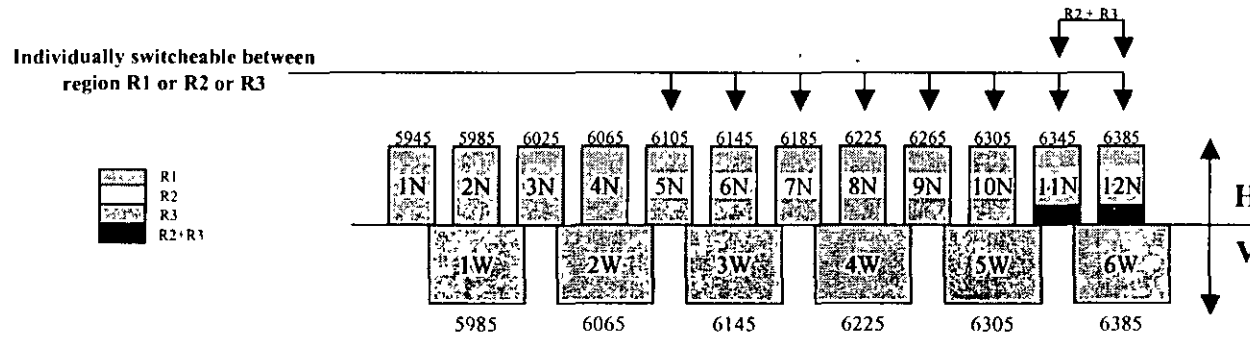
La banda "L" (alrededor de los 2 GHz) es utilizada para proporcionar servicio de tráfico satelital móvil, es decir los equipos transmisores y receptores pueden estar en movimiento durante la comunicación (Automóviles, Barcos, aviones, etc.).

Los satélites Solidaridad 1 y 2 y Satmex 5 ofrecen capacidad satelital en las bandas "C" y "Ku". Los satélites Solidaridad cuentan también con una carga útil operando en la banda "L".

# SOLIDARIDAD 2 - Plan de Frecuencias - BANDA C

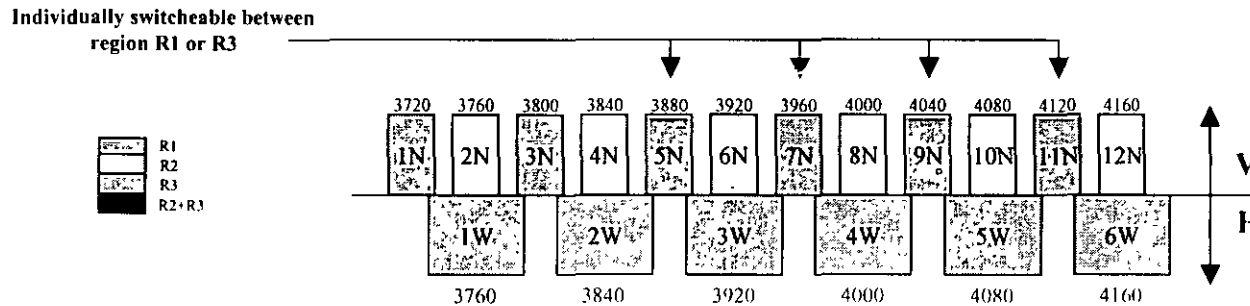
## UPLINK (GROUND - SATELLITE)

5925 to 6425 MHz.



## DOWNLINK (SATELLITE - GROUND)

3700 to 4200 MHz.

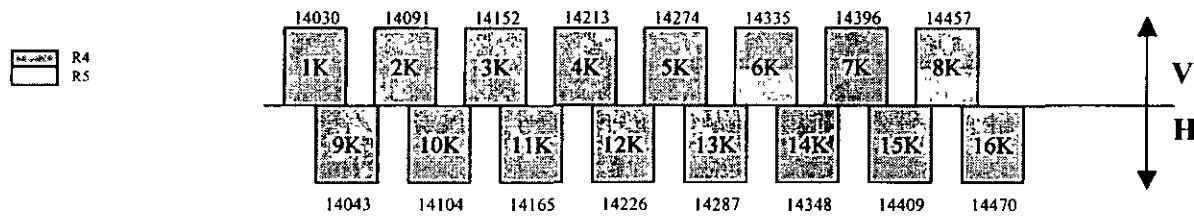




# SOLIDARIDAD 1 Y 2 - Plan de Frecuencias - BANDA Ku

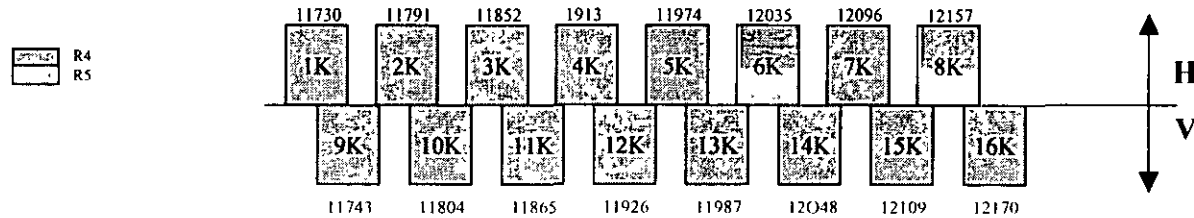
## UPLINK (GROUND - SATELLITE)

14000 to 14500 MHz



## DOWNLINK (SATELLITE - GROUND)

11700 to 12200 MHz

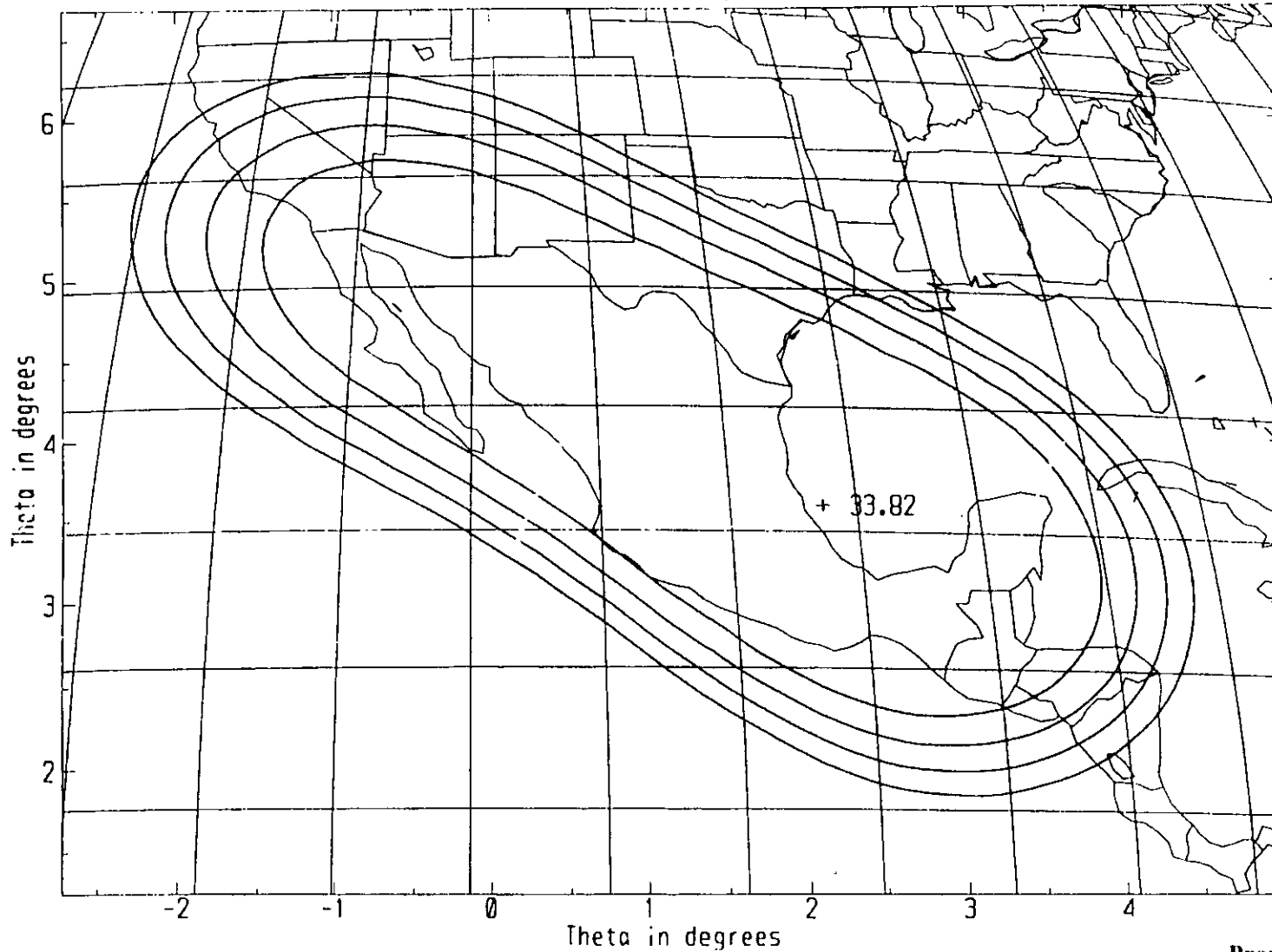


62



# SISTEMA SOLIDARIDAD - REGION 1 - BANDA C

SOLIDARIDAD  
C-BAND R1 COVERAGE



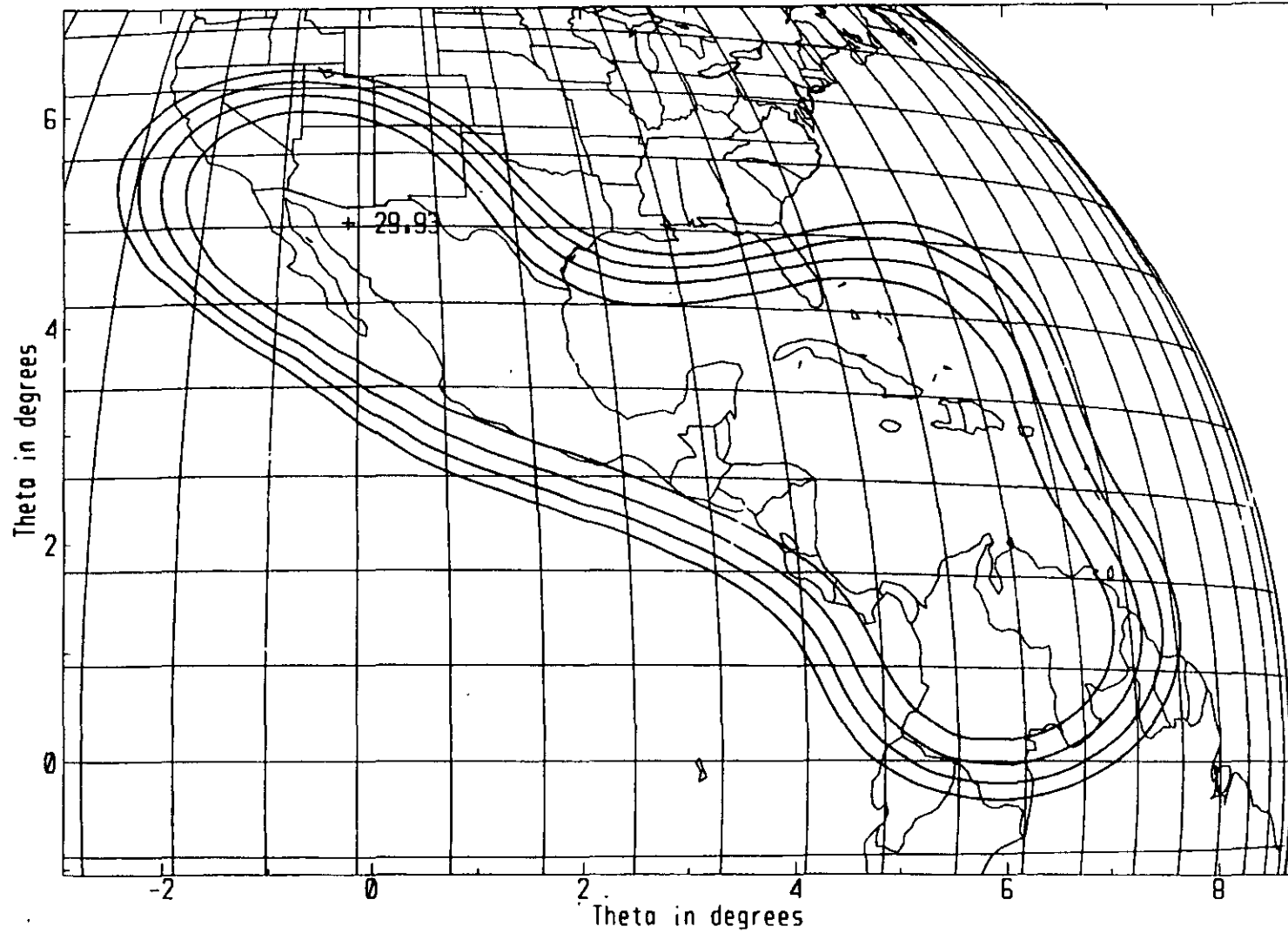
30





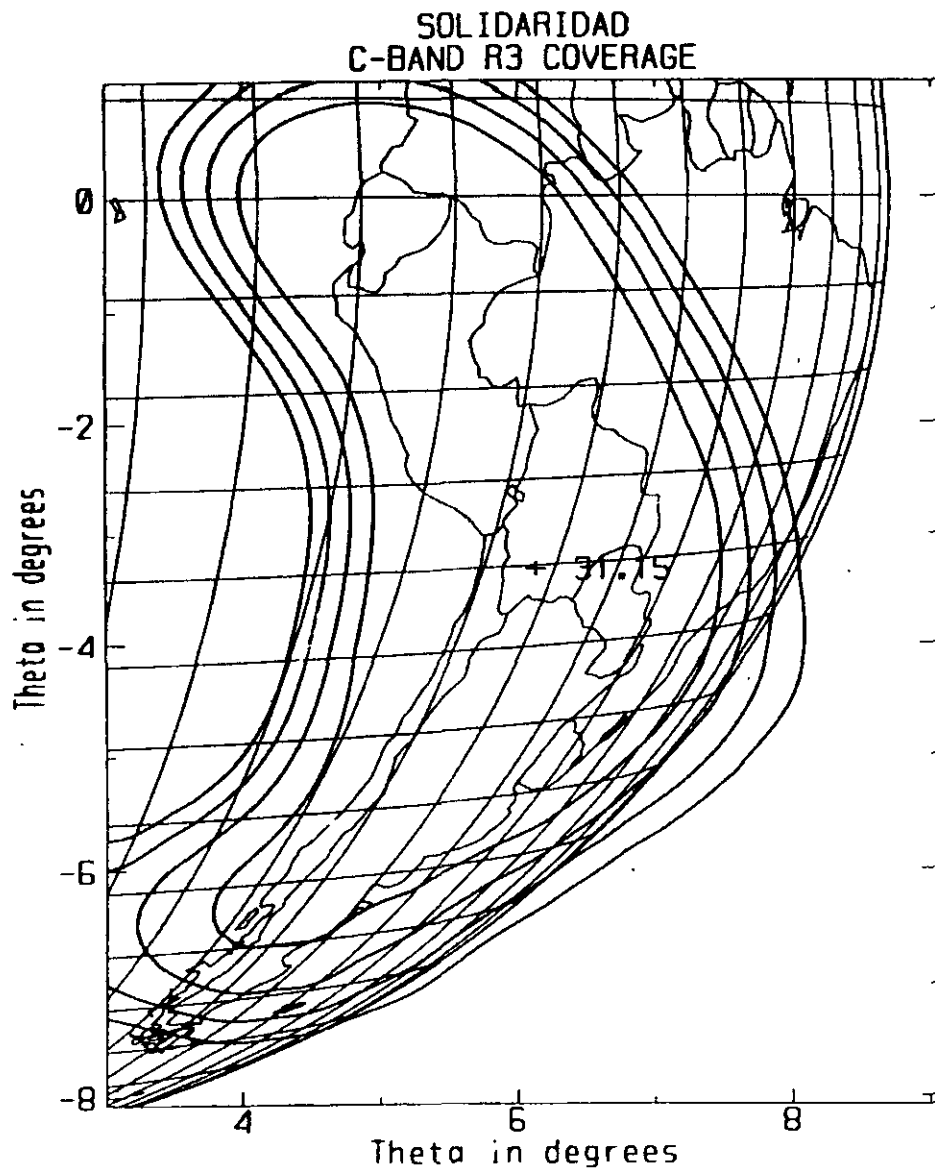
# SISTEMA SOLIDARIDAD - REGION 2 - BANDA C

SOLIDARIDAD  
C-BAND R2 COVERAGE



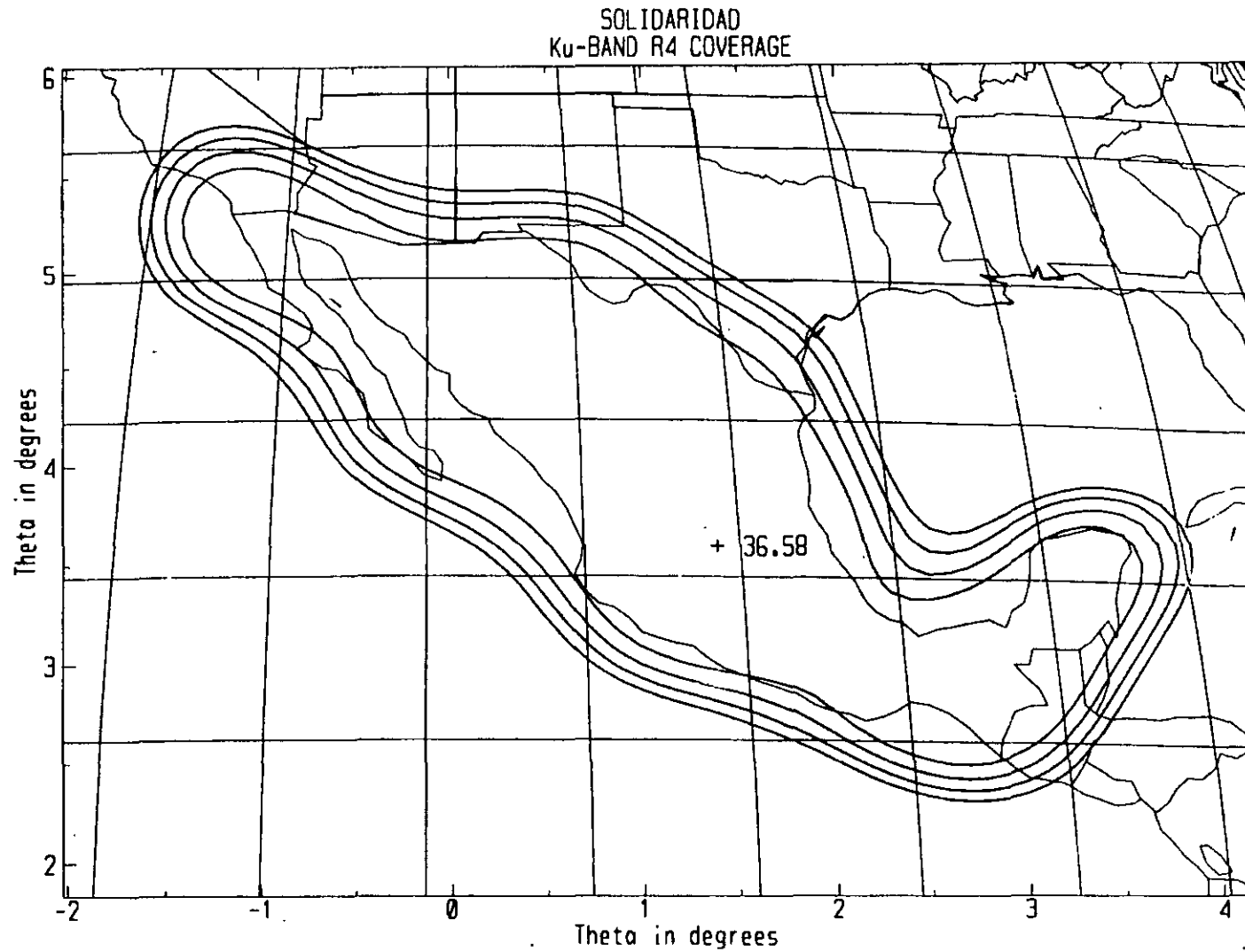


# SISTEMA SOLIDARIDAD - REGION 3 - BANDA C



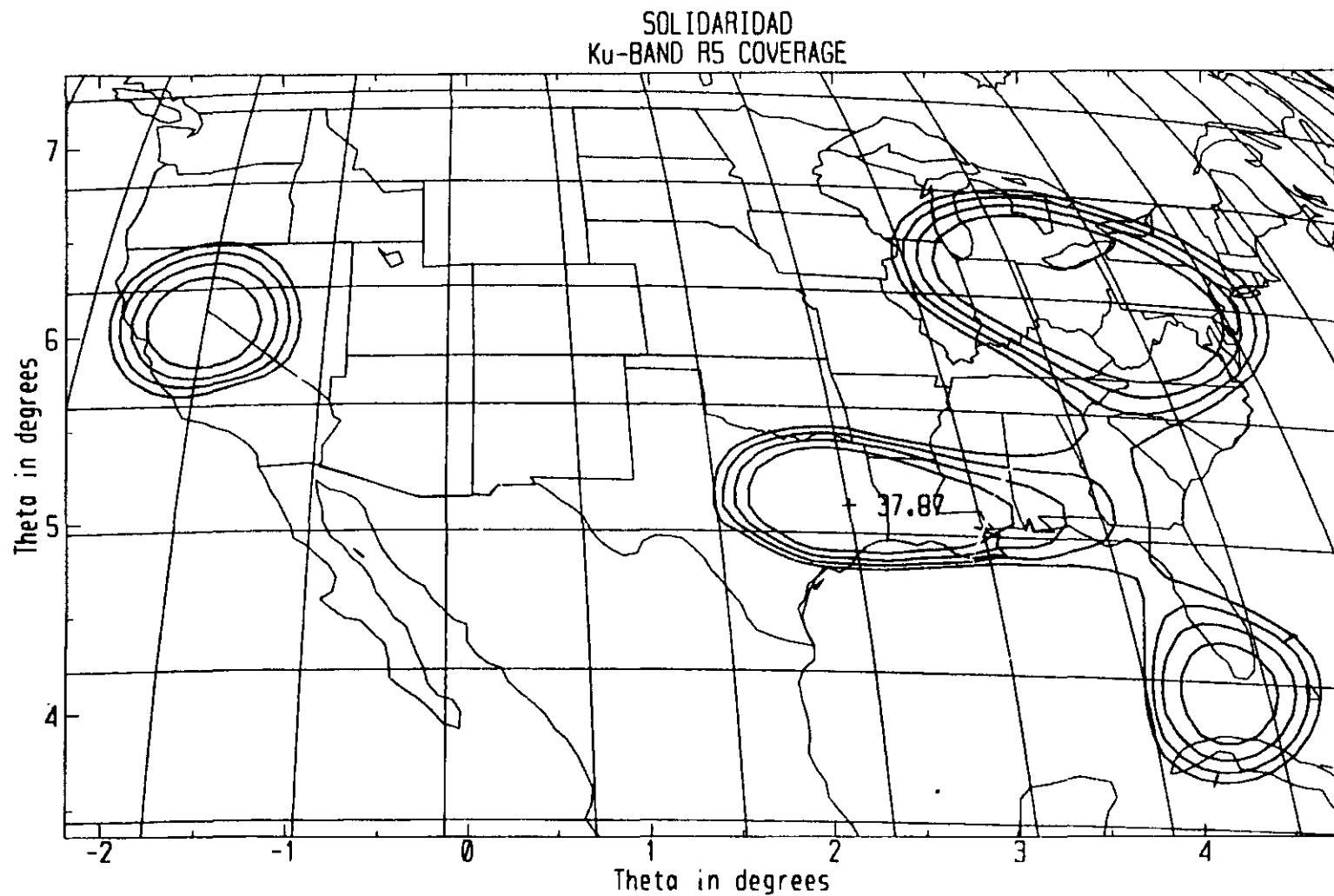


# SISTEMA SOLIDARIDAD - REGION 4 - BANDA Ku





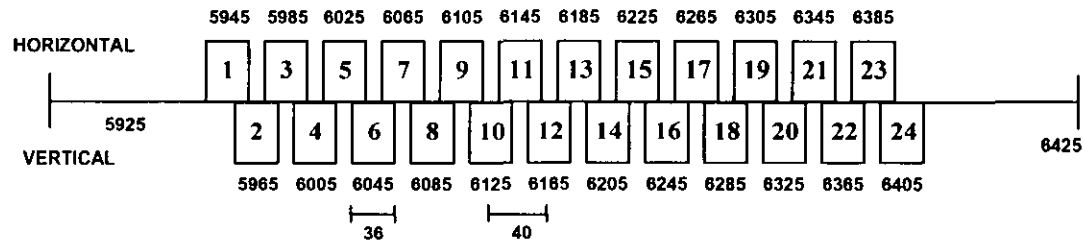
# SISTEMA SOLIDARIDAD - REGION 5 - BANDA Ku



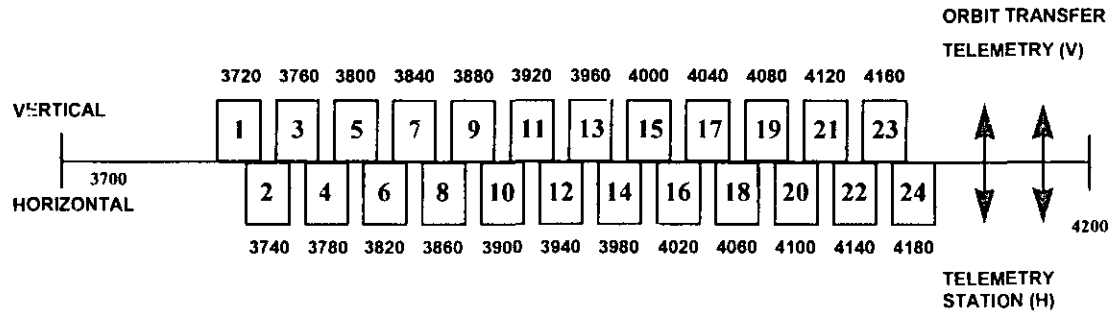


# SATMEX 5 - Plan de Frecuencias - BANDA C

## UPLINK (GROUND - SATELLITE) 5.925 - 6.425 GHz.



## DOWNLINK (SATELLITE - GROUND) 3.7 - 4.2 GHz.



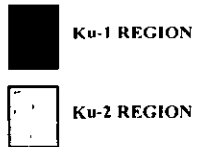
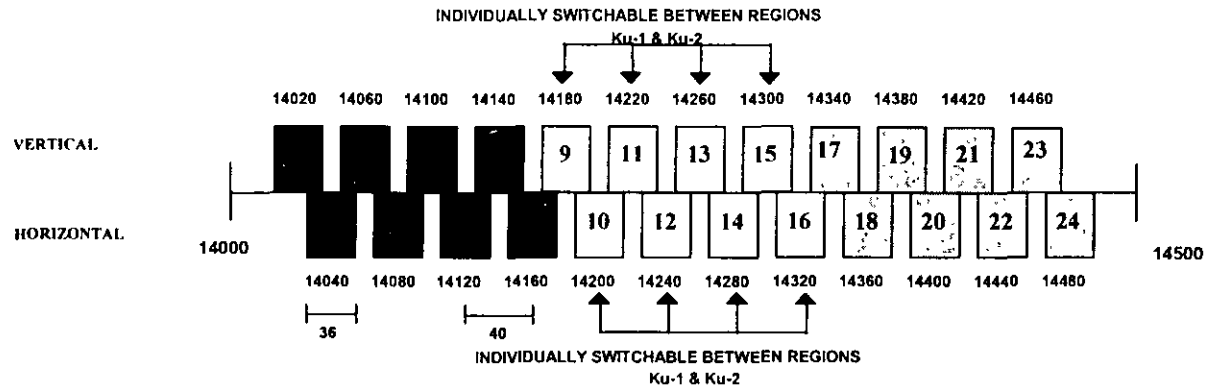
FREQUENCIES IN MHz.

35

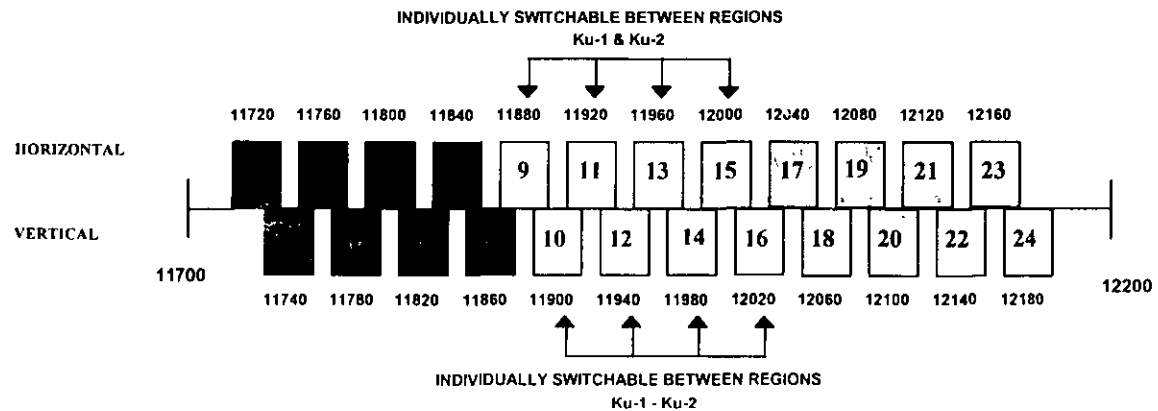


# SATMEX 5 - Plan de Frecuencias - BANDA Ku

## UPLINK (GROUND - SATELLITE) 14.0 - 14.5 GHz.

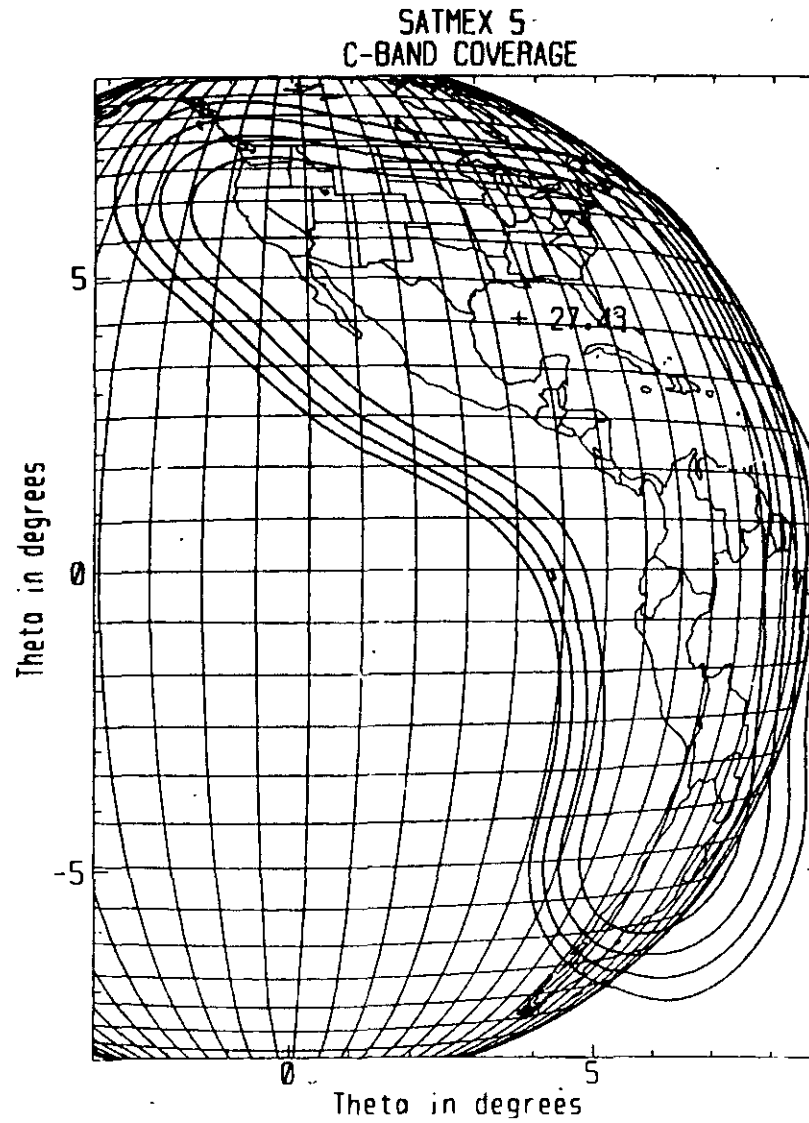


## DOWNLINK (SATELLITE - GROUND) 11.7 - 12.2 GHz.



FREQUENCIES IN MHz.

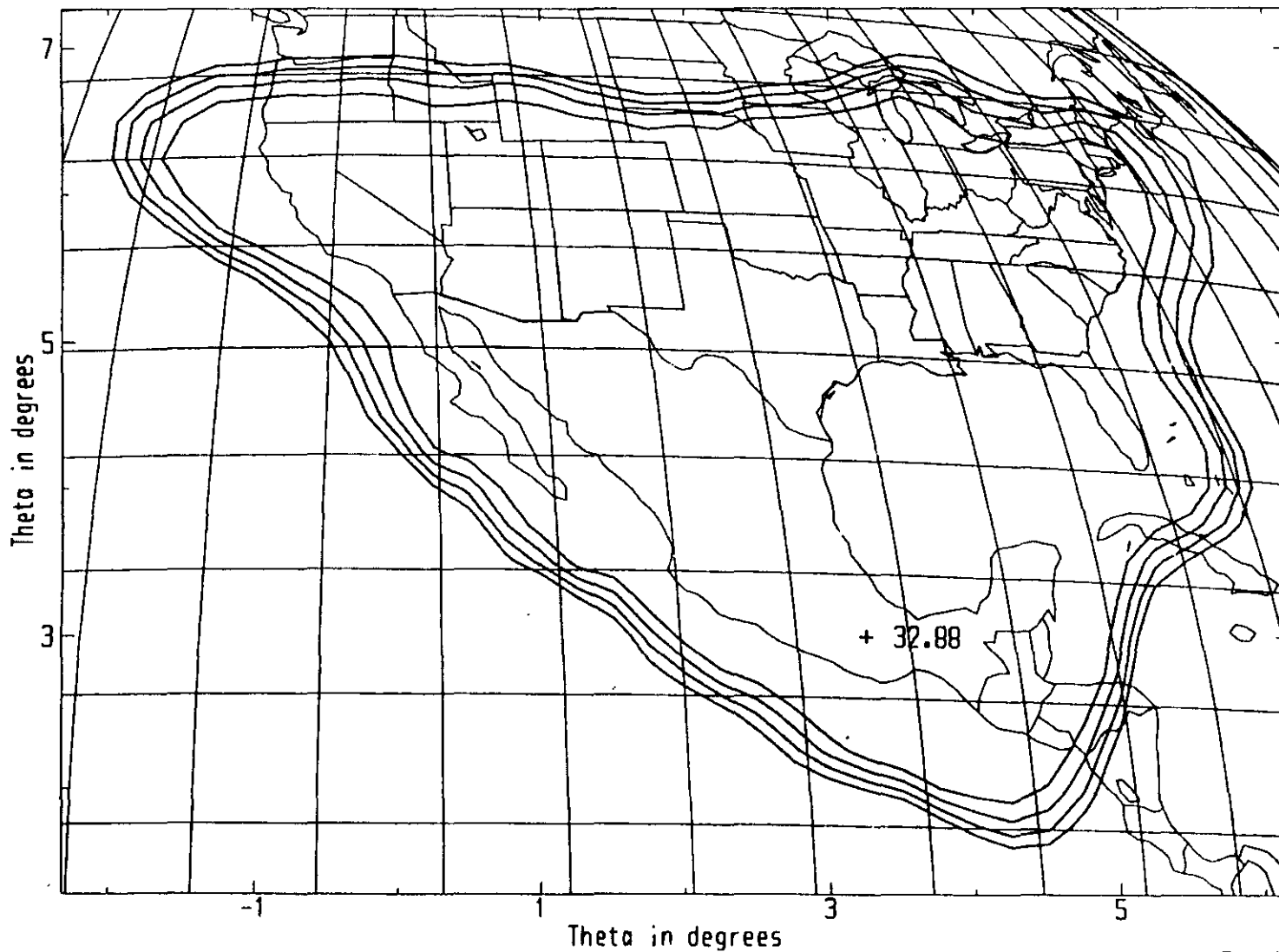
# SATELITE SATMEX 5 - BANDA C





# SATMEX 5 - REGION Ku-1

SATMEX 5  
Ku-1 REGION COVERAGE

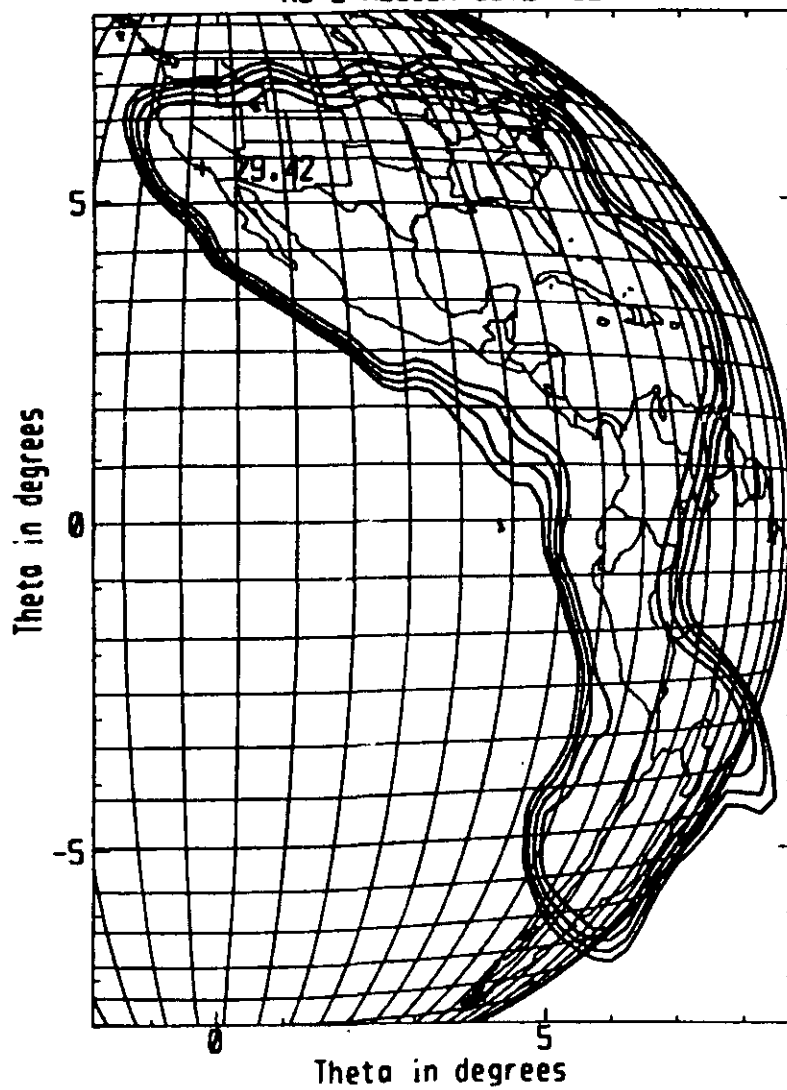






# SATMEX 5 - REGION Ku-2

SATMEX 5  
Ku-2 REGION COVERAGE



# Apuntamiento

---

Los satélites Solidaridad y Satmex 5 cuentan con un sistema de apuntamiento a tierra muy exacto que permite hacer uso de antenas de alta directividad.

El uso extensivo de un material compuesto de grafito en la estructura del satélite y en los reflectores, elimina virtualmente las distorsiones térmicas que pudieran impactar en el sistema de control de apuntamiento.

# Amplificadores

---

La alta ganancia de las antenas parabólicas combinado con bajas pérdidas de salida, permite obtener el PIRE necesario con amplificadores de menor potencia.

Los amplificadores de tubo de onda progresiva (TWTA) tienen una potencia de salida de 42.6 Watts y una eficiencia del 55%. Cuentan con sensores de corriente de hélice que permite verificar el nivel de operación del amplificador.

Los amplificadores de estado sólido (SSPA) son de 16 Watts y tienen una eficiencia del 39%. Cuentan con telemetría de corriente de Bus para monitoreo de su operación.

Las unidades de control de ganancia (CCU) realizan las funciones de control de ganancia del repetidor y establecen el nivel de potencia de entrada a los amplificadores.

# Consideraciones Térmicas

---

Los elementos del repetidor de alta disipación térmica están montados en la superficie interna de las caras norte y sur del cuerpo del satélite, logrando con ello la disipación directa del calor al espacio a través de los espejos de cuarzo montados en la superficie externa de dichas caras norte y sur.

Estos paneles cuentan internamente con tuberías de distribución de calor, lo cual permite distribuir uniformemente el calor hacia todo el panel.

La zona donde se encuentran montados los TWT es la que experimenta las temperaturas más altas, ya que estas unidades son las que disipan mayor calor que cualquier otra.

Los amplificadores cuentan con calentadores que son puestos en operación cuando se requiere apagar al amplificador.

Existen calentadores controlados por termostátos para mantener a los multiplexores de salida en los rangos de temperatura especificados.



SATMEX

---

# Centros de Control



# VENTAJAS

SATMEX cuenta con dos Centros de Control: Iztapalapa y Hermosillo.

Autosuficiencia operativa ante eventos catastróficos.

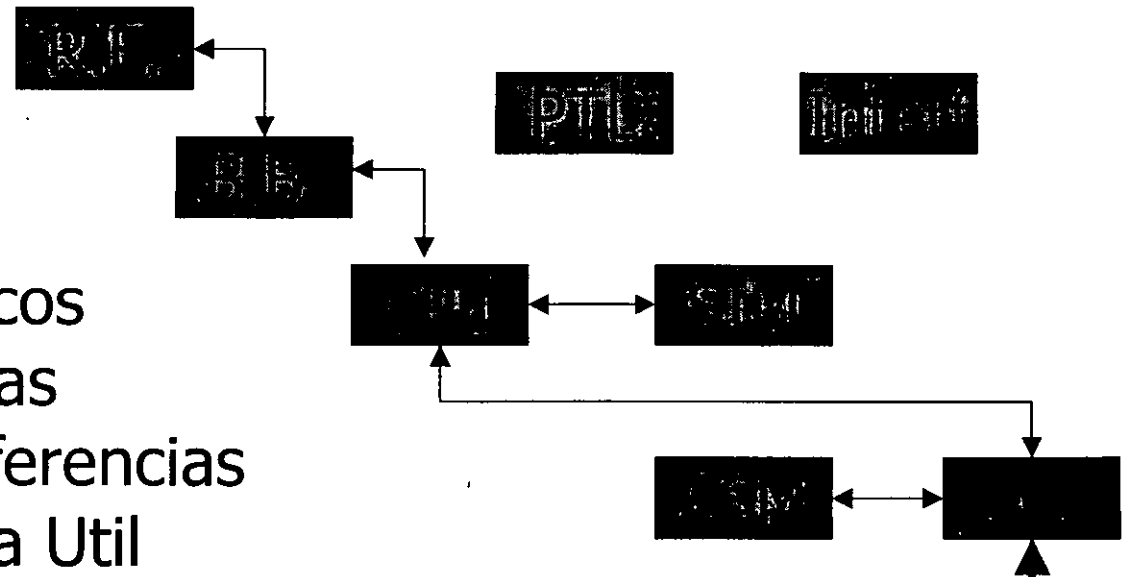
Mayor confiabilidad operacional.

Mayor disponibilidad de recursos para atender a los usuarios.



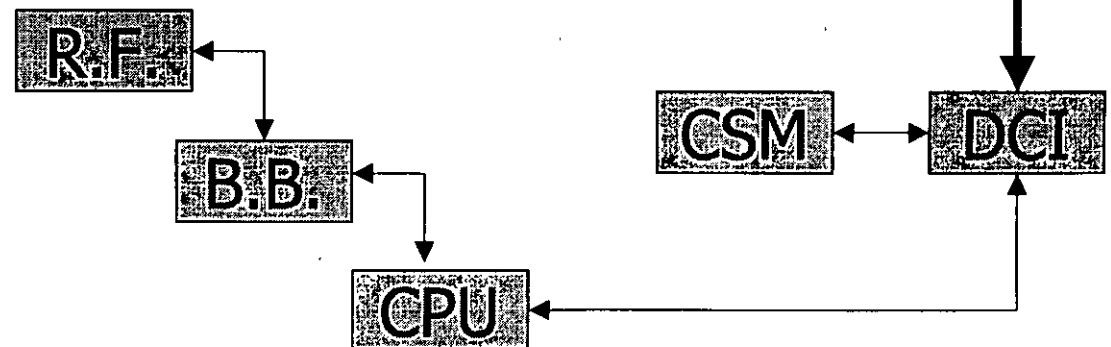
## Iztapalapa

Banda Base  
 Radio Frecuencia  
 Cómputo  
 Simuladores Dinámicos  
 Monitor de Portadoras  
 Rastreador de Interferencias  
 Laboratorio de Carga Util



## Hermosillo

Banda Base  
 Radio Frecuencia  
 Cómputo  
 Monitor de Portadoras





# ENLACE SATELITAL ENTRE CENTROS DE CONTROL

Solidaridad 1 Canal 15 K

Para el DCI:

14 388.8 MHz en el PCC y  
14 385.6 MHz en el ACC

Para el SAO:

14 383.7 MHz para Iztapalapa  
14 383.9 MHz para Torre Esmeralda

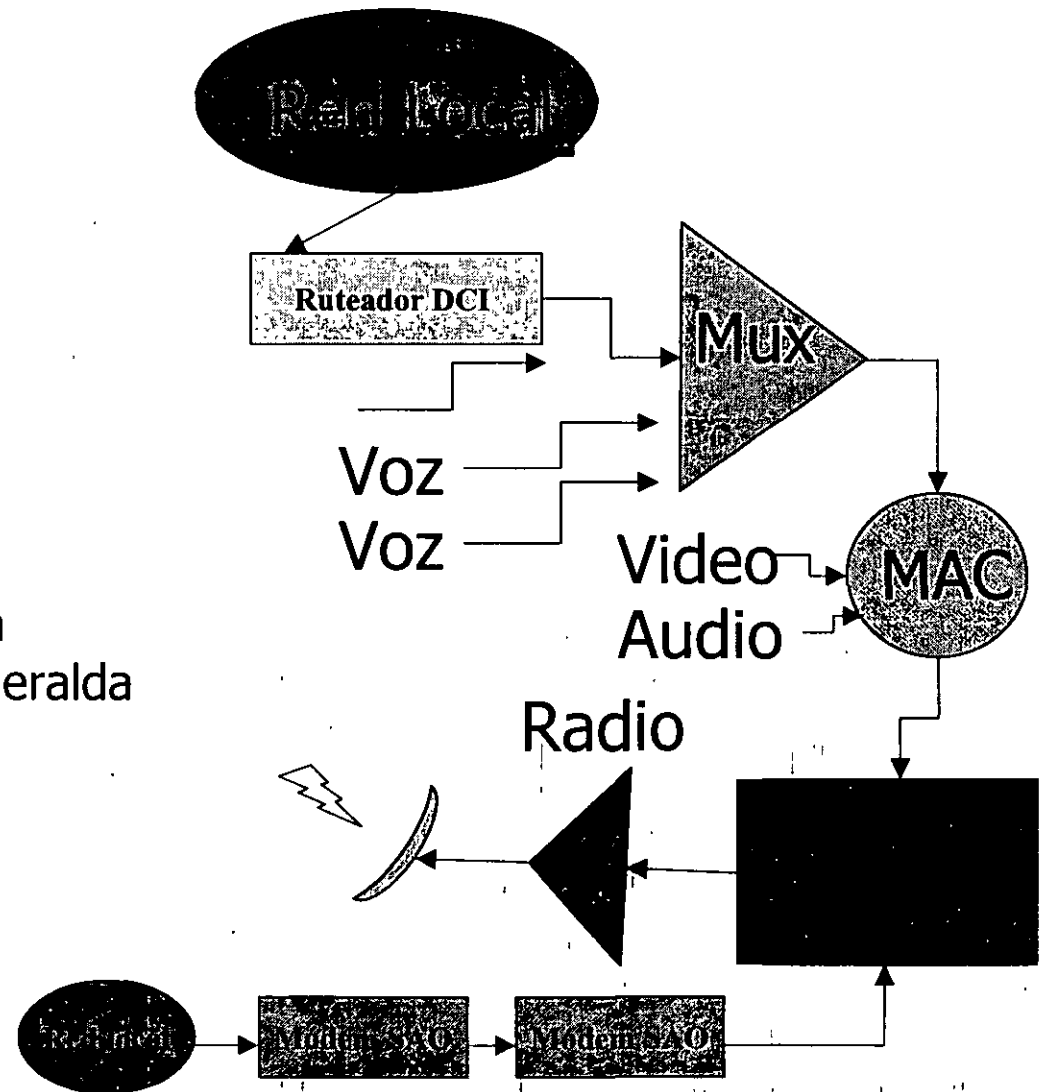
Velocidad de transmisión

Voz 9600 bps

Datos 448 Kbps

Video y Audio 320 Kbps

Módem Satelital 2048 Kbps







# RECURSOS HUMANOS

Plantilla de personal:  
Iztapalapa 60 Ingenieros  
Hermosillo 25 Ingenieros

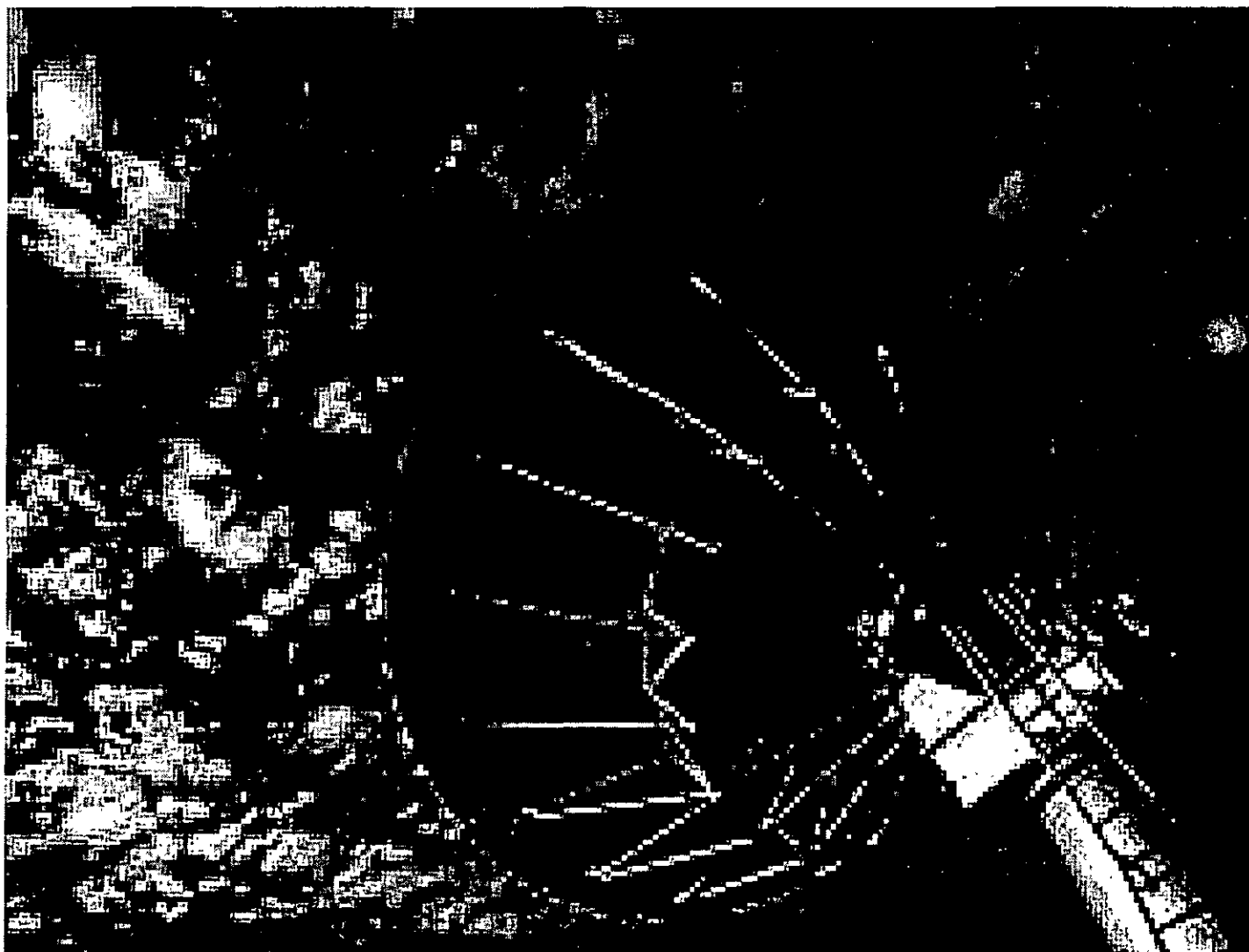
Especialidades:  
Electrónica y Comunicaciones  
Informática y Computación  
Matemáticas Aplicadas y Física

Funciones:  
Control de órbita y apuntamiento  
Monitoreo y verificación de funcionamiento  
Ejecución de operaciones  
Apoyo a usuarios





# SUBSISTEMA DE ANTENAS



87



SATMEX

# CONJUNTO DE ANTENAS



Propiedad SATMEX

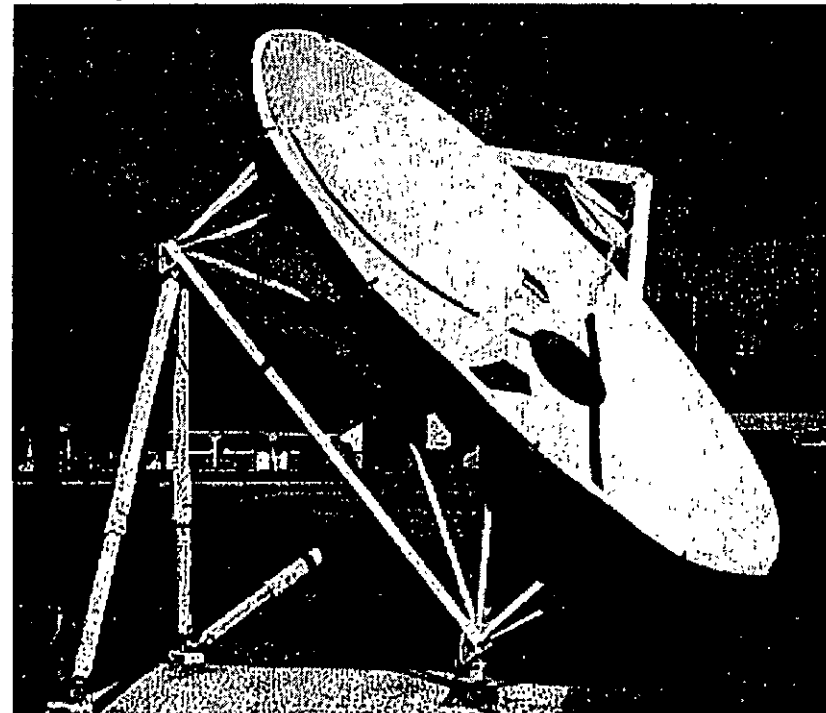
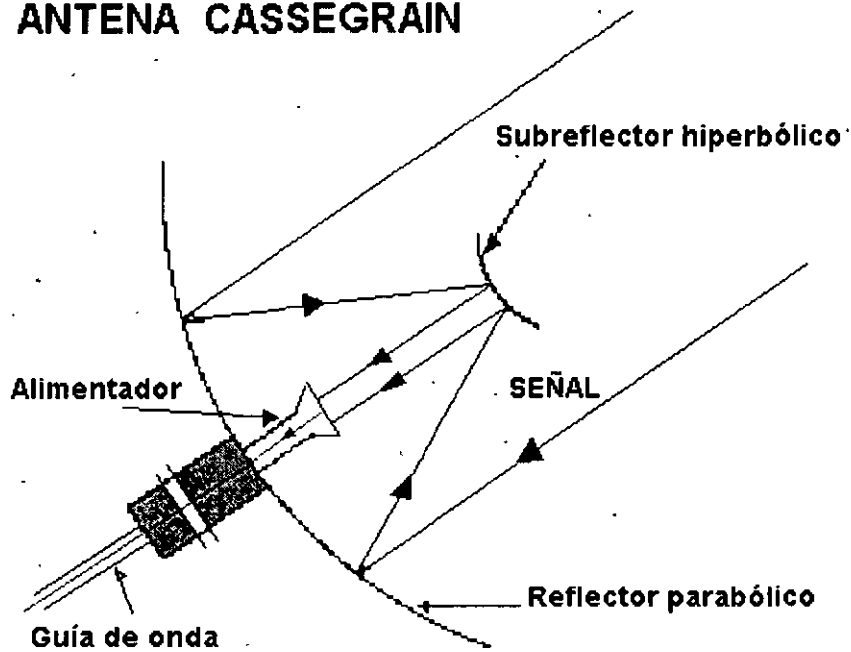
# ANTENA DE MOVIMIENTO COMPLETO



- 12m DE DIÁMETRO
- USADA PARA EL SEGUIMIENTO DE SATÉLITES EN ORBITA DE TRANSFERENCIA
- TELEMETRIA, RASTREO Y RANGO

# ANTENA TIPO CASSEGRAIN

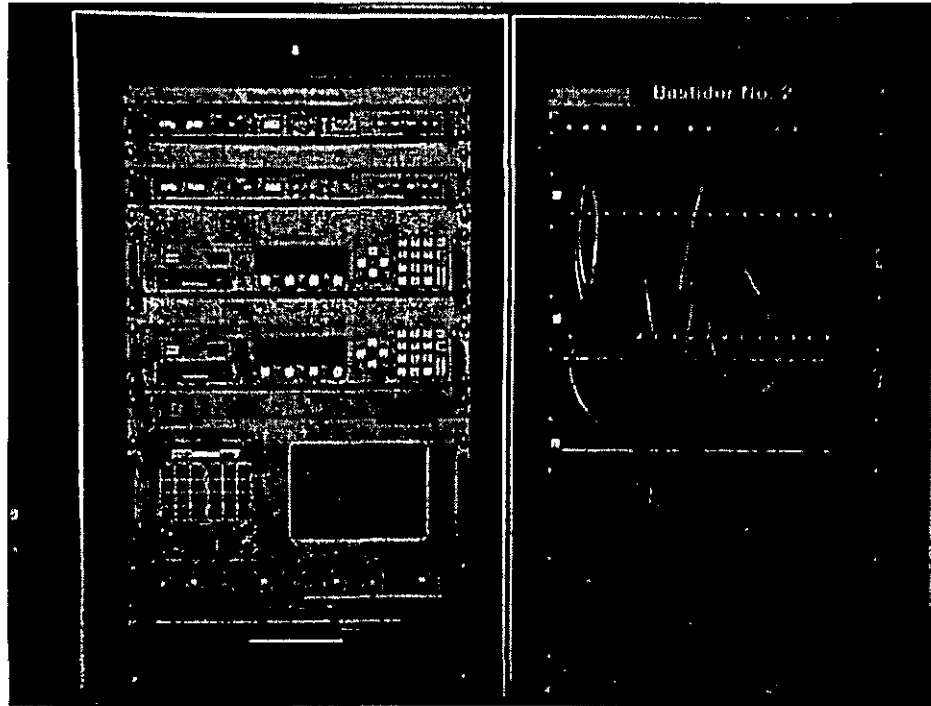
ANTENA CASSEGRAIN





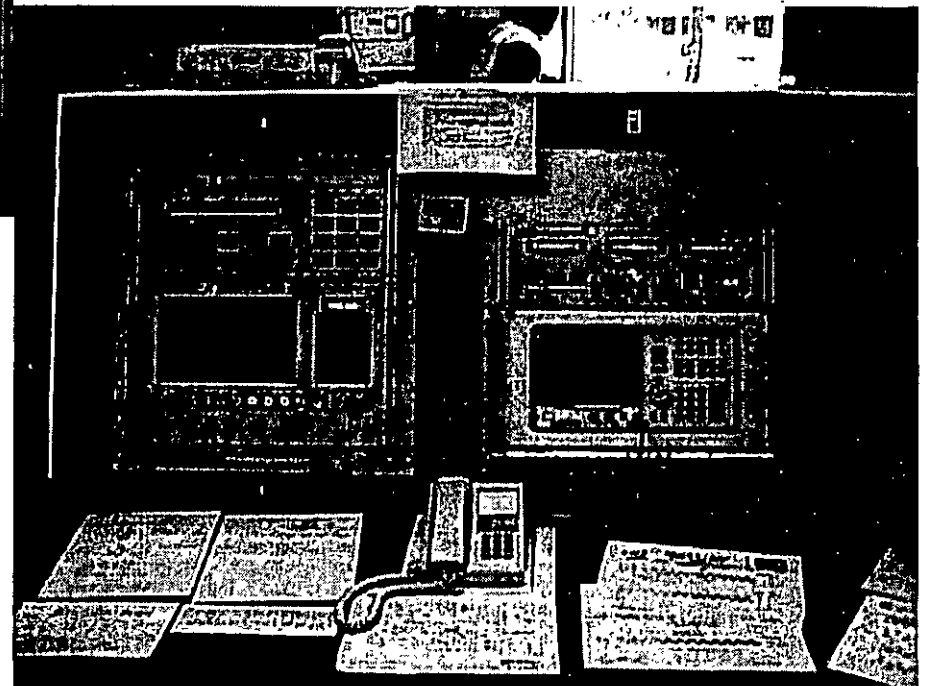
SATMEX

# PCC - UNIDADES DE CONTROL DE ANTENA



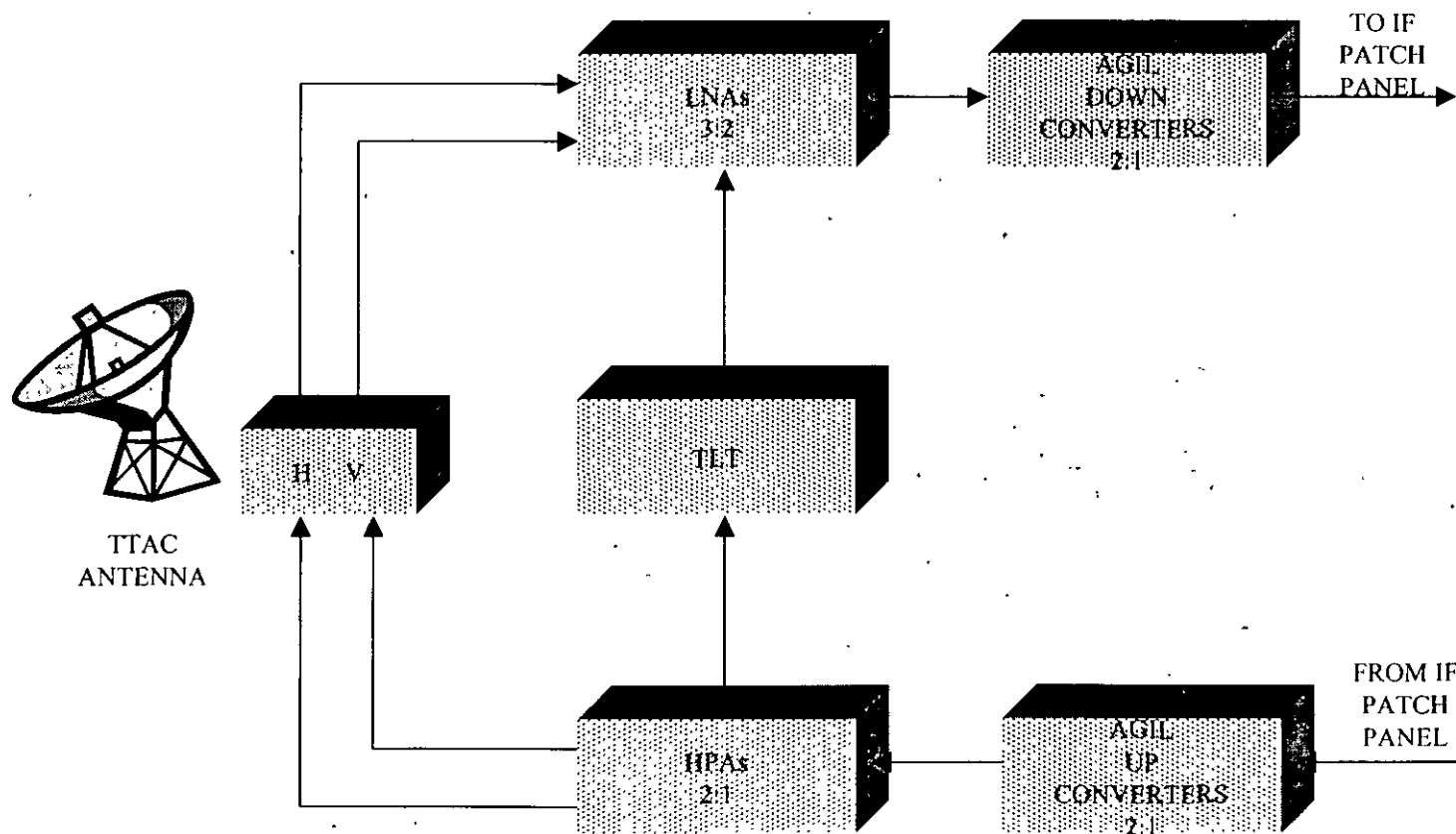
ACU's DE ANTENAS  
A, B y C

ACU DE ANTENA  
TTAC

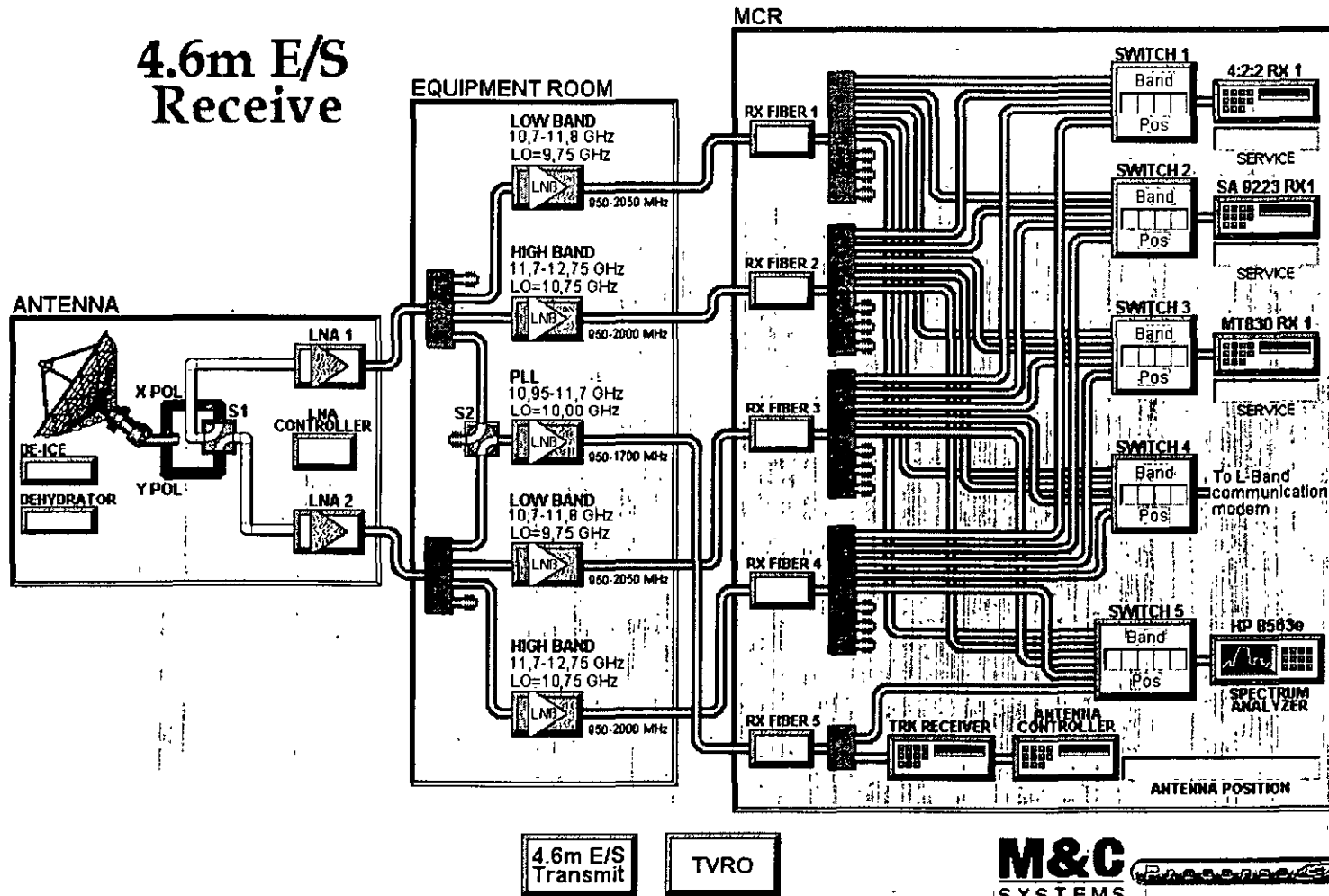




# SECCIÓN DE RADIOFRECUENCIA



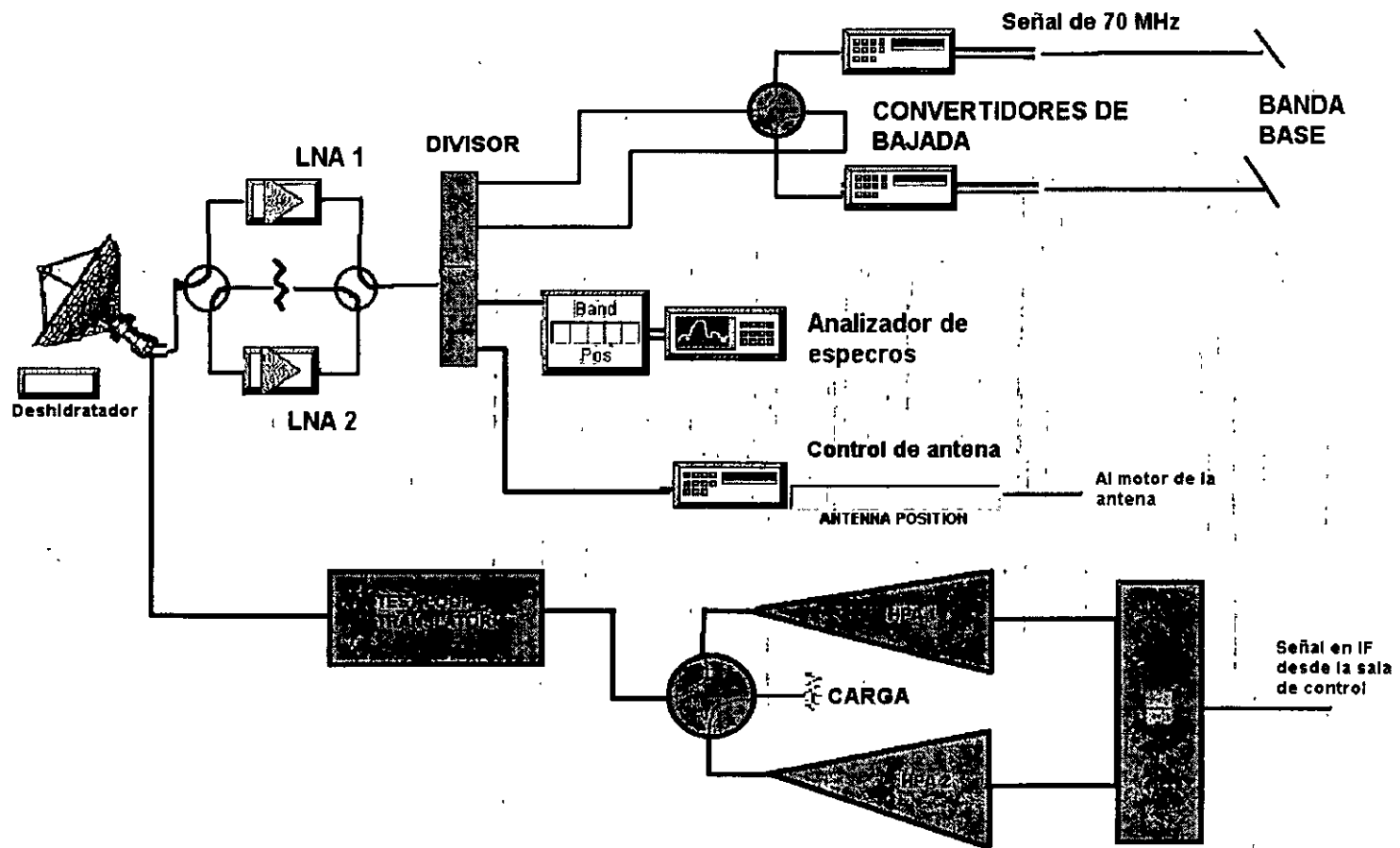
# DIAGRAMA ESQUEMÁTICO DE UNA ESTACION TERRENA







# DIAGRAMA ESQUEMÁTICO DEL SUBSISTEMA DE RADIOFRECUENCIA





## PCC - AMPLIFICADOR DE ALTA POTENCIA (HPA)

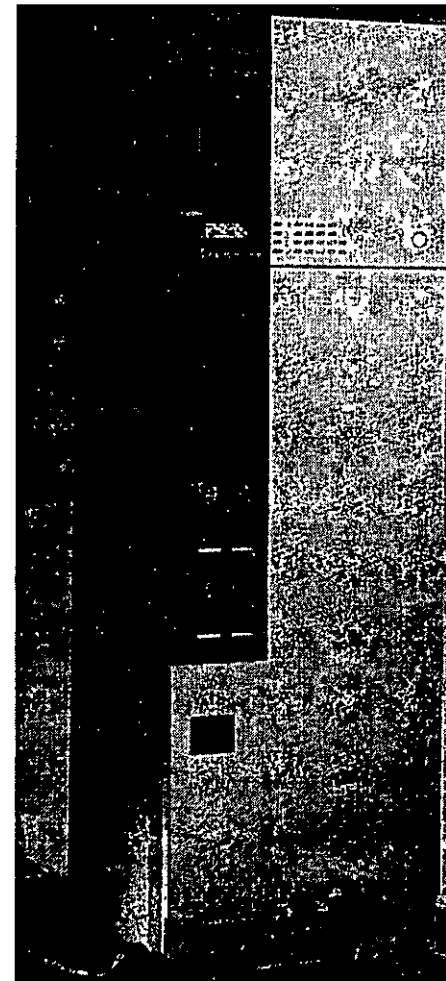
### CPI Model VZJ 2700M

3000 Watts - C-Band

Provided with a 24 Channel Motorized  
Klystron tuning Unit

Uses rugged and reliable Klystron Tube

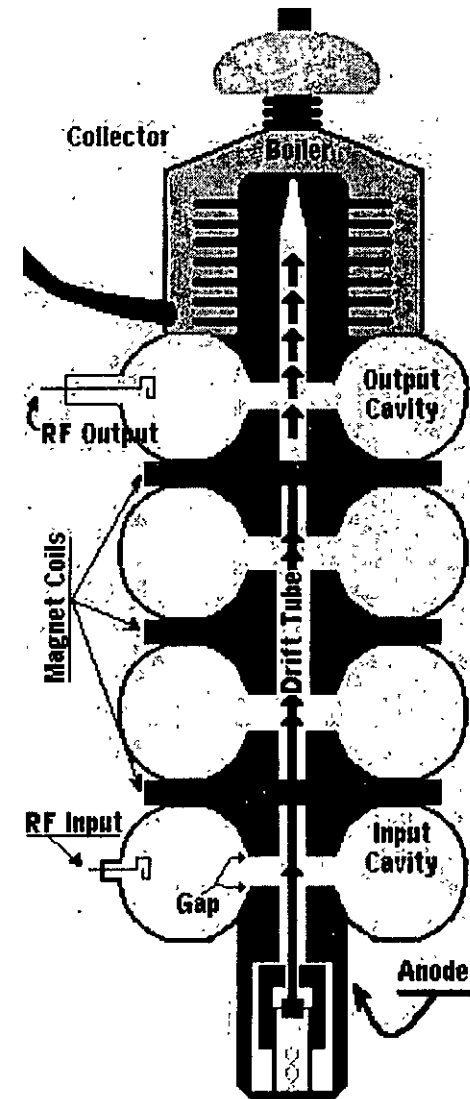
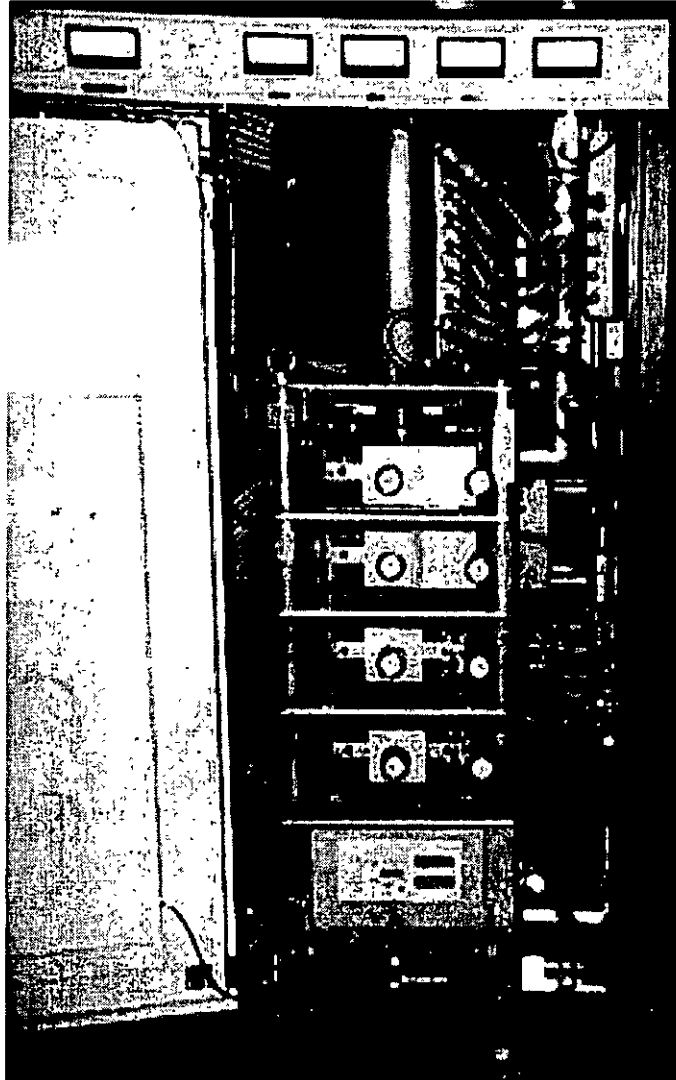
Designed for long life, high performance  
and easy maintenance





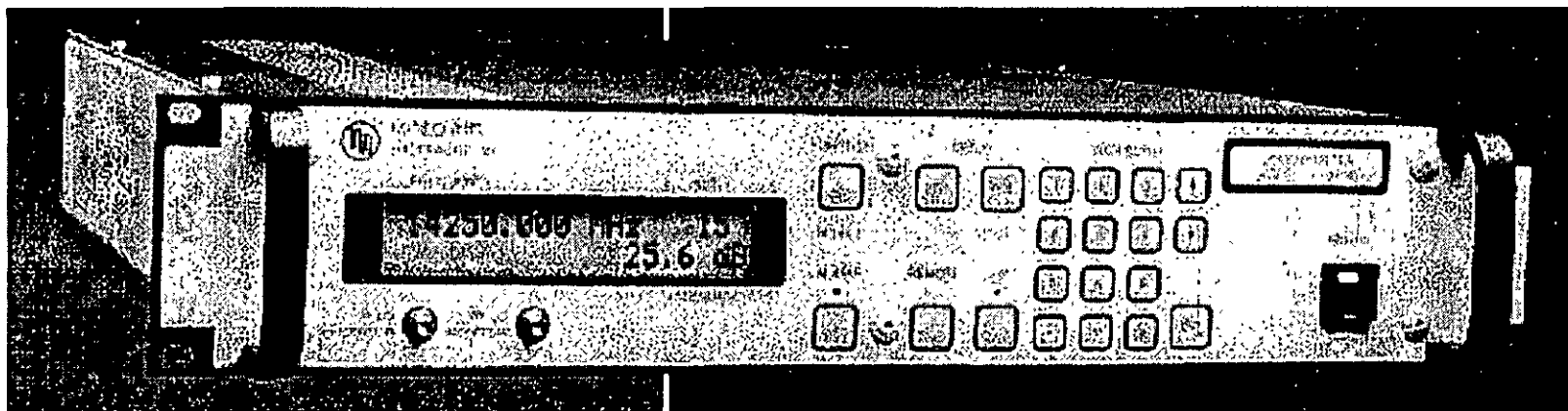
SATMEX

# PCC - AMPLIFICADOR DEL TIPO KLYSTRON





# PCC - CONVERTIDORES DE SUBIDA Y BAJADA



## MITEQ D-9402-1K Downconverter

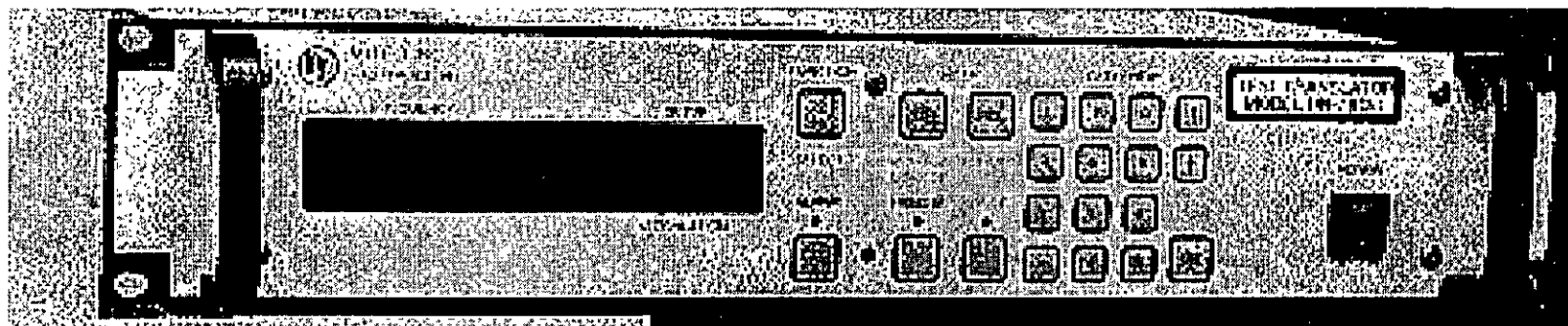
- 1 kHz Step Size
- 55 dB Gain
- IEEE-488 Control

## MITEQ U-9453-1K Upconverter

- 1 kHz Step Size
- 30 dB Gain (up to +10 dBm output)
- IEEE-488 Control

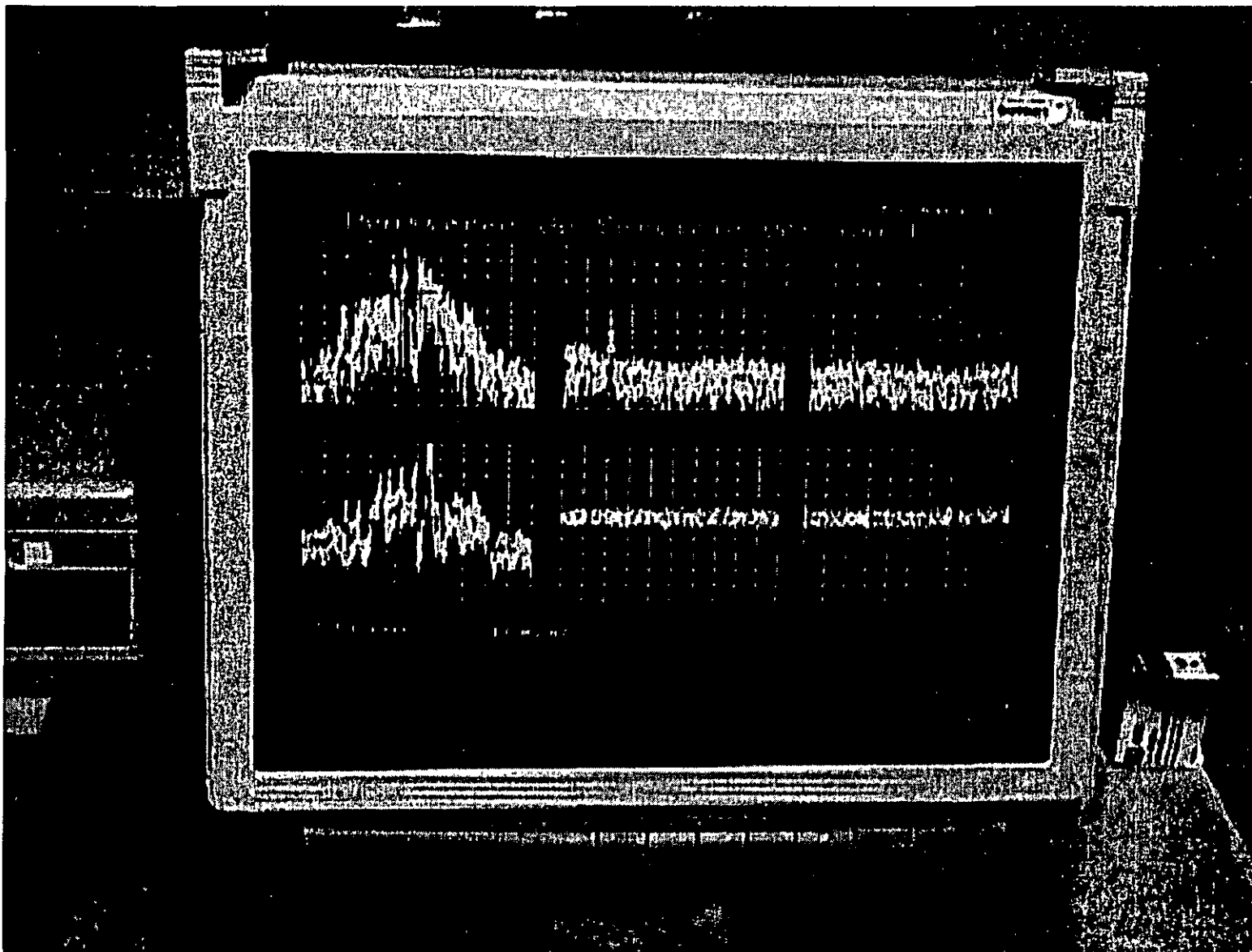


# PCC - TEST LOOP TRANSLATOR (TLT)



**MITEQ D-68621 Test Translator**

# MONITOREO DE PORTADORAS





SATMEX

# SALA DE CONTROL





# Sistema de Bandabase

---

## Introducción:

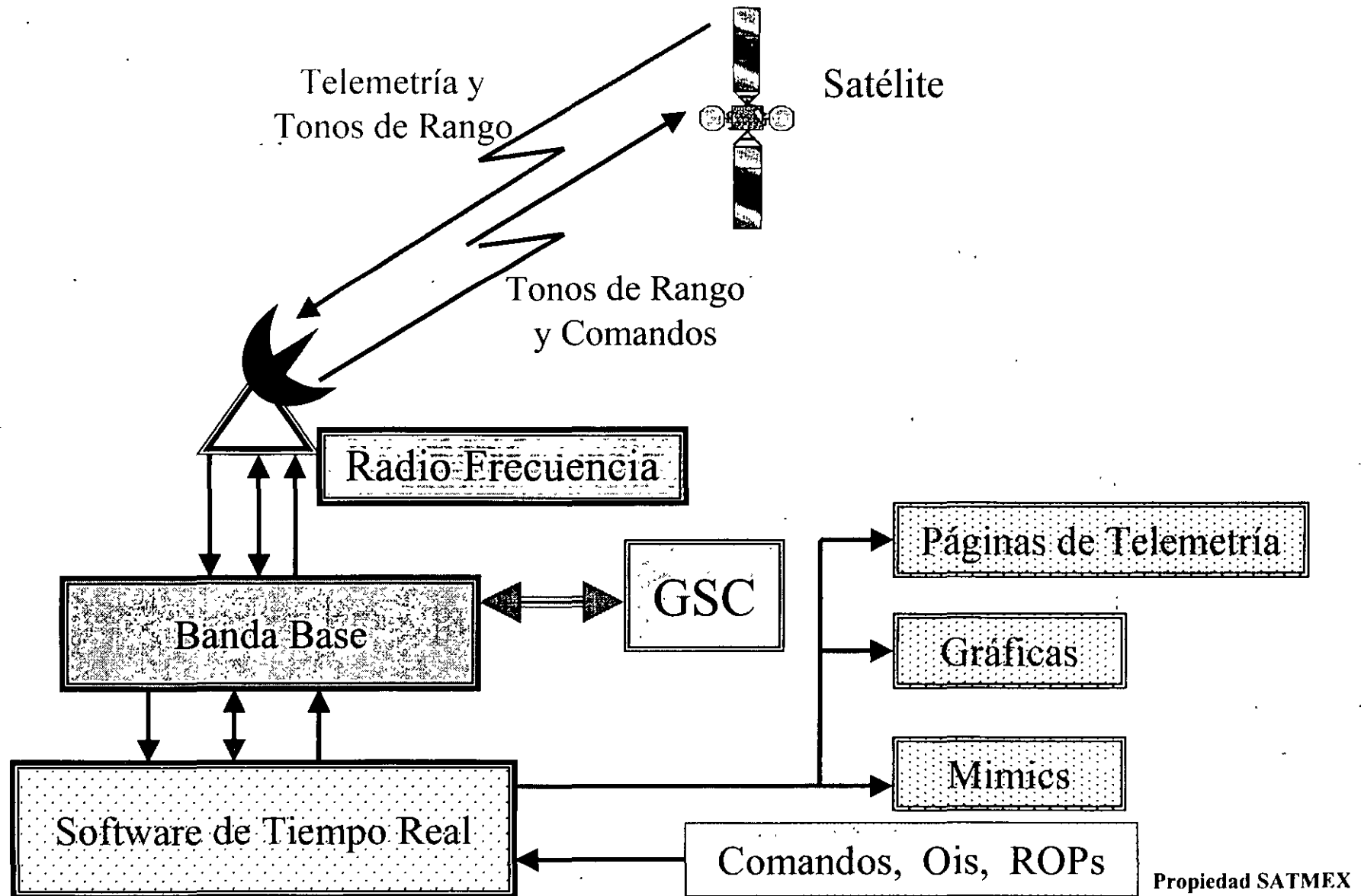
Es la parte de la infraestructura terrestre que comunica a la etapa de Radio-Frecuencia (RF) con el Sistema de Cómputo.

Entre sus principales funciones están:

- 1) Procesar los flujos de telemetría que recibe de la etapa de RF para que la computadora pueda interpretar y desplegar la telemetría del satélite.
- 2) De acuerdo con las instrucciones del controlador, generar los comandos que se transmitirán al satélite a través de la etapa de RF.
- 3) Generar, procesar y recibir los tonos de rango con los que se mide la distancia de la Estación de Control al satélite.

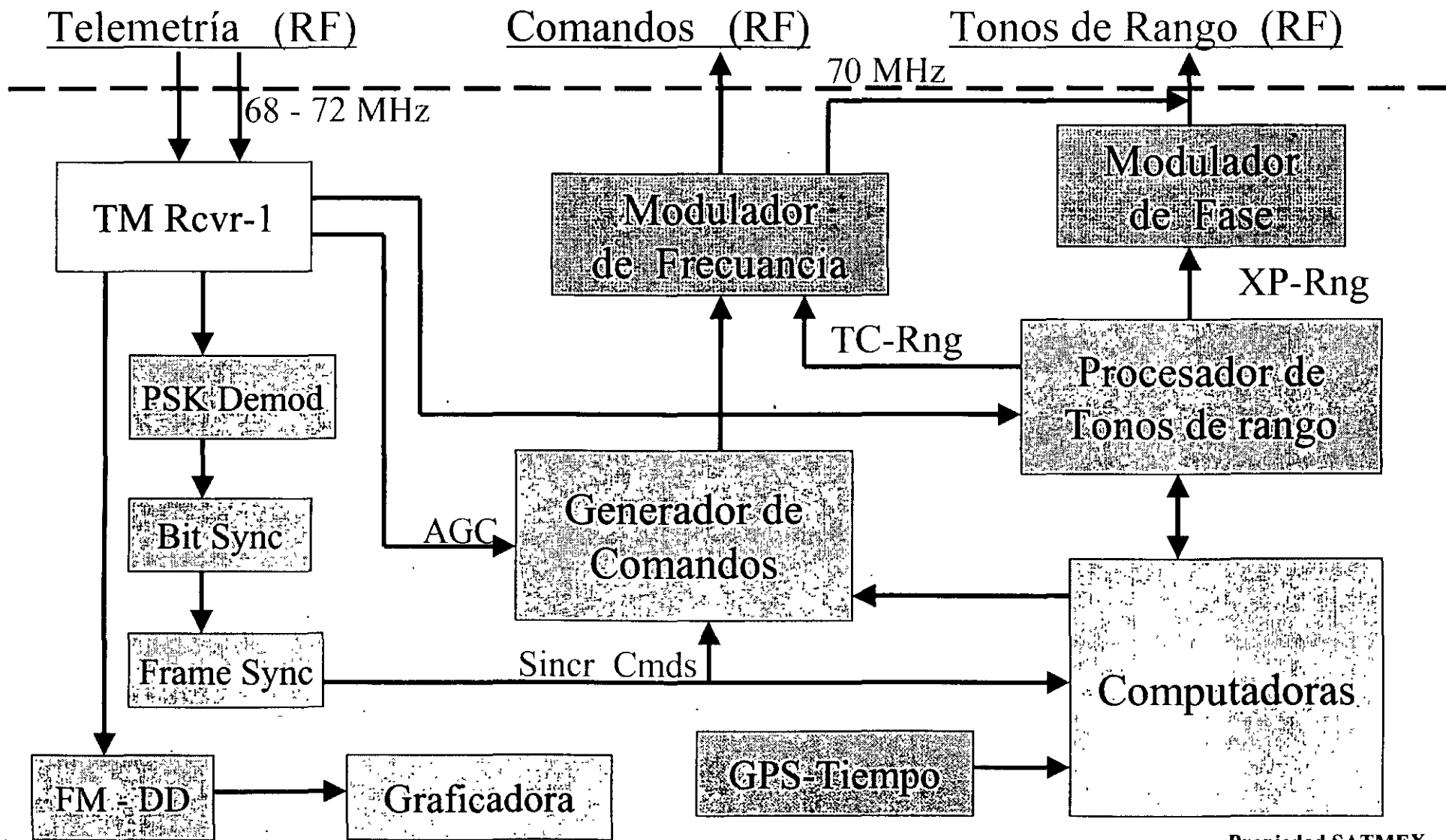


# BB Diagrama Funcional





# BB Diagrama Funcional ITCU





# BB Componentes

---

El **ITCU** es la unidad principal de Bandabase y combina las funciones de:

- 1) Recepción de la Telemetría.
  - 2) Generación de Comandos.
  - 3) Determinación del Rango.
- El **Receptor de Telemetría** (TM-Rcvr) recibe la señal de IF (TM / Rng) y la demodula en fase, entregando al PSK-Demod una subportadora analógica de 32 kHz y al Generador de Comandos (Nivel de AGC).
  - El **Demodulador PSK** demodula esta subportadora y genera una señal de 1, 2, 4 ó 4.8 (Hz), de acuerdo con la telemetría recibida. Finalmente entrega estas señales al Bit-Sync.

## BB Componentes

- El **Sincronizador de bit** convierte la señal analógica en una señal digital. Enseguida, y utilizando la señal de tiempo del GPS-TCR \* genera una señal de reloj de acuerdo con la referencia que le entregó el PSK-Demod, y con ésta, se sincroniza a la velocidad de transmisión del TEU. Posteriormente se selecciona el formato en el que viene codificada la telemetría (NRZ-M), y le entrega la información al Frame-Sync.
- El **Sincronizador de trama** determina y sincroniza el comienzo de cada “Trama Mayor” para entregarle la información en el formato que la computadora puede interpretar.
- El **FM-DD** procesa la señal analógica de Tiempo Real para poder ser graficada.

\* Sistema de Posicionamiento Global -- Receptor del Código de Tiempo.



# BB Componentes

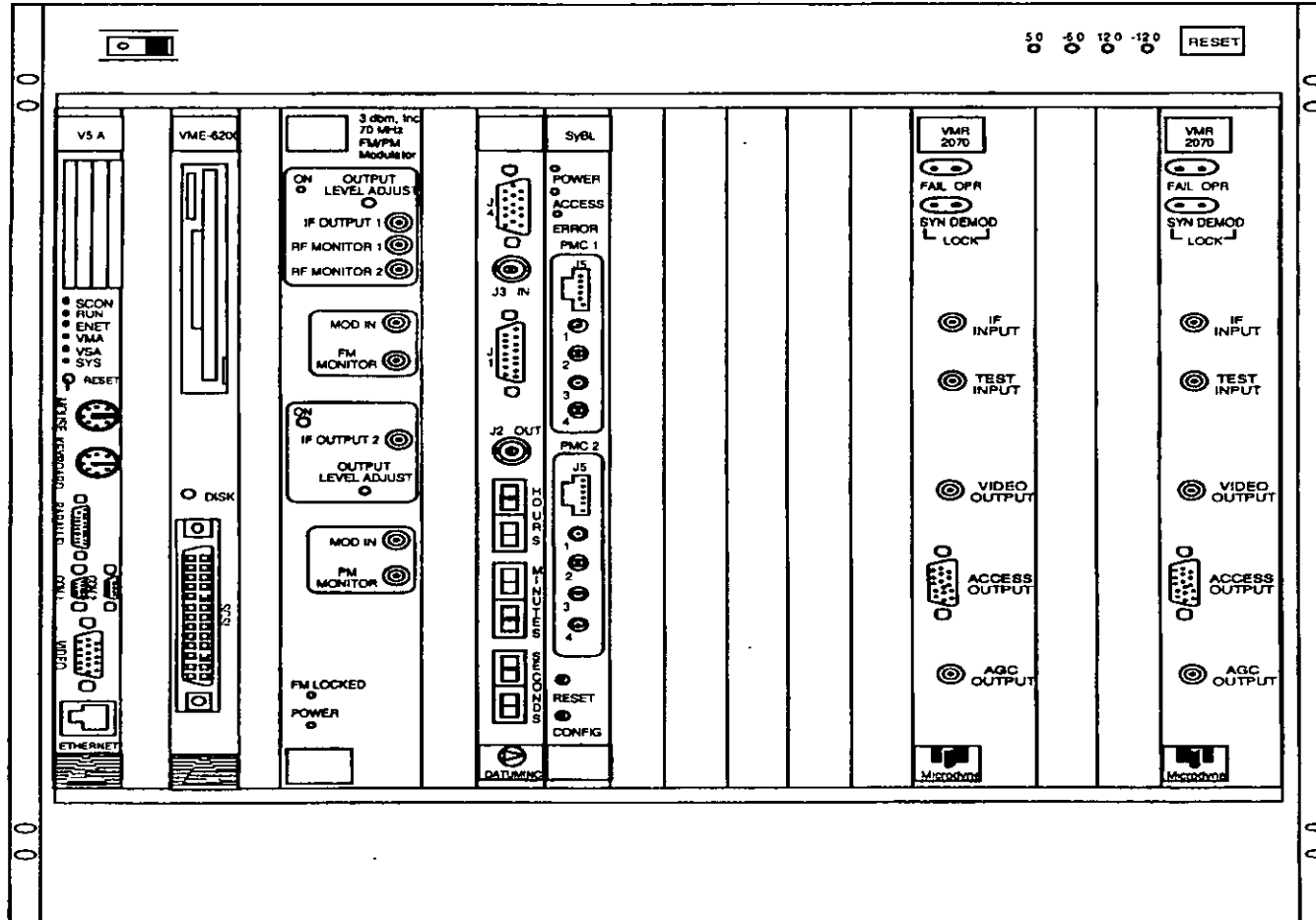
- El **Generador de Comandos** es el equipo que, de acuerdo con las instrucciones que recibe de la computadora, genera los comandos y los codifica en formato RZ-FSK. Finalmente los envía al FM-Mod.
- El **Modulador de Frecuencia** recibe la señal digital del Generador de Comandos o del Procesador de Tonos de Rango (RTP) y la convierte en una portadora analógica de 70 MHz.
- El **Procesador de Tonos de Rango** genera los cuatro tonos de rango, los codifica en FSK y los transmite al Modulador de Frecuencia (T&C-Rng) o al Modulador de Fase (XPDR-Rng).  
Durante la realización de la tarea de rango, recibe dicha señal directamente del TM-Rcvr y comparandolas, calcula el retardo que sufrió la señal en subir y bajar; retardo que será convertido en la distancia entre la Estación de Control y el satélite.



# BB Componentes

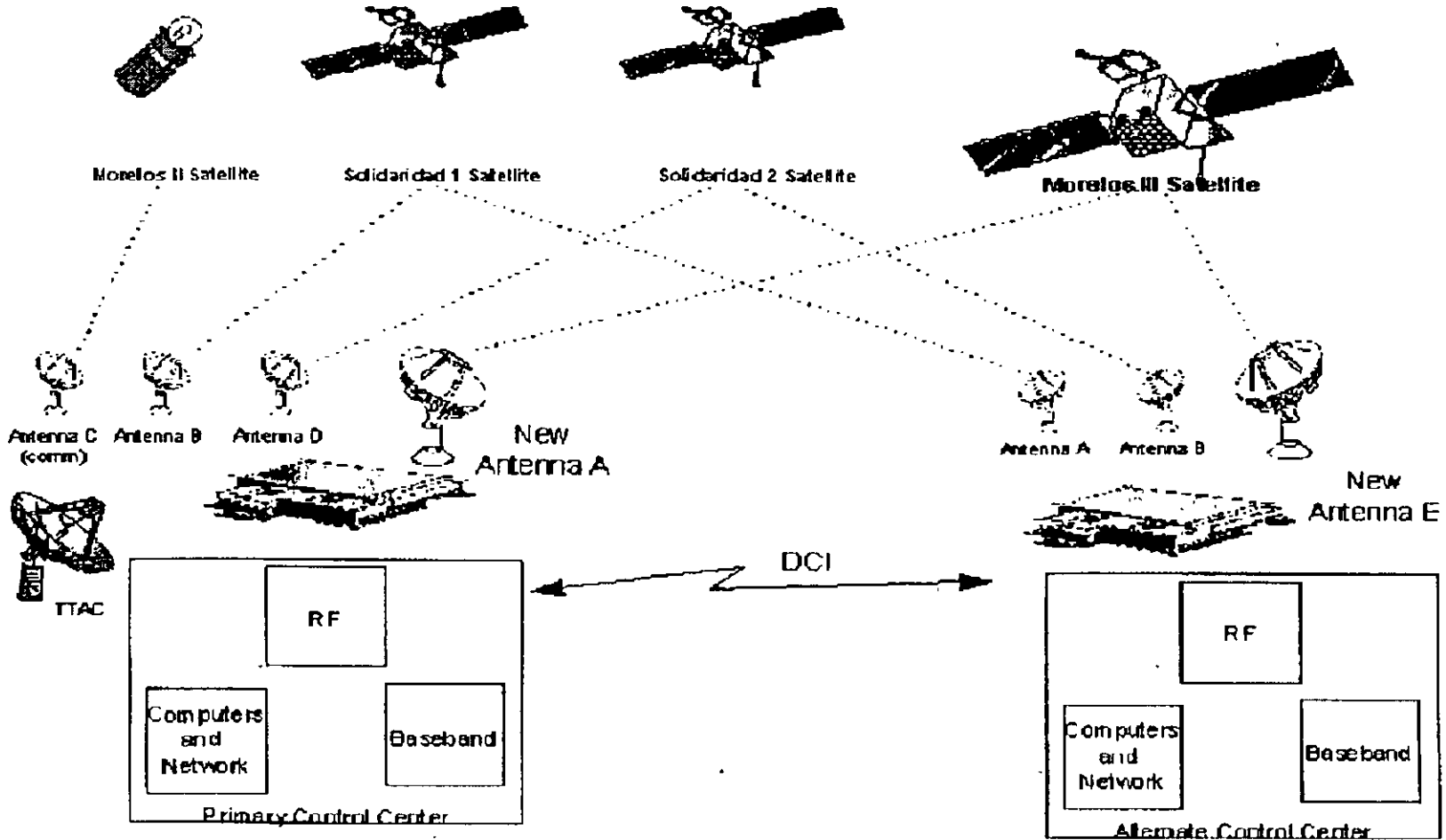
---

- El **Modulador de Fase** recibe la señal de rango del RTP y la convierte en una portadora analógica de 70 MHz.
- El **Receptor del Código de Tiempo** recibe la señal de tiempo de alguno de los satélites GPS y lo entrega a la computadora y al ITCU para la plena identificación de la telemetría.
- El **Conmutador de Frecuencia Intermedia** (IF-switch) es el enlace físico entre la fase de Radio-Frecuencia y la de Bandabase.



Vista frontal de un ITCU-200

# Sistema de Satélites-Centros de Control





# Subsistema de Cómputo

---

## Centro de Control Primario

### Operación Satelital (Satmex 5)

1 Servidor Principal

Sistema Operativo : Alfa Open VMS

1 Servidor de Respaldo

Sistema Operativo : Alfa Open VMS

### Operación de la Estación de Control

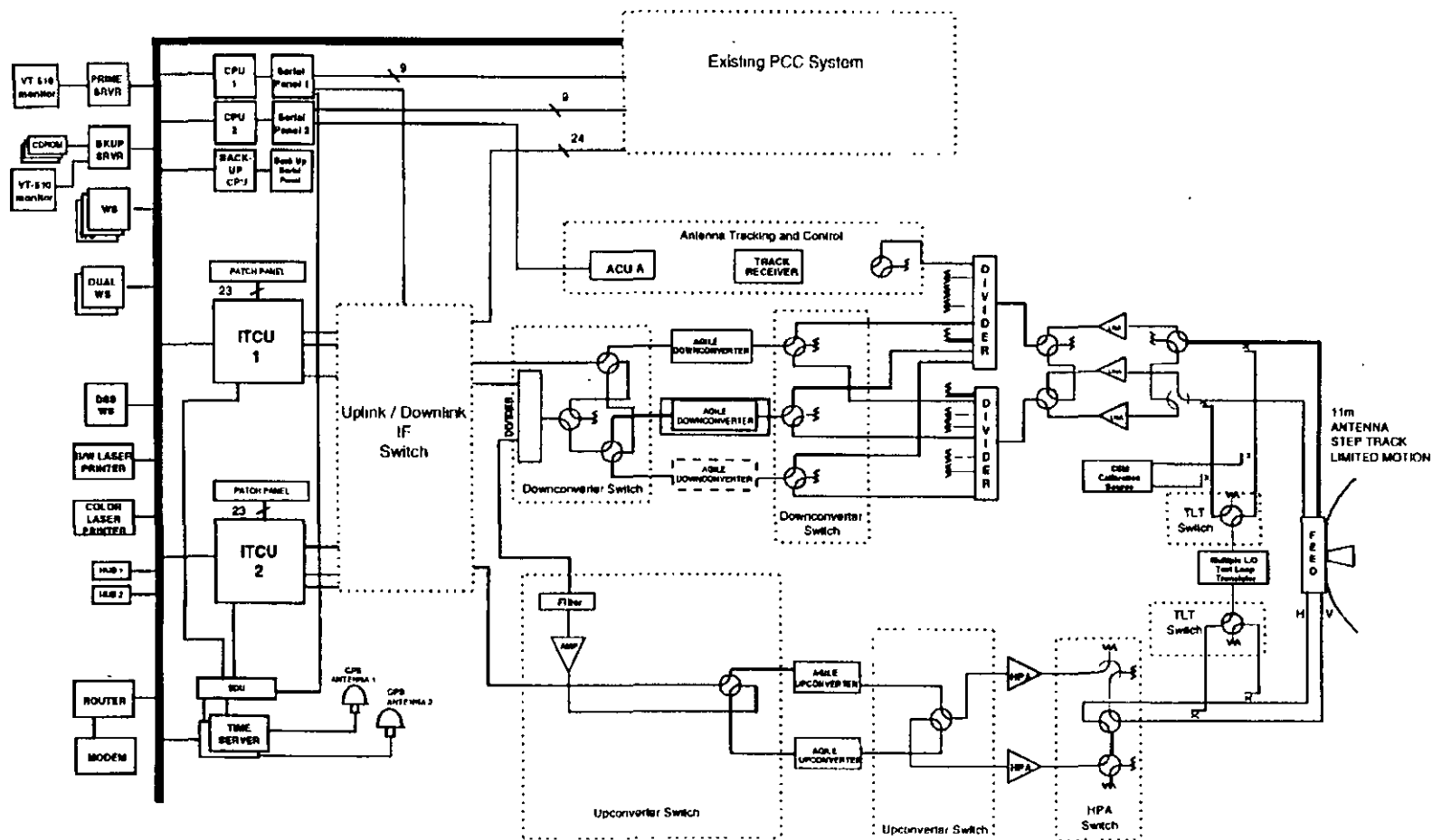
2 Servidores Principales (PC's)

Sistema Operativo : Windows NT

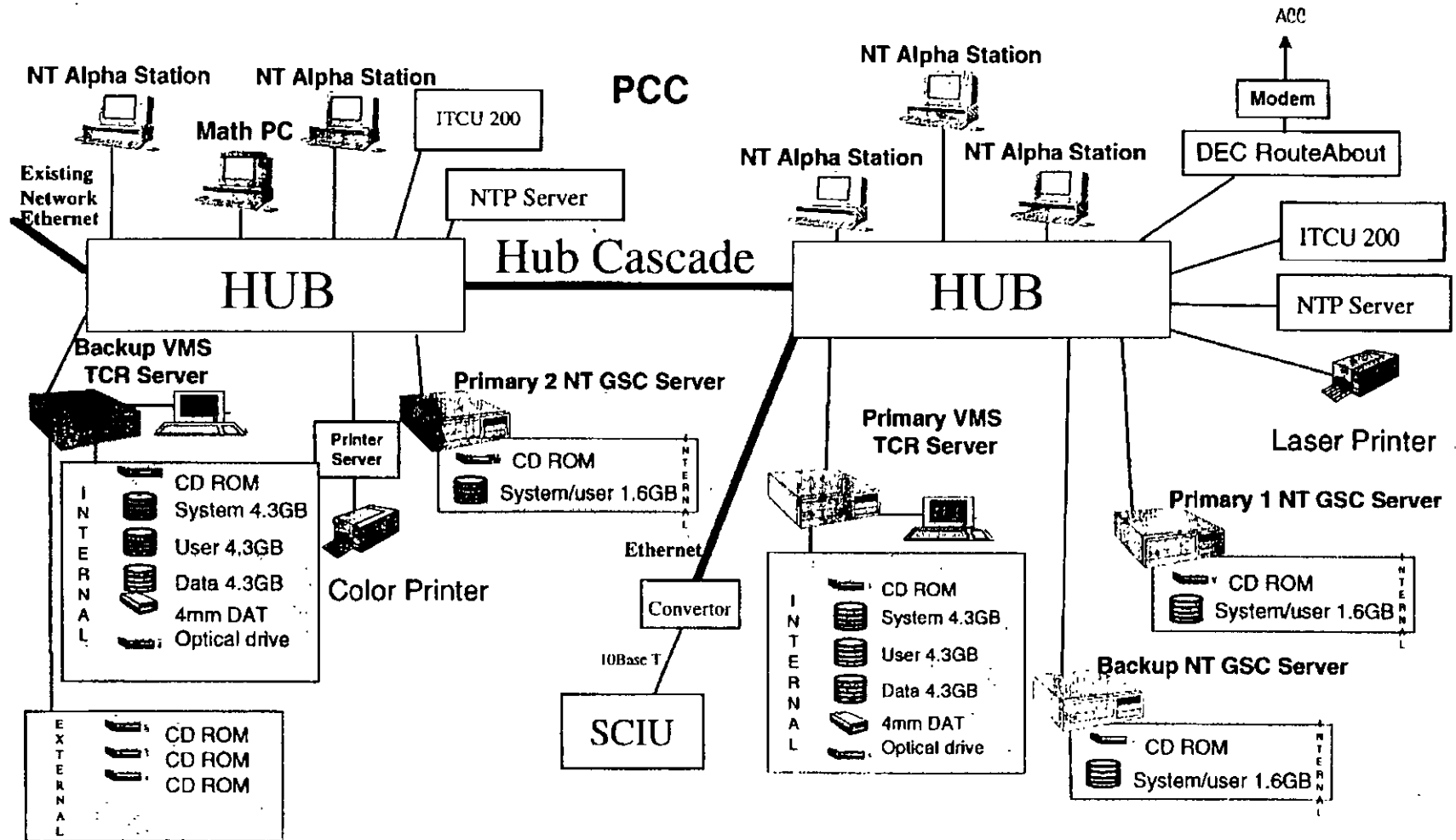
1 Servidor de Respaldo (PC)

Sistema Operativo : Windows NT

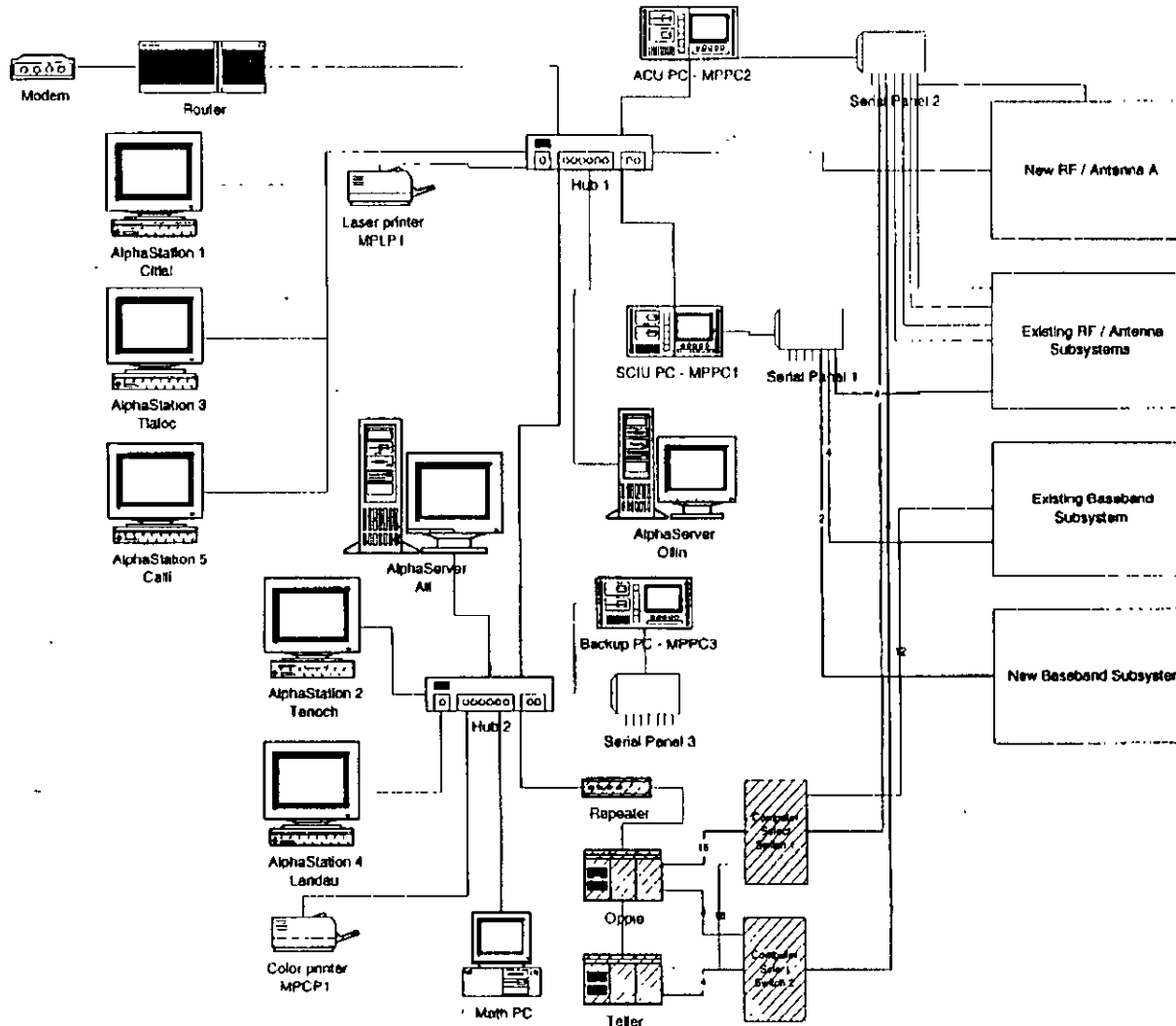
# Diagrama a Bloques del Centro Primario



# Arquitectura del Sistema de Cómputo



# Equipos y Unidades



## Centro de Control Alterno

Operación Satelital (Satmex 5)

1 Servidor Primario

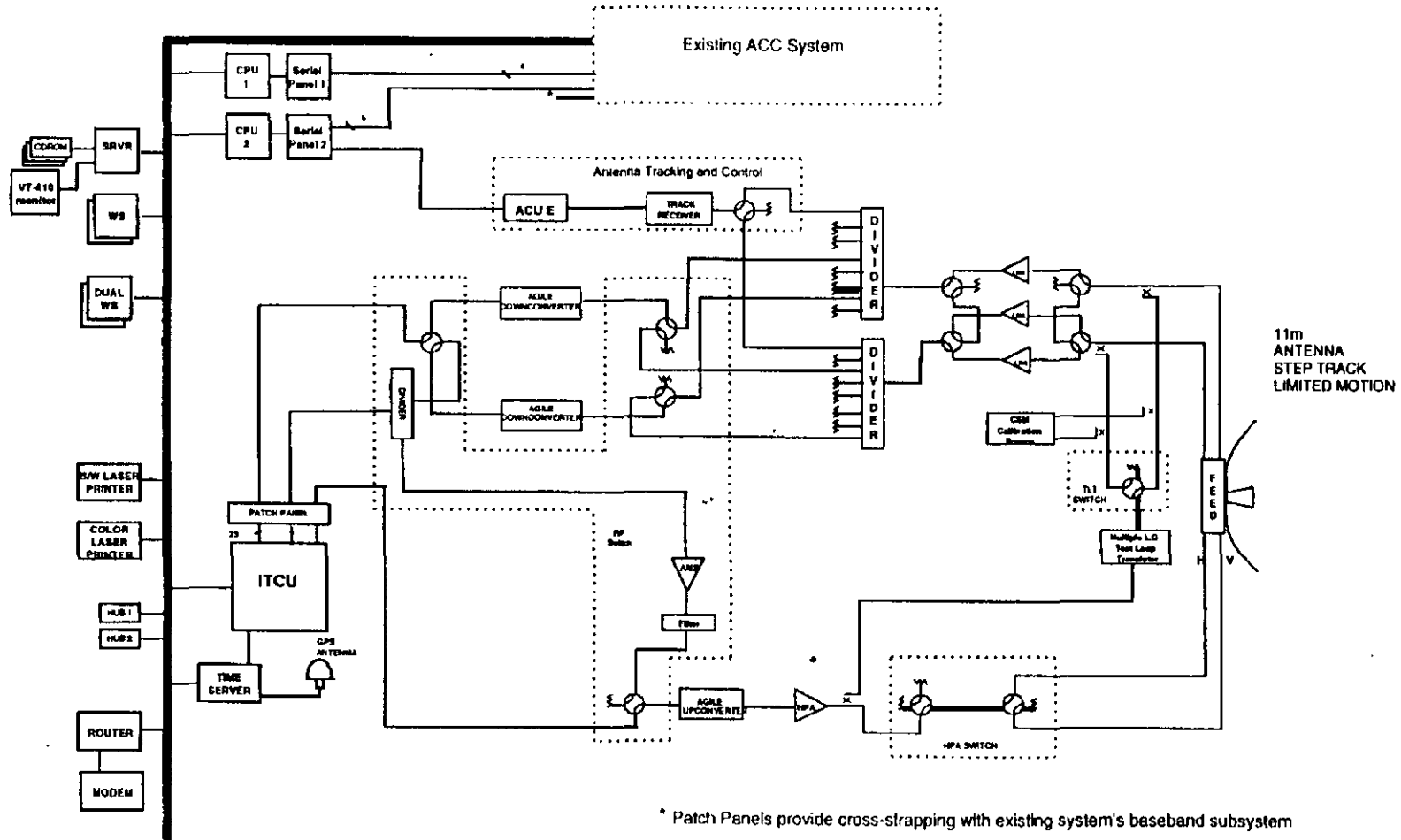
Sistema Operativo : Alfa Open VMS

Operación de la Estación de Control

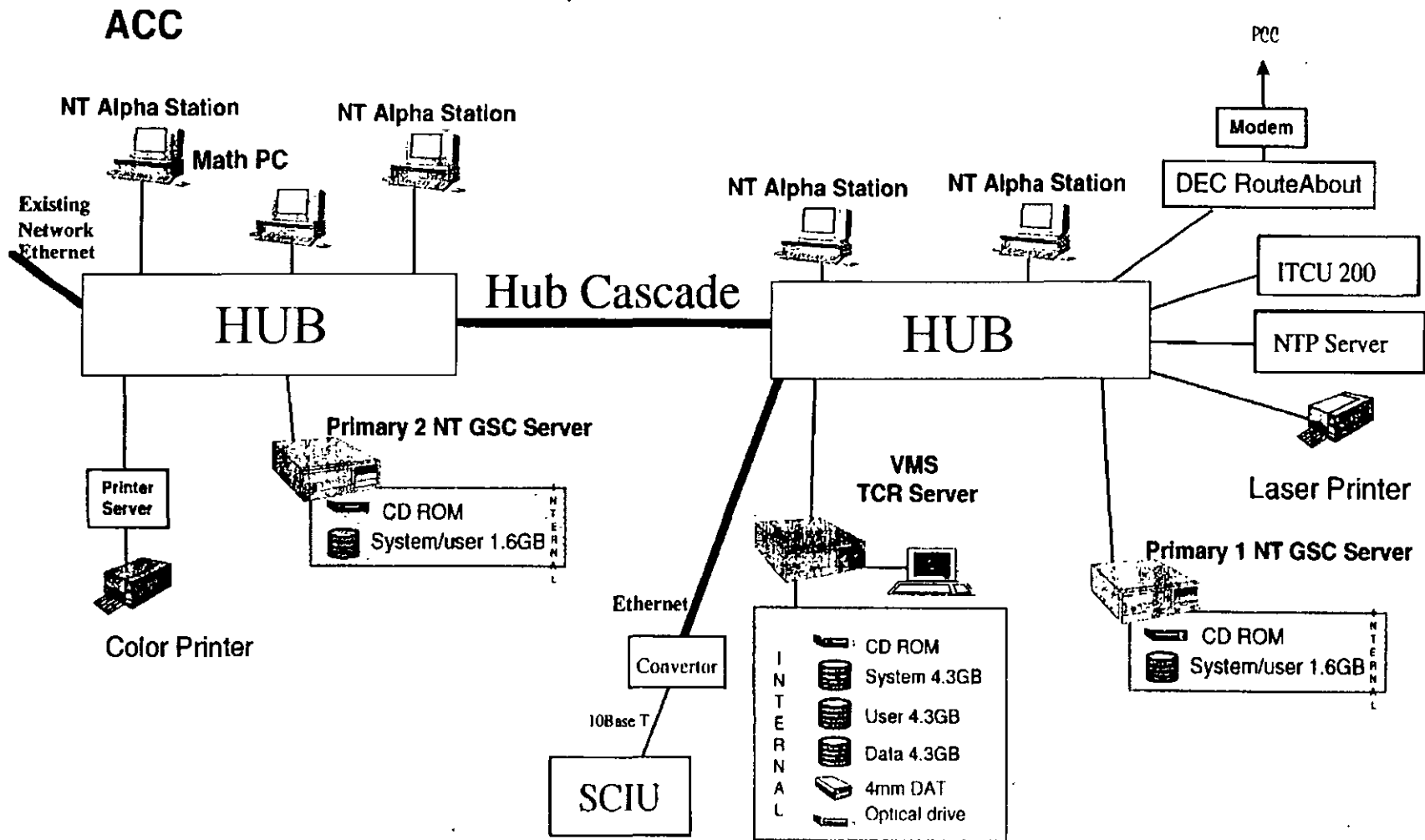
2 Servidores Primarios (PC's)

Sistema Operativo : Windows NT

# Diagrama de Bloques del Centro Alterno

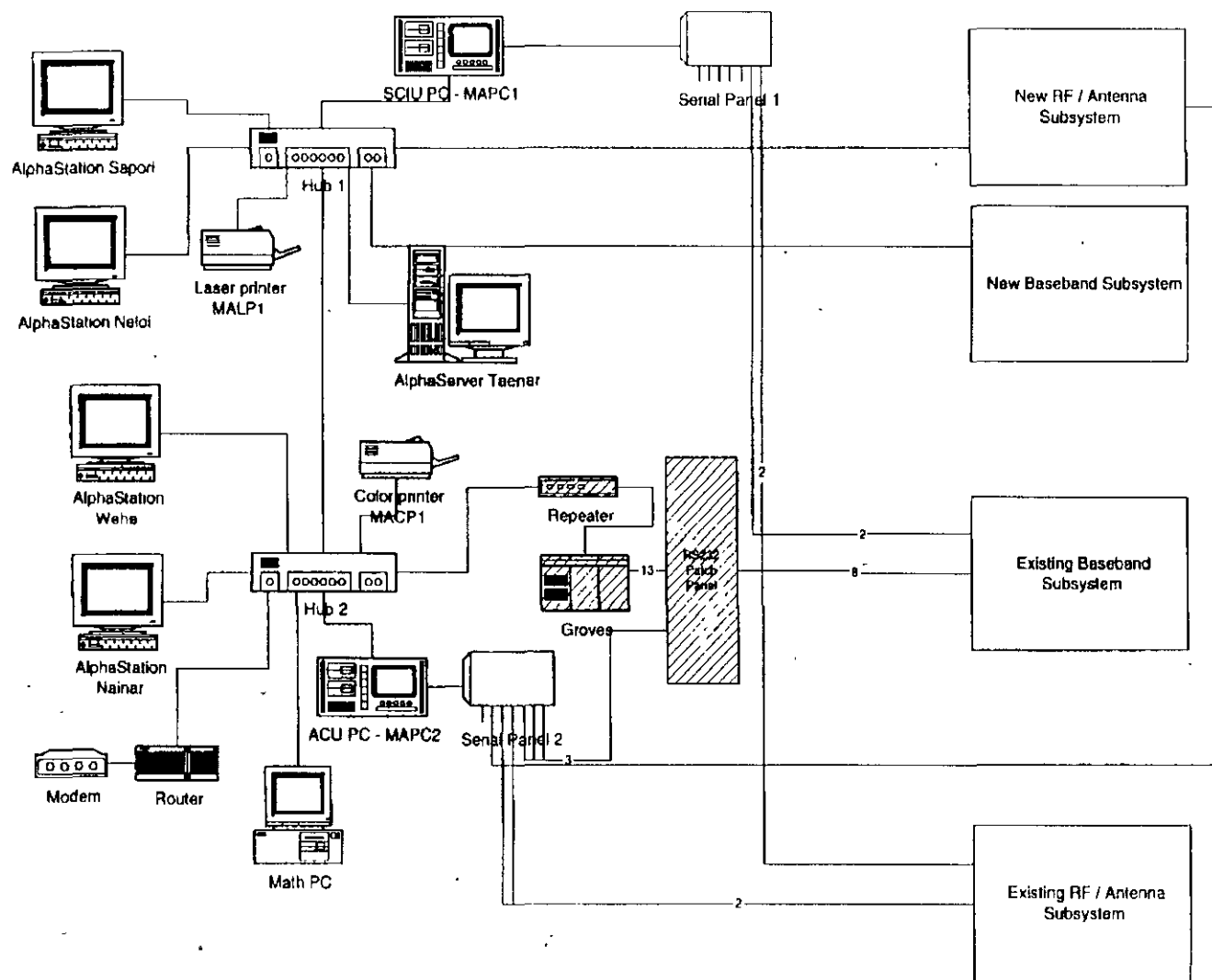


# Arquitectura del Sistema de Cómputo



72

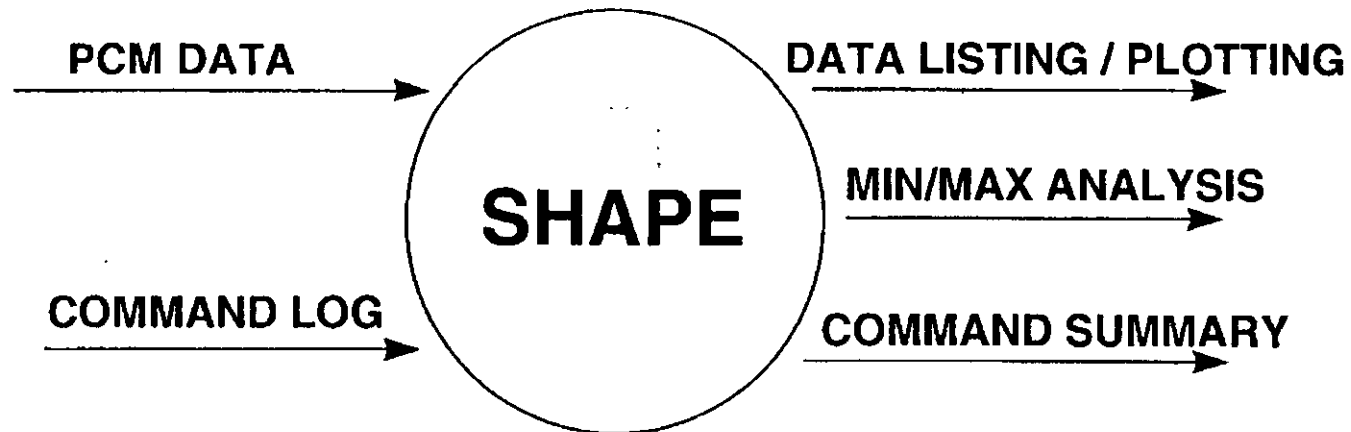
# Unidades y Equipo







# Software de Análisis de Salud (SHAPE)



## Características del Software de SHAPE

Capacidad de graficar datos de trama por trama.

Capacidad de manejo de archivos mensuales.

Procesamiento y despliegue de datos de los archivos mensuales.

Disponibilidad de líneas de comando y de una interfaz gráfica de usuario.



## Características del Software de SHAPE (cont.)

---

Procesa y despliega listas de comandos y telemetría archivada por el TCR.

Capacidad de selección de rangos de tiempo, de gráficos y de dispositivos de impresión.

Graficación de valores de datos de PCM.

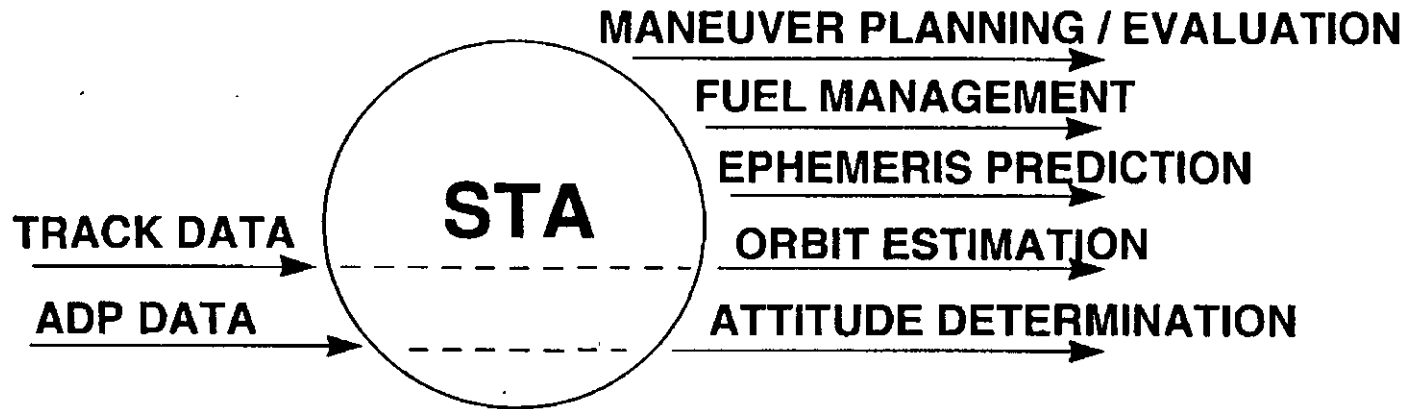
Graficado y despliegue de listados de datos mínimos y máximos registrados cada día.

Despliegue de listados de resúmenes de comandos.

Software instalado en los servidores Alfa.



# Software de Dinámica Orbital





## Características del Software de Dinámica Orbital

---

Determinación y predicción de efemérides de Luna.

Predicción de Eclipses de Sol y Luna.

Determinación de interferencias a detectores de tierra.

Planeación y evaluación de maniobras de corrección.

Modelado de maniobras.

Administración de uso de combustible.



## Características del Software de Dinámica Orbital

---

Software instalado en los servidores Alfa.

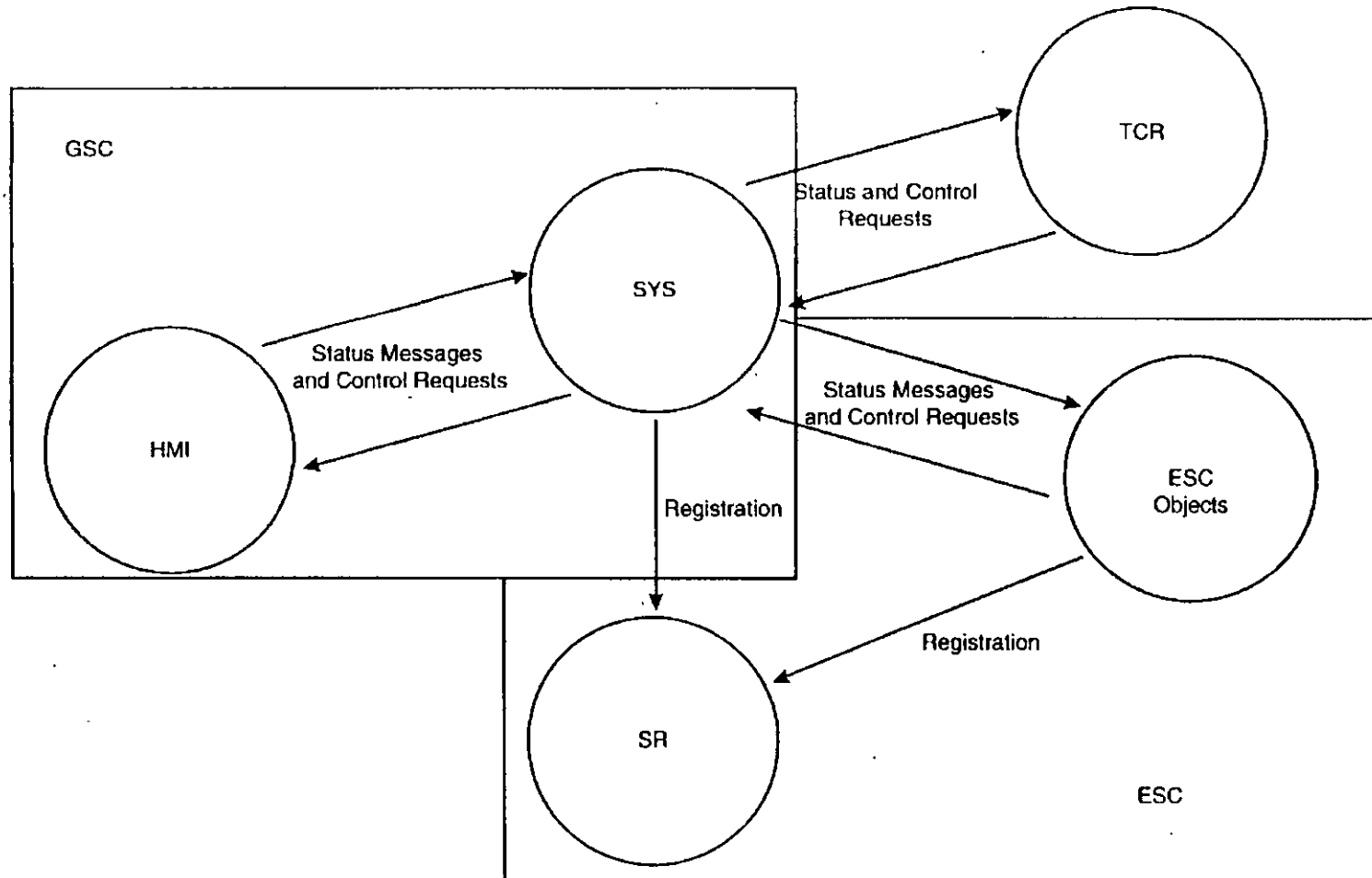
Filtro de Kalman.

Capacidad de estimaciones dinámicas de órbita.

Capacidad de generar alarmas cuando ocurre una condición de error.

Capacidad de graficar datos de rastreo.

# Software de Control del Equipo de Tierra (GSC)



# Características del Software GSC

---

**Esta dividido en dos sub-grupos de software:**

Estado y Control terrestre (GSC).

Estado y Control del equipo (ESC).





# Características del Software GSC

---

## Estado y Control de tierra (GSC).

### Interfaz Hombre-Máquina (HMI).

Interfaz de usuario.

Capacidad de generación de alarmas.

Capacidad de resaltar los enrutamientos de los equipos.

Capacidad de despliegue del estado de los equipos y del sistema.

Software instalado en una estación de trabajo Alfa.



# Características del Software GSC

---

## Estado y Control de tierra (GSC).

### Sistema (SYS)

Capacidad de transferir mensajes desde ESC hacia HMI.

Responsable de controlar los procesos automatizados de alto nivel.

Convierte los estados de los LRV's en comandos al Hardware.  
Software instalado en computadoras personales dedicadas.



# Características del Software GSC

---

## Estado y Control del equipo (ESC).

Procesos de las unidades de control de antena.

Envía y recibe mensajes de los ACU's y datos de apuntamiento de antena.

Traduce mensajes del TCR en mensajes a ser enviados al Hardware.

Software instalado en computadoras personales dedicadas.



# Características del Software GSC

---

## Estado y Control del equipo (ESC).

### Procesos del Hardware (HW).

Transfiere mensajes de control desde el HMI al Hardware.  
Proporciona a SYS información sobre el estado del Hardware.  
Permite a los demás procesos identificarse para establecer la comunicación mutua.  
Software instalado en computadoras personales dedicadas.



## Características del Simulador Dinámico de Satélites (DSS)

---

El DSS es un programa de computadora interactivo el cual dinámicamente emula las operaciones del satélite en su órbita de servicio.

- Modela el comportamiento de los subsistemas del satélite.
- Modela las efemérides de la posición del satélite y del Sol.
- Interfaz Hombre/Máquina en modalidad de menú.



## Características del Simulador Dinámico de Satélites (DSS)

---

Interfaz directa con el software de TCR.

Disponibilidad de lecciones predeterminadas.

Disponibilidad de anomalías pre-programadas.

Capacidad de enviar y recibir comandos reales.

Software instalado en una estación de trabajo HP.

# Resumen de Conceptos de Operación

---

**Se tienen cuatro funciones básicas en la operación:**

Mantener la configuración del satélite

Mantener la órbita correcta del satélite

Mantener la configuración de la estación terrestre de control

Verificación de los procedimientos de operación y de entrenamiento



## Resumen de Conceptos de Operación (cont.)

---

### Procesamiento de comandos

Validar y enviar comandos ya sea mediante entradas manuales del operador o mediante secuencias automatizadas.

Verificar que los comandos fueron recibidos por el satélite.

Discriminación entre comandos críticos y restringidos.

Archivar todos los comandos enviados.



### Procesamiento de telemetría

Recibir y desplegar la telemetría del satélite.

Evaluar la telemetría para diferentes condiciones de alarma establecidas por el operador.

Archivar y entregar datos de telemetría para propósitos de determinación de la salud del satélite.

Recibir y desplegar el estado de los equipos y sistemas de la estación.

### Procesamiento del Rango

Determinación de la distancia al satélite

Rango por transpondedor (Directo o Por Retorno)

Rango por Telemetría y Comando

Archivamiento de datos de azimuth y elevación de la antena y del valor en kilómetros de la distancia obtenida.

### Mantenimiento de la órbita

Determinación de la órbita y orientación del satélite, generación de mensajes de maniobras de corrección y evaluación de maniobras ejecutadas.

Propagación de orbita, de la orientación y generación de efemérides.

Optimización de uso de combustible y predicción de la eficiencia de los impulsores.

Predicción de eventos geométricos tales como eclipses, interferencia a sensores y a antenas en tierra.



## Resumen de Conceptos de Operación (cont.)

---

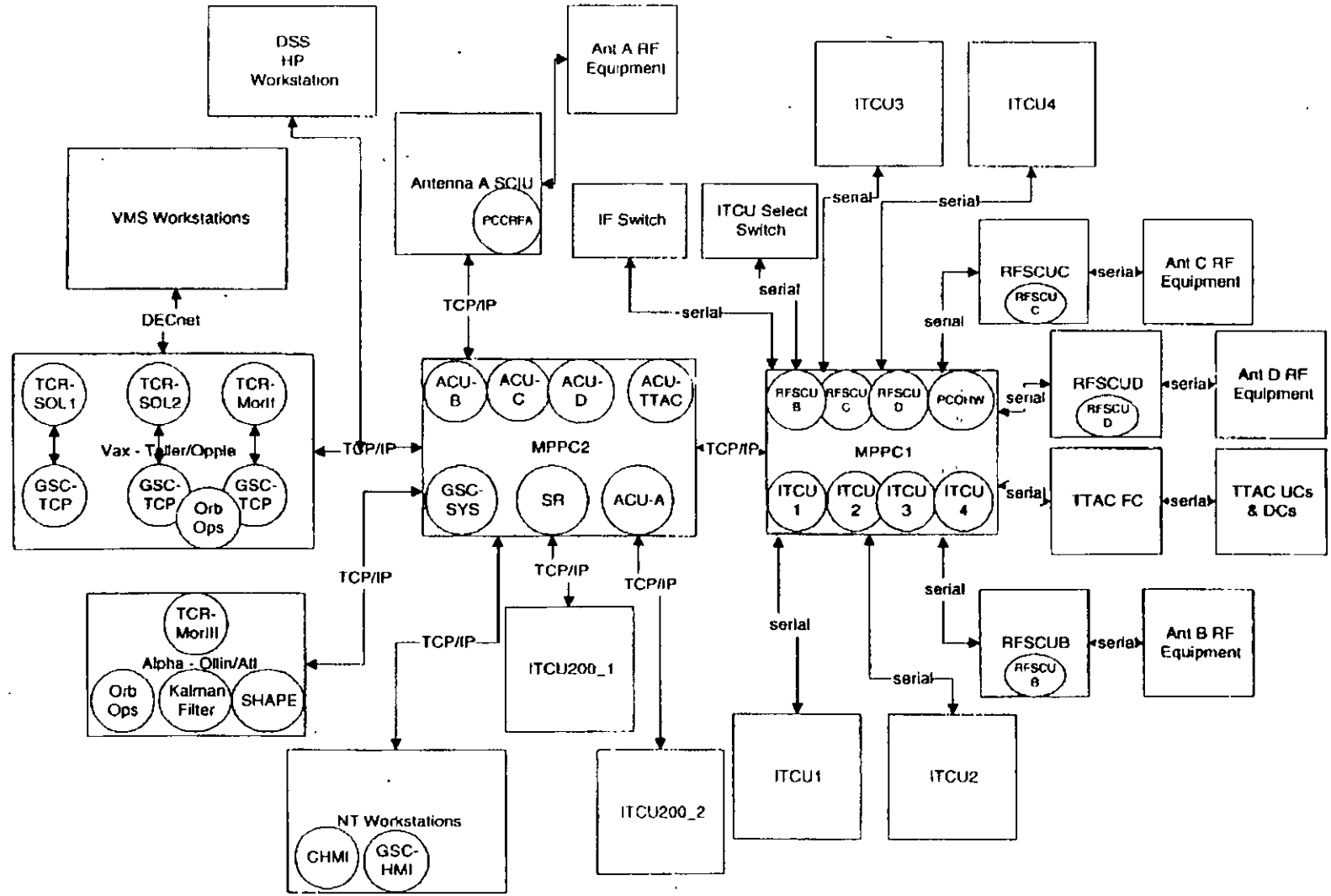
### **Evaluación de la salud y comportamiento del satélite.**

Usar datos históricos archivados de telemetría y comando para una determinación detallada del estado operacional del satélite.

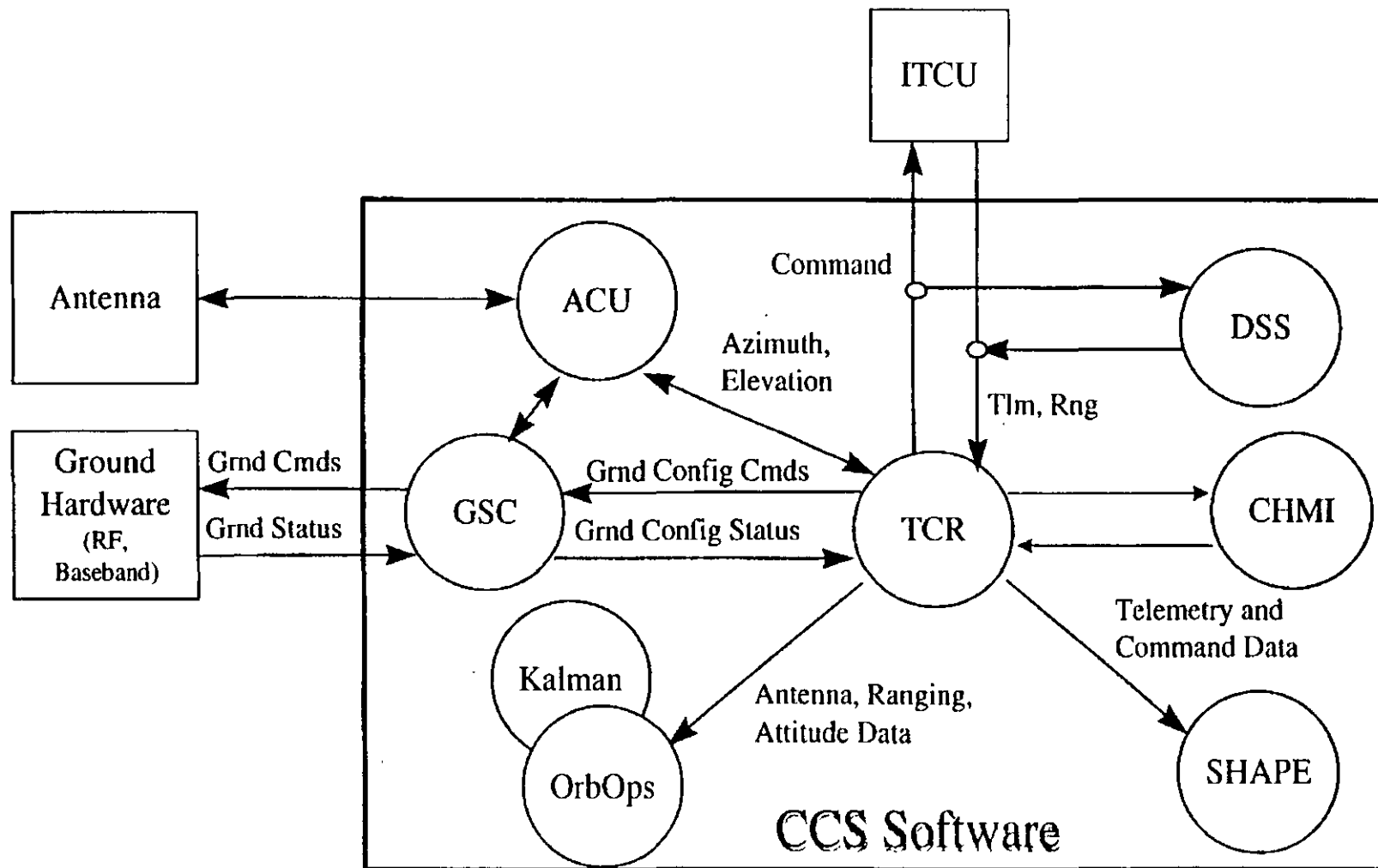
Realizar análisis de tendencias para cada dato de telemetría en un rango específico de tiempo mediante los resúmenes de datos mínimos y máximos diarios.



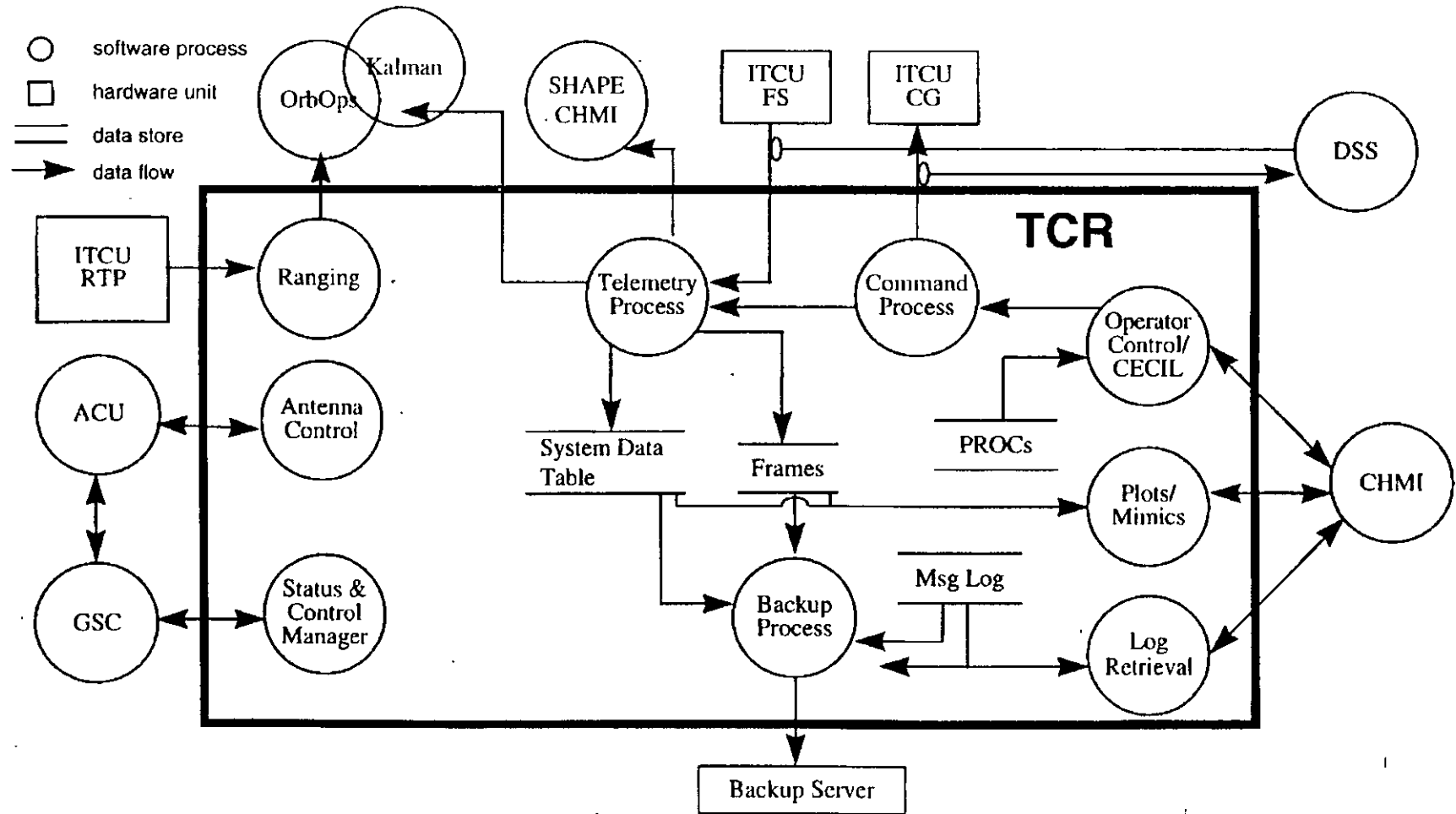
# Procesos en el Centro Primario



# Flujo de Datos



# Software de Tiempo Real





# Software de Tiempo Real (TCR)

---

## Características del Software de TCR

Recibir y decodificar la telemetría a través del sincronizador de trama del ITCU.

Verificar condiciones de alarma.

Registrar los comandos enviados al satélite y archivar datos para SHAPE/ Orb Ops.

Aceptar requerimientos del operador de rango y comando.

Identificar comandos críticos, inválidos o restringidos.



## Características del Software de TCR (cont.)

---

Solicitar la generación de comandos al Generador de comandos del ITCU.

Solicitar la generación de tonos de rango al generador de tonos de rango y recibir datos de rango desde el RTP.

Desplegar en las páginas de telemetría los valores más recientes registrados de telemetría.

Ofrecer disponibilidad de comandar o hacer rango en forma manual o automatizada.

Ofrecer disponibilidad de una serie de procedimientos automatizados predefinidos.

Software instalado en los servidores Alfa.



**FACULTAD DE INGENIERÍA UNAM  
DIVISIÓN DE EDUCACIÓN CONTINUA**

**"Tres décadas de orgullosa excelencia" 1971 - 2001**

## **CURSOS ABIERTOS**

# **DIPLOMADO INTERNACIONAL EN TELECOMUNICACIONES**

## **MODULO II: TELECOMUNICACIONES VÍA SATELITE**

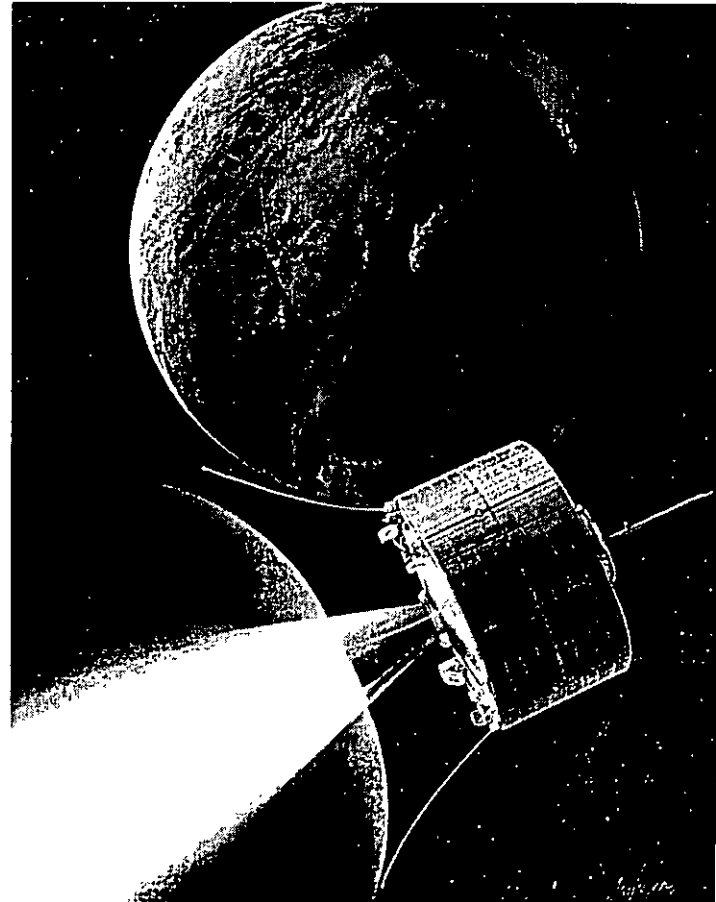
**TEMA**

**SEGMENTO TERRESTRE**

**PALACIO DE MINERIA  
MAYO 2001**

# Introducción

- El 26 de Julio de 1963, la compañía Hughes hizo historia y revolucionó la industria de las comunicaciones con el lanzamiento del Syncom, el primer satélite comercial geosíncrono del mundo.
- El Syncom solo podía transmitir un canal de TV. Hoy en día, un satélite puede transmitir más de 300 canales.

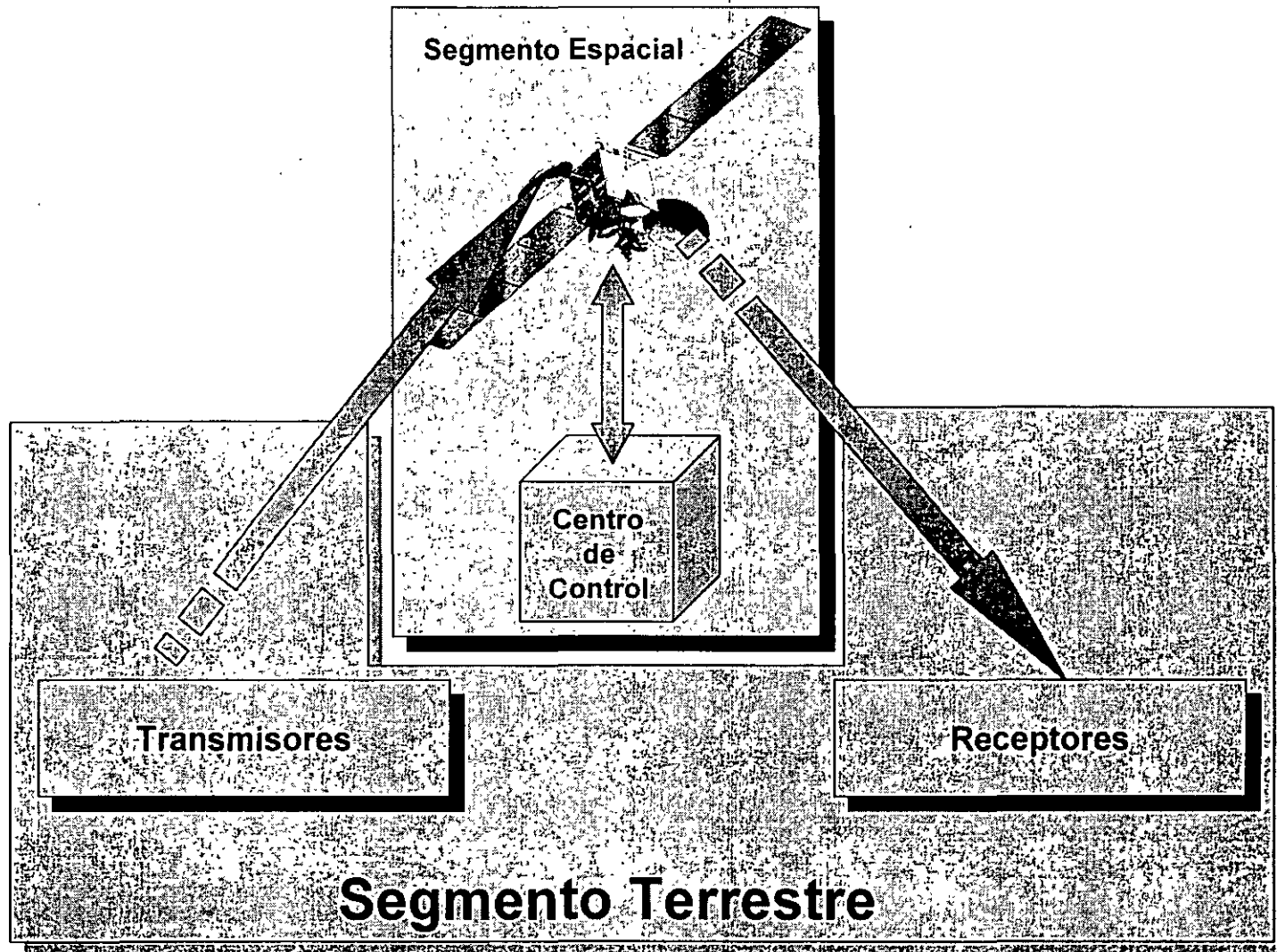




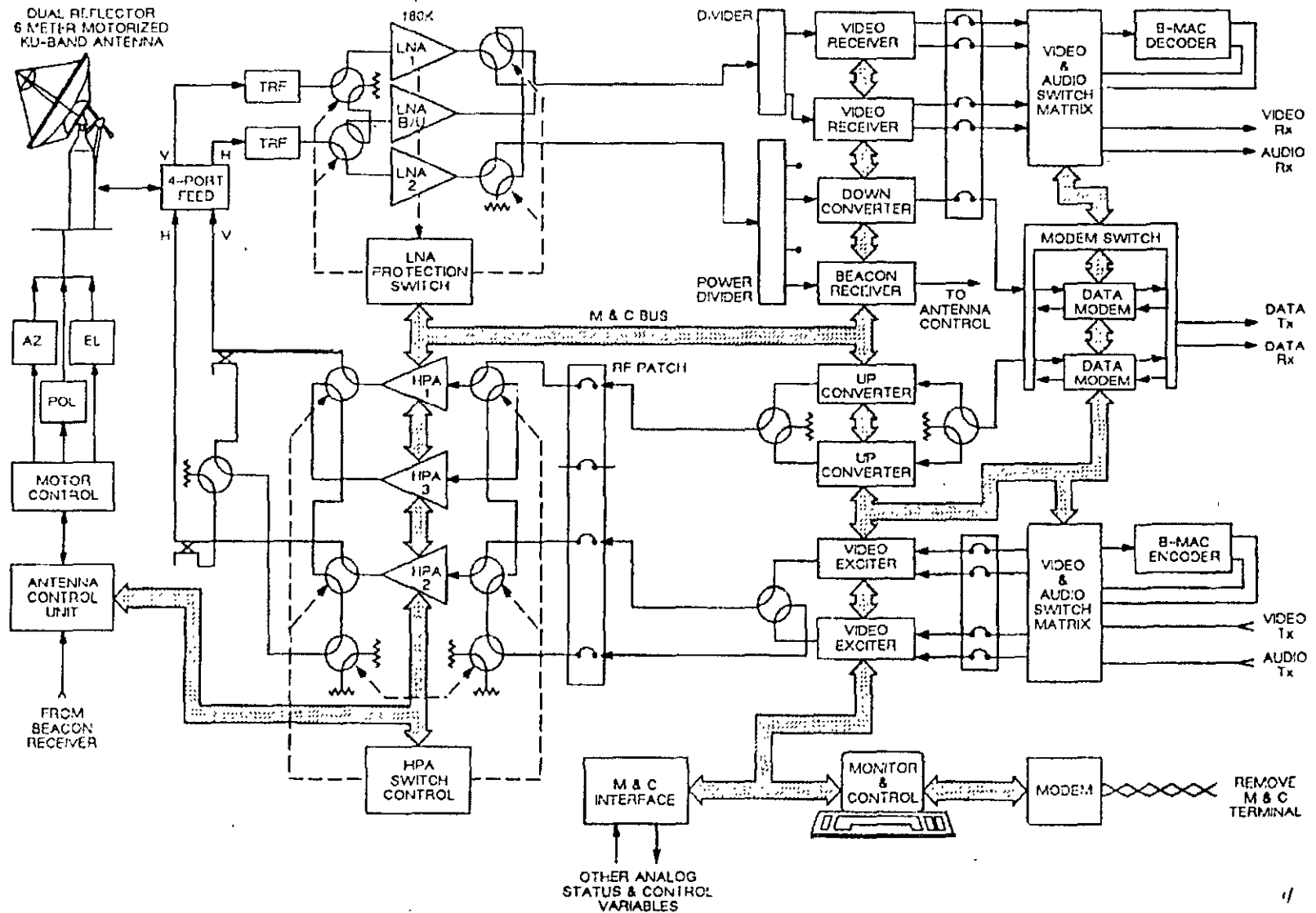
# El segmento terrestre

- A lo largo del mundo, hasta Enero del 2000, había 21,500 estaciones de televisión y más de 44,000 estaciones de radio.
- Cerca de 100 nuevas estaciones terrenas aparecen al año. Cada una de ellas comprende inversiones de entre US\$1 y \$2.5 millones anuales.

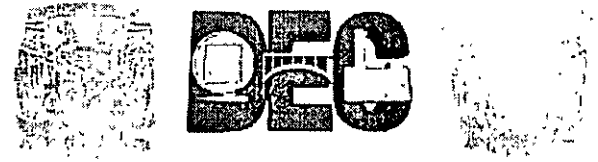
# Arquitectura de un Sistema de Comunicación Satelital



# Estación Terrena



# Segmento Terrestre



## ESTÁNDARES



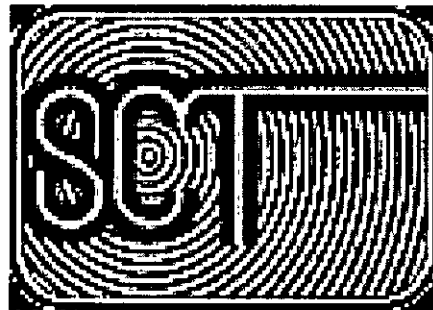
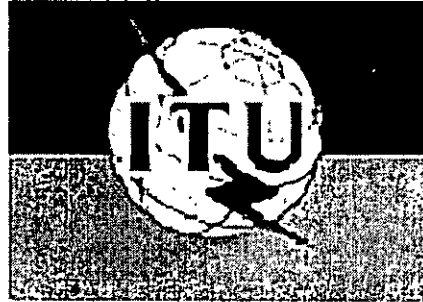
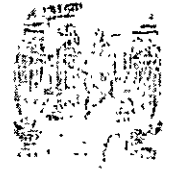


# Estándares

- Existen diferentes estándares que permiten conseguir la uniformidad de sistemas a lo ancho del mundo. Así como, el aseguramiento de la calidad de los servicios prestados.
- También, se orientan los grupos de investigación hacia mejoras sustanciales en las direcciones adecuadas



# Órganos de reglamentación

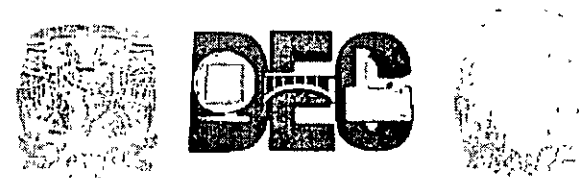


# Algunos Estándares



- **Estándares de Transmisión**
  - Asignación de frecuencias
  - Técnicas de modulación
  - Técnicas de acceso
  
- **Estándares de Operación**
  - ITU
  - FCC
  - SCT
  
- **Estándares de Medición de Parámetros**
  - ASCII
  - CCIR
  - EIA
  - AES/EBU
  - IEEE
  - NTSC
  - ATSC
  
- **Normas Internacionales**
  - ISO

# Segmento Terrestre



**BANDAS**

# Bandas de Frecuencia



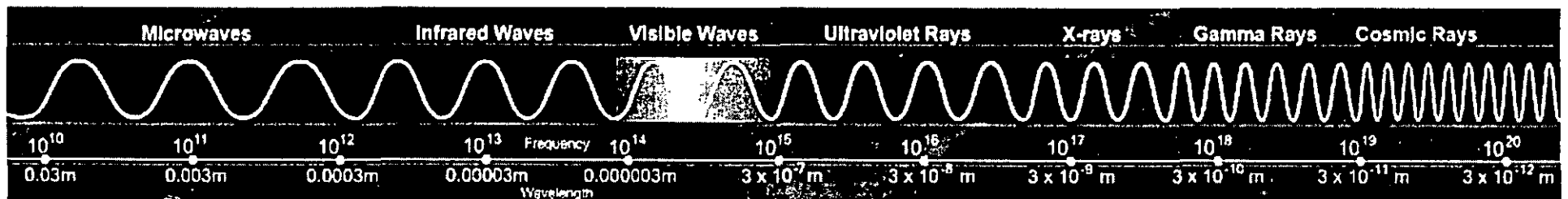
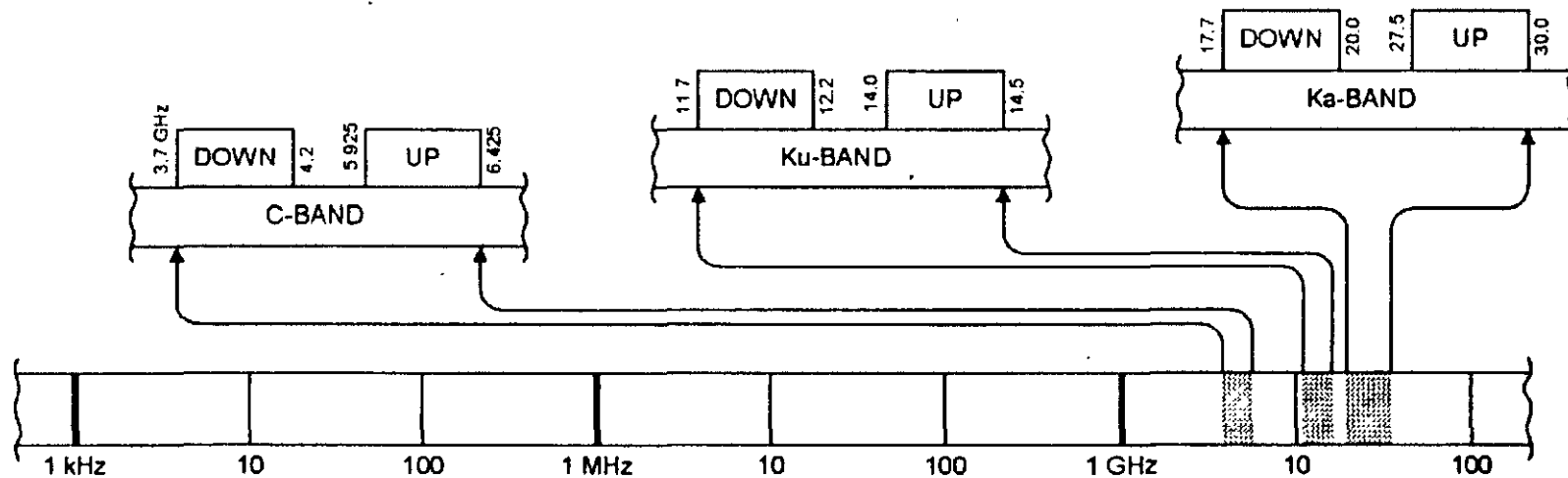
- En México, las redes de comunicaciones satelitales de servicios comerciales, operan en las bandas de frecuencias definidas por la Comisión Federal de Telecomunicaciones (COFETEL).
- La gran mayoría de dichas redes operan, ya sea en la banda C (6 y 4GHz), o en la banda Ku (14 y 12GHz) los rangos de frecuencia dentro de la banda C son los preferidos, dadas sus características de propagación superiores a las demás bandas.
- Las frecuencias dentro de la Banda Ka (30 y 20GHz) también se definen dentro de las que usan las redes satelitales y aunque su uso no está demasiado extendido, muy pronto veremos cada vez más aplicaciones operando dentro de ésta banda.

# Bandas de Frecuencia



- Las bandas de frecuencias de los satélites internacionales de comunicaciones, son similares a las frecuencias dentro de la banda C definida en los EE.UU., pero difieren en lo que se refiere a la banda Ku.
- Las bandas de frecuencias son determinadas por juntas de negociación por los países del mundo, auspiciadas por el sector de radiocomunicaciones de la Unión Internacional de Telecomunicaciones (ITU-R).

# Bandas de Frecuencia



# Bandas de Frecuencia



- Los enlaces de Servicios Satelitales Fijos utilizan las siguientes bandas:
  1. Alrededor de 6GHz para el enlace ascendente y 4GHz para el enlace descendente; definida como banda C (Dichas bandas tienden a estar sobresaturadas actualmente).
  2. Alrededor de 8GHz para el enlace ascendente y 7GHz para el enlace descendente; definida como banda X (Bandas asignadas para uso gubernamental).
  3. Alrededor de los 14GHz para el enlace ascendente y alrededor de 12GHz para el enlace descendente; definida como banda Ku (De uso extendido actualmente).
  4. Alrededor de los 30GHz para el enlace ascendente y alrededor de los 20GHz para el enlace descendente; definida como banda Ka (Uso pre-operatorio en algunos países).



# Bandas de Frecuencia

- Los enlaces de Servicios Satelitales Móviles utilizan las siguientes bandas:
  1. Alrededor de 1.6GHz para el enlace ascendente y de 1.5GHz para el enlace descendente; definida como banda L.
  2. Los enlaces de Servicio de Transmisión Satelital (BSS) son solo enlaces descendentes, alrededor de los 12GHz. El enlace ascendente para éste tipo de servicio pertenece a los servicios satelitales fijos y se denomina enlace alimentador (feeder link).



# Segmento Terrestre



**POTENCIA**





# Análisis de las señales

- Un sistema de comunicaciones tiene que ser diseñado para cumplir con un cierto número de estándares de funcionamiento, dentro de las limitaciones de potencia transmitida, ancho de banda de RF y tamaños de antenas. El criterio de funcionamiento más importante para los sistemas análogos es la relación de potencia de señal a ruido (SNR o  $S/N$ ), en el canal de información o banda base. En los sistemas digitales, el criterio de medición del funcionamiento es el *bit error rate* (BER).

# Análisis de las señales



- El SNR y el BER dependen de un número de factores, tales como la predetección de la relación portadora a densidad de ruido -*Carrier-to-noise-density ratio*- ( $C/N_0$ ) y la relación portadora a ruido -*Carrier-to-noise ratio*- ( $C/N$ ) en el receptor, el tipo de modulación y los anchos de banda en RF y la banda base. Así, la potencia de la portadora recibida en un receptor de la estación terrena y la densidad de potencia de ruido en el receptor necesitan ser calculadas para determinar el enlace operante  $C/N_0$ .



# Análisis de las señales

- Dado que los satélites están limitados en cuanto a potencia de transmisión, tiene que haber una técnica de modulación que invariablemente intercambie el ancho de banda por potencia, que haga la relación señal a ruido más grande que la relación portadora a ruido de RF en los sistemas análogos y que optimice el BER en los sistemas digitales.

# El EIRP o PIRE



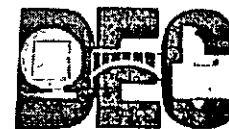
- La Potencia Isotrópica Radiada Efectiva (EIRP o PIRE) es la potencia medida de una señal de radio difundida por una antena transmisora, tal y como si fuera una fuente puntual radiando en todas direcciones.



# El EIRP o PIRE

- Con las señales satelitales, la PIRE se usa como un indicador de la potencia de la señal de bajada, medida en tierra. Estos cálculos de potencia de señal se pueden marcar en un mapa de contornos, como las curvas isobaras de los mapas meteorológicos en términos de dBW (decibeles referidos a 1 Watt).

# Segmento Terrestre



**SENSIBILIDAD**



# Sensibilidad del Sistema



- Dependiendo de las bandas de frecuencias, algunos problemas como los siguientes se pueden presentar:
  - Sensibilidad al ruido
  - Atenuación por lluvia
  - Interferencia Solar
  - Interferencia



# Sensibilidad al Ruido



- Cuando las señales que transportan el mensaje se transmiten en un canal, sufren alteración debido a las señales de ruido aleatorias y, por consiguiente, son difíciles de identificar en el receptor. Para superar esta dificultad, es necesario incrementar la potencia de las formas de onda portadoras del mensaje.

# Atenuación por lluvia



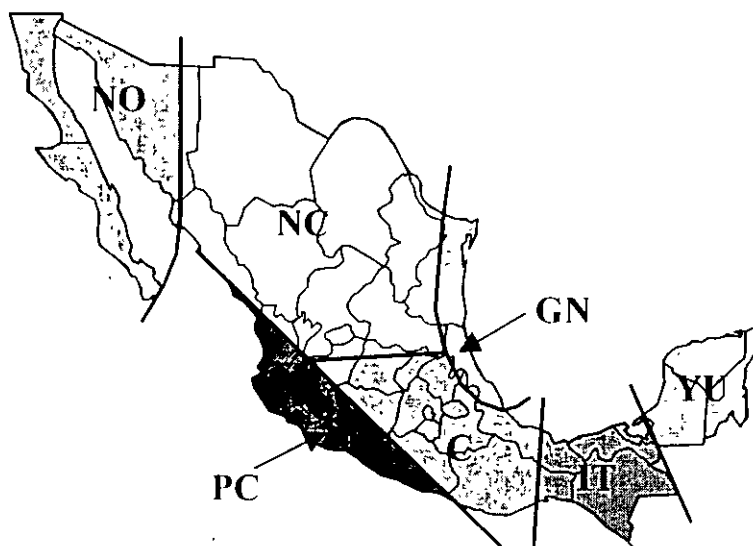
- Dada la longitud de onda de la banda Ku, esta se vuelve susceptible a sufrir atenuación por causa de las lluvias.

# Atenuación por lluvia



## Margen de Atenuación por lluvia en banda Ku (México)

### Márgenes de atenuación



Zona Hidrometeorológica		Disponibilidad		
		99.50% (dB)	99.80% (dB)	99.90% (dB)
Nor Occidente NO	Tx	1.50	3.00	3.50
	Rx	0.00	1.00	1.50
Norte Centro NC	Tx	0.00	1.00	1.30
	Rx	0.00	0.00	0.00
Golfo Norte GN	Tx	3.60	6.80	9.20
	Rx	1.60	4.80	7.20
Centro CE	Tx	2.20	4.20	6.30
	Rx	0.20	2.20	4.30
Pacífico Centro PC	Tx	3.60	5.90	8.50
	Rx	1.60	3.90	6.50
Istmo IT	Tx	2.50	5.80	8.20
	Rx	0.50	3.80	6.20
Yucatán YU	Tx	2.90	6.00	8.90
	Rx	0.90	4.00	6.90

Marzo/2000

# Sensibilidad por Interferencia Solar



- Al menos dos veces al año, los satélites se interponen entre el sol y la tierra, provocándose una interferencia, dada la magnitud de la energía irradiada por el sol.
- Dicho fenómeno se debe a la ubicación orbital sobre el ecuador.

# Sensibilidad por Interferencia



Existen cuatro casos posibles:

- Interferencia de un satélite dado con nuestra estación terrena.
- Interferencia de nuestra estación terrena con otro satélite.
- Interferencia de nuestra estación terrena con otra estación terrena.
- Interferencia de una estación terrena dada con nuestra estación terrena.

# Sensibilidad por Interferencia



- Los operadores satelitales deberán establecer mecanismos que les permitan identificar oportunamente aquellas redes satelitales, coordinadas o en proceso de coordinación, que pudieran afectar las operaciones de sus sistemas satelitales.

# Sensibilidad por Interferencia



- En caso que identifiquen posibles interferencias perjudiciales, deberán informarlo a la Comisión acompañando los estudios y documentación pertinente. La Comisión, de ser necesario, solicitará la inclusión del Gobierno Mexicano en el proceso de coordinación ante la Unión Internacional de Telecomunicaciones.

# Sensibilidad por Interferencia



- Tratándose de interferencias perjudiciales que causen los sistemas satelitales o estaciones terrenas transmisoras o que se causen a éstos, la Comisión dictará las medidas y los plazos necesarios para corregirlas.

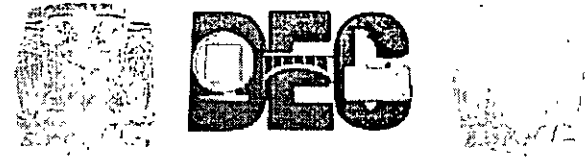


# Sensibilidad por Interferencia



- Tratándose de interferencias a servicios de telecomunicaciones relacionados con la seguridad de la vida humana, los servicios básicos, los de radionavegación o los de seguridad nacional, la Comisión ordenará la suspensión inmediata de operaciones del causante de las transmisiones, cualquiera que fuere éste, y de ser el caso, tomará las medidas necesarias para ello.

# Segmento Terrestre



**COSTOS**

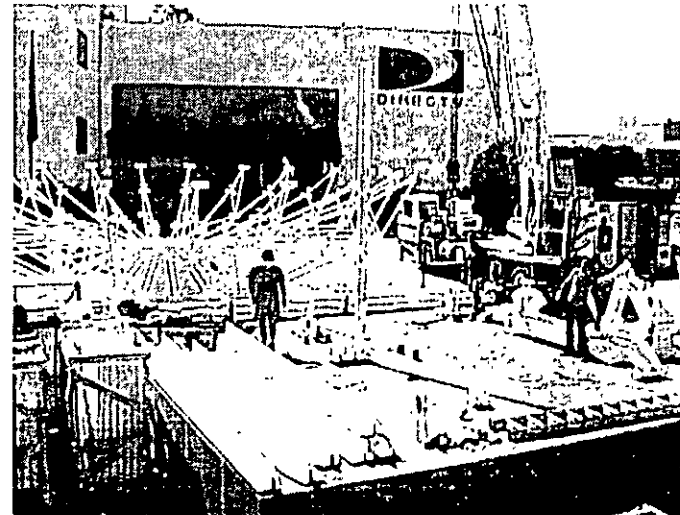
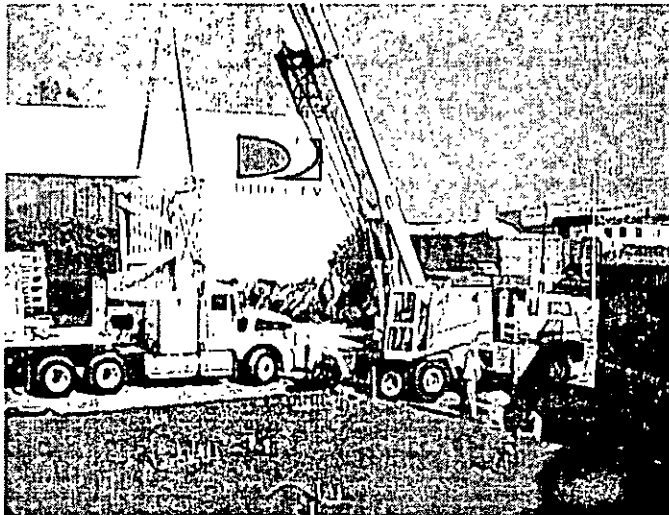
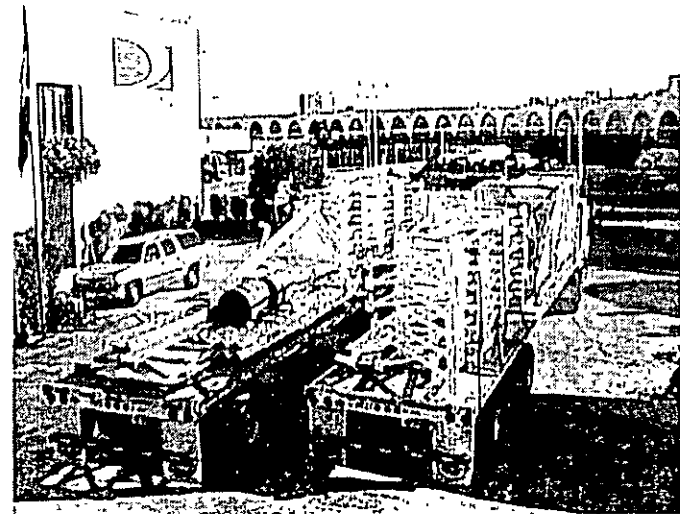
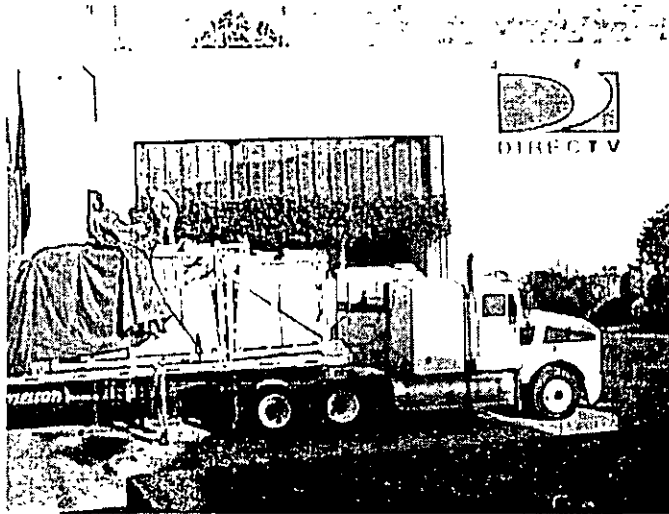


# Análisis de Costos

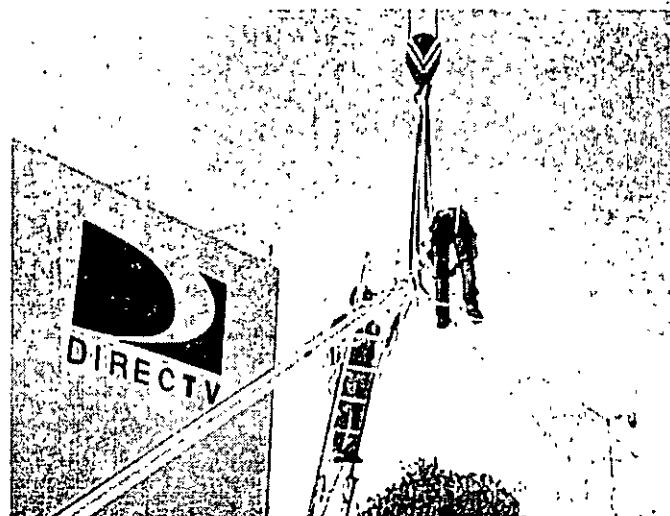
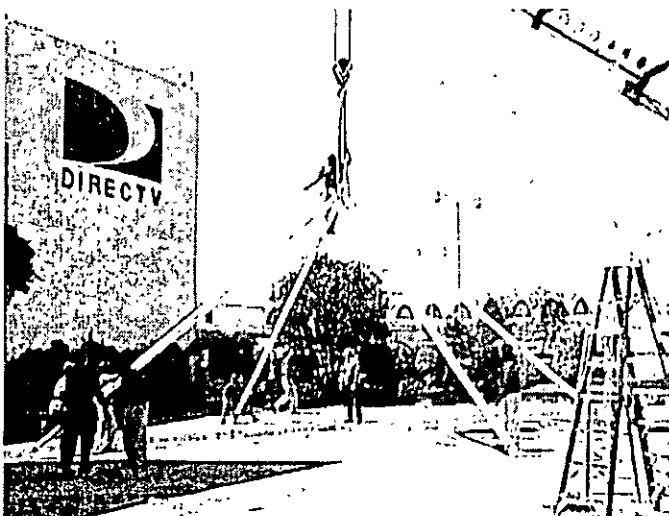
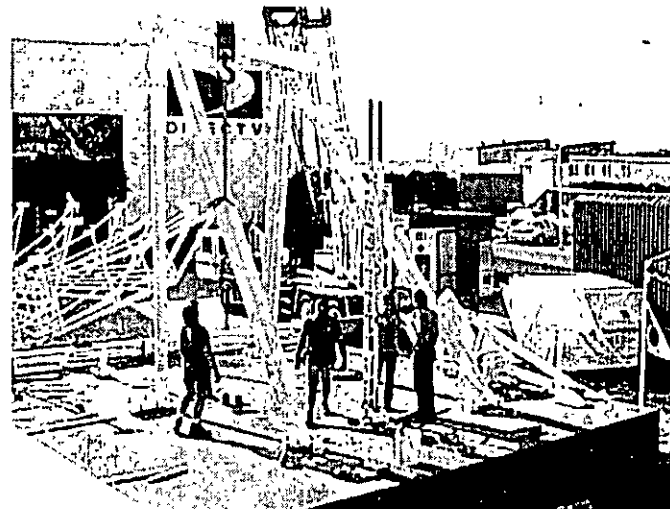


- Existen diferentes puntos a considerar, para el caso de determinar nuestros costos de operación, tales como:
- Sí el satélite es propio, o no.
- La tecnología a emplear.
- El grado de redundancia.
- El Plan de Continuidad del Negocio.

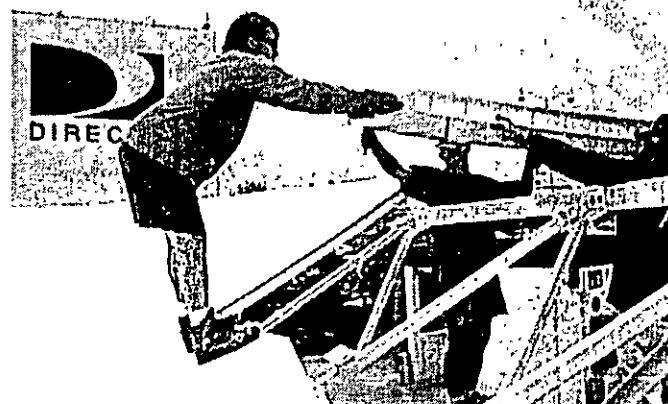
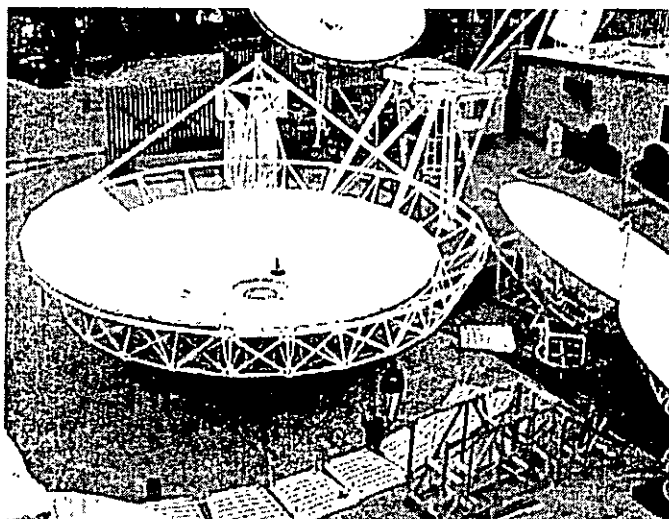
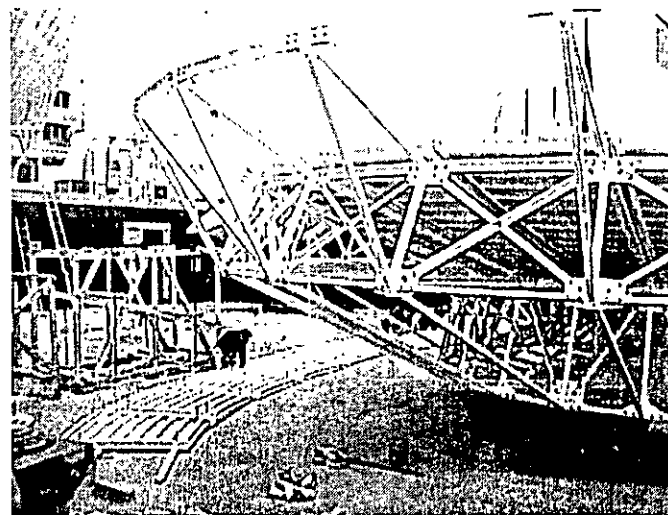
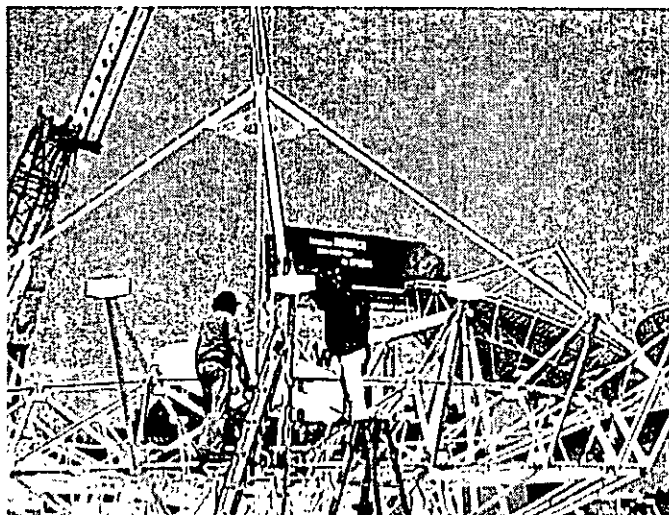
# Instalación de una Antena (1)



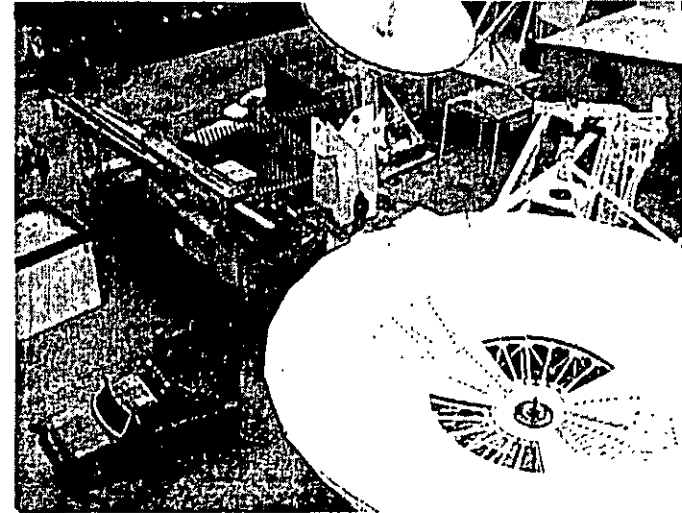
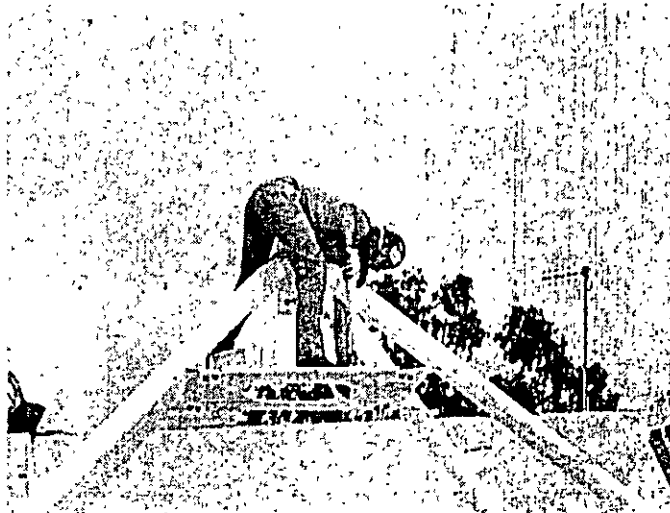
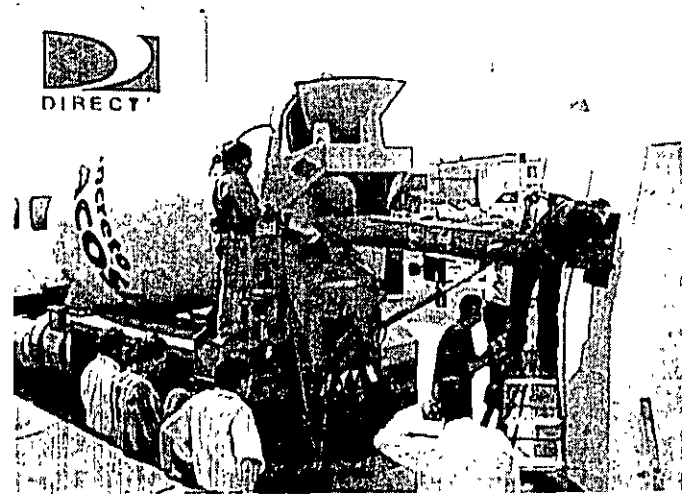
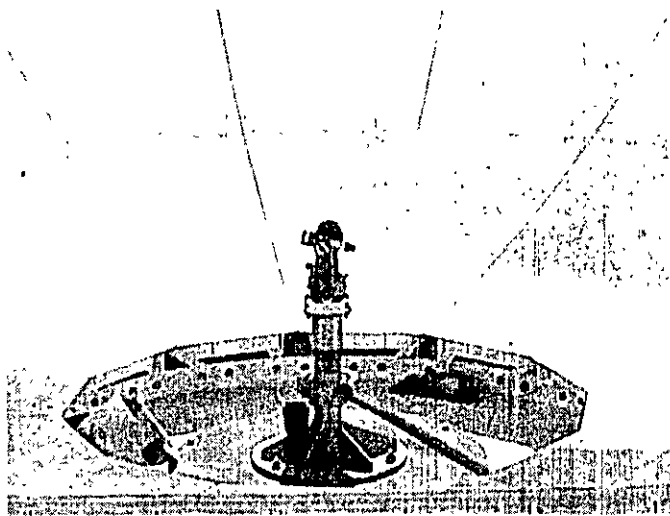
# Instalación de una Antena (2)



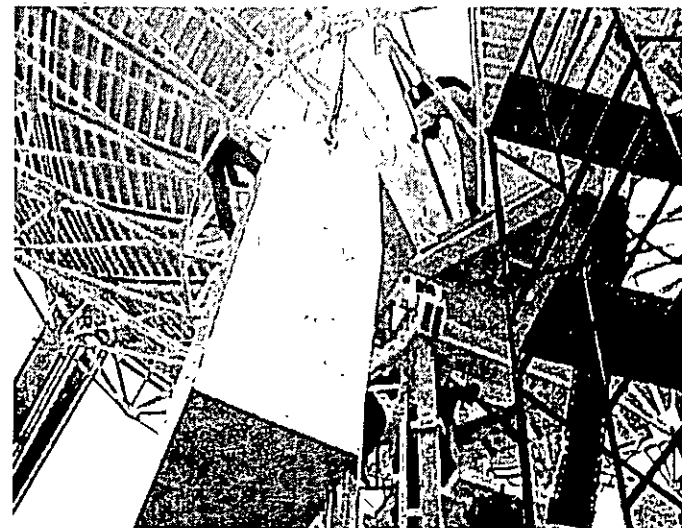
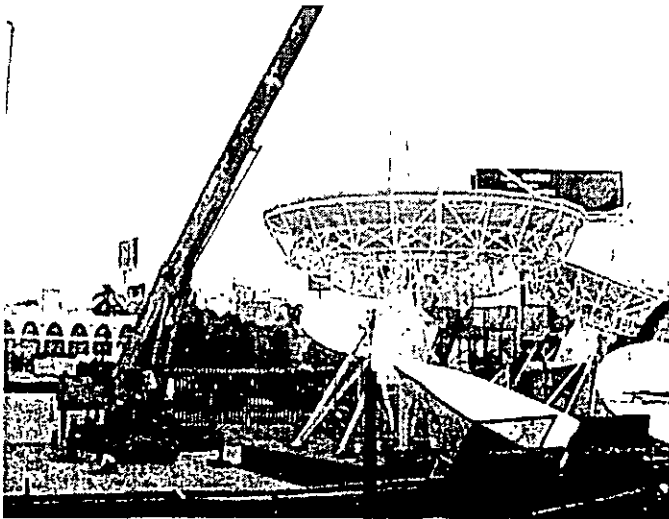
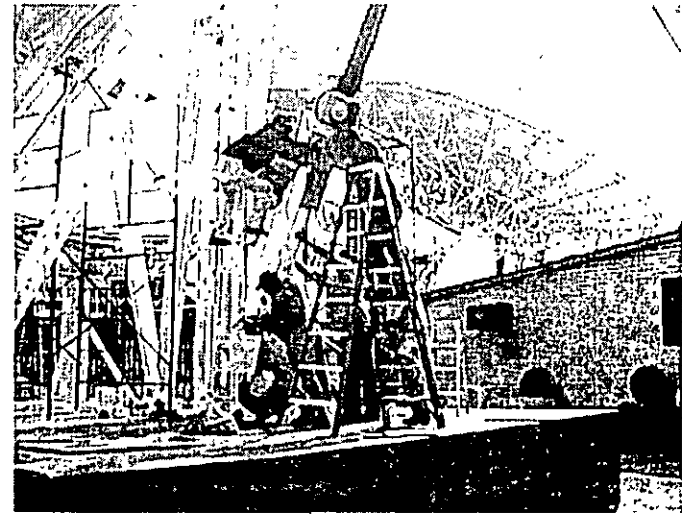
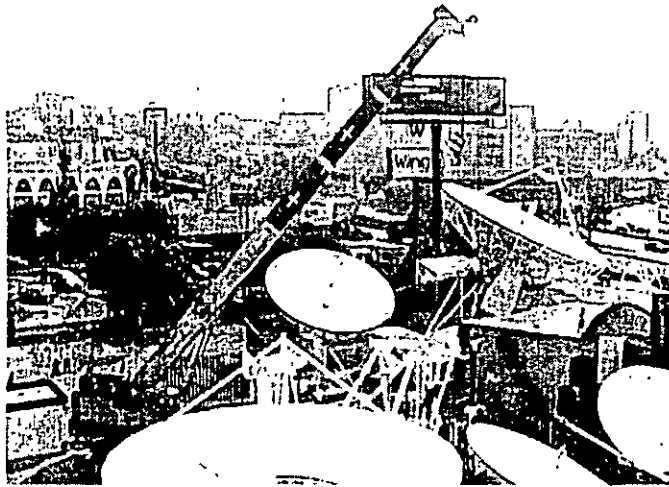
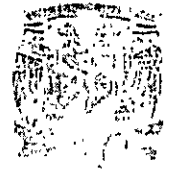
# Instalación de una Antena (3)



# Instalación de una Antena (4)



# Instalación de una Antena (5)





# Segmento Terrestre



## SERVICIOS



# Algunos Servicios

- Servicio Satelital Fijo (FSS)
- Servicio Satelital Móvil (MSS)
  - Servicio Satelital Móvil Marítimo (MMS)
  - Servicio Satelital Móvil Aéreo (AMS)
  - Servicio Satelital Móvil Terrestre (LMS)
- Servicio de Transmisión Satelital (BSS)
- Servicio Satelital de Exploración Terrestre (EES)
- Servicio de Investigación Espacial (SRS)
- Servicio de Operación Espacial (SOS)
- Servicio Intersatelital (ISS)
- Servicio Satelital Amateur (ASS)

# Algunos Servicios

- Enlace Ocasional

Principalmente para noticias en vivo y eventos deportivos.

- Enlace Permanente

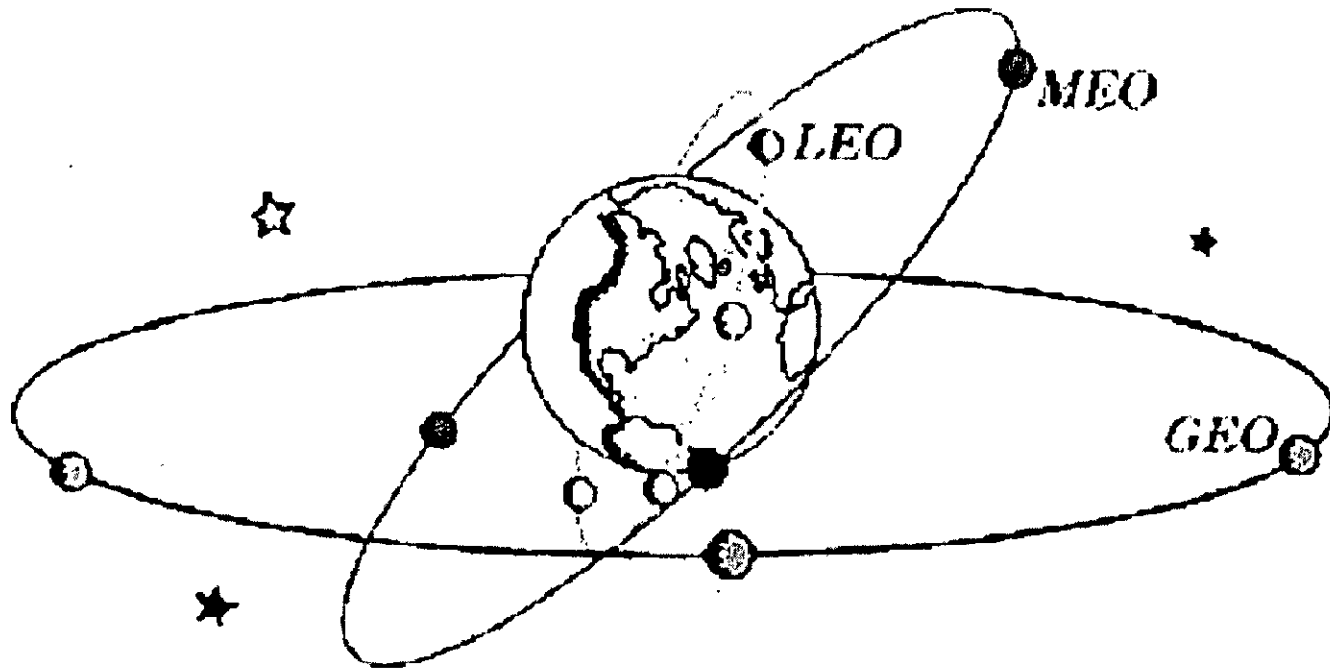
Soluciones para redes digitales con enlaces punto a punto.

- Enlace Terrestre

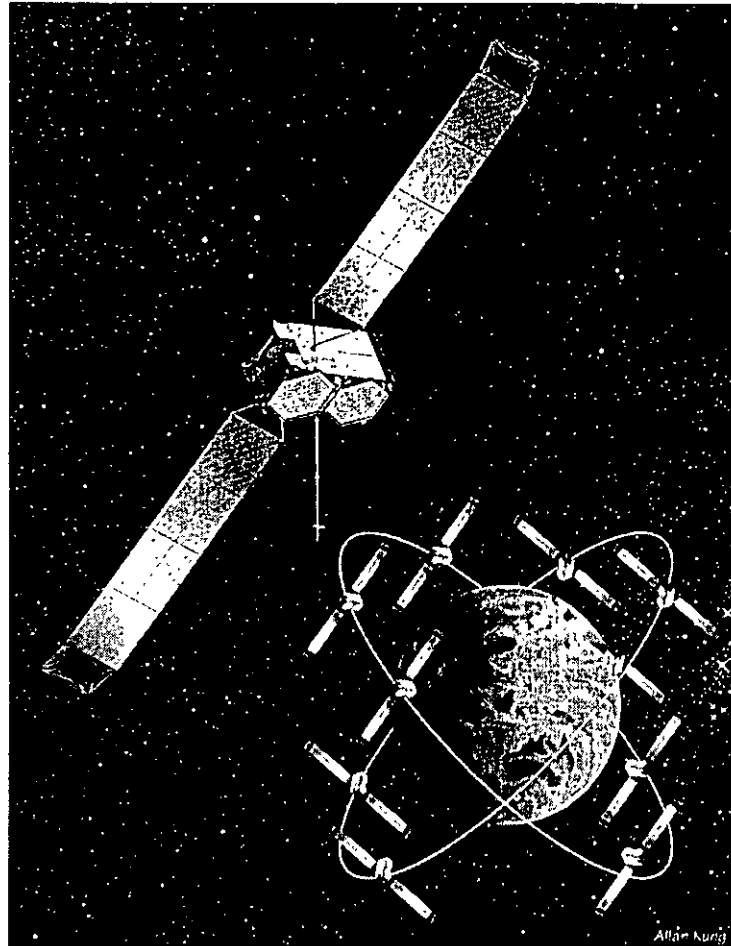
Distribución de señales remotas para transmisoras terrestres.



# Cobertura Global



# Cobertura Global.





# Referencias

- World Teleport Association  
<http://www.worldteleport.org/>
- International Organization for Standardization  
<http://www.iso.ch/>
- International Telecommunication Union  
<http://www.itu.int/home/index.html>
- National Association of Broadcasters  
<http://www.nab.org/>
- Comisión Federal de Telecomunicaciones  
<http://cft.gob.mx>



**FACULTAD DE INGENIERÍA UNAM  
DIVISIÓN DE EDUCACIÓN CONTINUA  
"Tres décadas de orgullosa excelencia" 1971 - 2001**

## **CURSOS ABIERTOS**

# **DIPLOMADO INTERNACIONAL EN TELECOMUNICACIONES**

## **MODULO II: TELECOMUNICACIONES VÍA SATELITE**

**TEMA**

**MEMORIA TÉCNICA Y CALCULO DE ENLACE**

**PALACIO DE MINERIA  
MAYO 2001**



SATMEX

# MEMORIA TECNICA

# REDES SATELITALES ANALISIS TECNICO





# MEMORIA TECNICA

## INFORMACION QUE DEBE CONTENER LA MEMORIA TECNICA

- I Datos Generales de la Empresa
- II Descripción General de la Red que se Desea Instalar
- III Configuración de las Estaciones Terrenas
- IV Descripción Funcional de la Red y las Estaciones
- V Especificaciones Técnicas del Equipo
- VI Cálculos de Enlace
- VII Estudios de Interferencia Terrestre para servicio en banda "C"
- VIII Información Anexa

## CALCULO DE ENLACE

### Introducción

### Calculo De Enlace Satelital Para Una Señal De Voz Y Datos Digitales

- I Datos
- II Cálculos Preliminares
- III Enlace Ascendente
- IV Enlace Descendente:
- V Evaluación Del Enlace



# MEMORIA TECNICA

- I Datos Generales de la Empresa**
- II Descripción General de la Red que se Desea Instalar**
- III Configuración de las Estaciones Terrenas:**
  - a) Diagramas de configuración y topología de la red.**
  - b) Diagrama(s) de la(s) estación(es) en cada localidad, indicando marca modelo y capacidad de cada uno de los equipos**
  - c) Localización en sitio de la(s) estación(es) (coordenadas geográficas y domicilio completo)**
- IV Descripción Funcional de la Red y las Estaciones.**
  - a) Total de recursos satelitales requeridos.**
  - b) Información típica por portadora.**
  - c) Técnica de acceso.**



# MEMORIA TECNICA

## V Especificaciones Técnicas del Equipo

a) Modulador - demodulador: Marca, modelo, tipo de modulación, F.E.C., relación Eb/No, pasos de sintonía, etc.

b) Convertidor ascendente - descendente: marca, modelo, banda de frecuencia, pasos de sintonía, etc.

c) Antenas Tx - Rx: Marca, modelo, tipo, diámetro del plato reflector, patrones de radiación de la(s) antena(s) Tx (copia legible de la original), ganancias, temperatura de ruido de antena, número de puertos, tipo de montaje, etc.

El patrón de radiación de las antenas, deberá cumplir con la recomendación 580-2 del CCIR referente a la envolvente ( $29 - 25 \log \theta$ )

d) Amplificador de alta potencia (HPA): Marca, modelo, tipo, potencia nominal, back-off.

e) Amplificador de bajo nivel de ruido (LNA): marca, modelo, tipo, temperatura de ruido del amplificador, etc.

f) Folleteria del equipo propuesto.

## VI Cálculos de Enlace

Por portadora, de acuerdo al formato de SATMEX para cada banda y servicio.



SATMEX

# MEMORIA TECNICA

## VII Estudios de Interferencia Terrestre para servicio en banda "C"

Para cada localidad en sitio, los usuarios deberán realizar estudios de campo de interferencia terrestres en las dos polaridades V/H y H/V, y presentar copia del reporte en cual debe contener cuando menos lo siguiente:

a) Descripción de los equipos utilizados

Antena : tipo, marca, modelo, banda de frecuencias, etc.

Amplificador de bajo nivel de ruido: marca, modelo, etc.

Analizador de espectros: marca, modelo, valor de span, etc.

b) Descripción de la metodología empleada.

c) Gráficas y/o tabla de resultados

d) Conclusiones y sugerencias.

## VIII Información Anexa

a) Datos del responsable técnico de la red y de cada sitio (dirección, teléfono, fax, telex, etc.)

b) Foto copia del oficio o comprobante de tramite de homologación de equipo ante el área correspondiente de la S.C.T. para México y la correspondiente autorización del ministerio y/o autoridad competente para E.U.A., Centro y Sudamérica



# MEMORIA TECNICA

---

**La presentación de la memoria técnica, será en dos tantos, tamaño carta, encuadernada, numerada y fechada, con número de versión; acompañada por la solicitud de asignación correspondiente. Para el caso de la modificación de su red, el usuario, deberá presentar la modificación de la memoria técnica respectiva. No es requisito la firma de perito.**

**La información que debe contener la memoria técnica tanto para el servicio permanente de conducción de señales digitales (voz datos y vídeo digitales) como para el de Televisión y Radio (Teleaudición)(analógica) es la misma y solo cambia el rubro número VI (Cálculo de Enlace) de acuerdo al servicio solicitado**



SATMEX

# CALCULO DE ENLACE

## INTRODUCCION

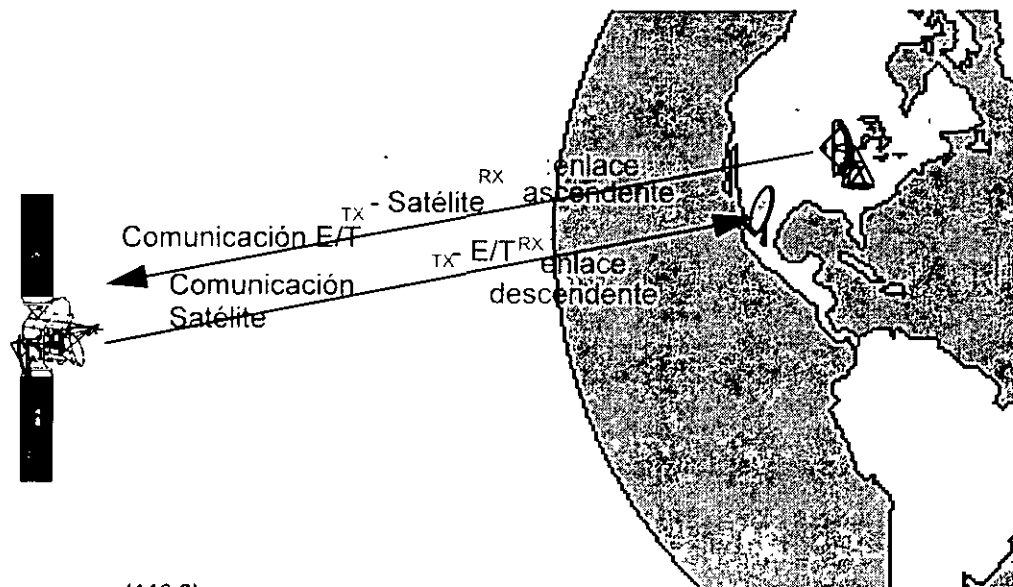
El cálculo de enlace es un procedimiento matemático que nos permite evaluar la calidad de la señal existente en un canal de comunicación vía satélite considerando los niveles de potencia en todo el sistema.

El cálculo de enlace vía satélite nos permite obtener los valores de potencia necesaria para comunicar dos o más estaciones terrenas (E/T) tomando en cuenta las consideraciones físicas relacionadas con el viaje de la señal por el espacio libre, con el tratamiento que recibe por parte de los equipos (entre ellos al satélite mismo), y a la ubicación geográfica de los puntos a comunicar.

En el contexto del diseño de redes Satelitales, el cálculo de enlace constituye la base matemática para el dimensionamiento de los equipos que se utilizan en las E/T, en tanto que en la operación de redes, es útil para determinar la cantidad de potencia necesaria para que la comunicación entre dos o más E/T se realice con la calidad deseada. En este curso nos referiremos al caso, de determinar la cantidad de potencia que se necesita para establecer un enlace cuando los equipos de las E/T ya fueron seleccionados.

# CALCULO DE ENLACE

En todo sistema de comunicación la presencia de ruido es algo inevitable que genera una degradación de la señal útil. La **relación portadora a ruido (C/N)**, se refiere a la diferencia existente entre la potencia de la señal que se transmite y la potencia de ruido existente en el sistema, la utilizaremos como el indicador de la calidad de comunicación en el sistema de microondas vía satélite.



(116.8)  
SATMEX 5



SATMEX

# CALCULO DE ENLACE

La metodología de cálculo que emplearemos se basa en dividir al cálculo del enlace satelital en tres partes principales:

- a) enlace ascendente
- b) enlace descendente
- c) evaluación del enlace

Cada una de las partes anteriores conjuntan a una serie de conceptos físicos y procedimientos matemáticos con cierta independencia que nos permiten manejarlos por separado; en las dos primeras partes se trata de obtener las relaciones (C/N) totales ascendente y descendente, en tanto que en la última parte se determina el margen del enlace.

El **margen del enlace** es el parámetro que nos indica la calidad total del enlace, que considera el nivel de potencia en el equipo receptor de acuerdo a una calidad esperada en la información recibida y la calidad de la información proporcionada por el enlace, en función de la potencia total de la portadora.





# CALCULO DE ENLACE

Quando se diseña un enlace debe tomarse algún **criterio de diseño** que fije las condiciones para que el enlace opere satisfactoriamente, de ahí, que una vez establecidos dichos “criterios” se considera, si el margen del enlace es bueno o no; en caso de ser satisfactorio, se da por concluido el cálculo y se procede a la recuperación de los valores correspondientes a los parámetros mas relevantes como son la PIRE de E/T y la PIRE de Satélite por portadora, esto es, las potencias controlables de nuestro enlace. Para el caso en que el margen del enlace no sea el adecuado se realiza nuevamente el cálculo bajo diferentes condiciones de potencia, para lo cual debemos cambiar el valor de la potencia con la que transmite la E/T, así hasta obtener los resultados deseados.



# CALCULO DE ENLACE

## CALCULO DE ENLACE SATELITAL PARA UNA SEÑAL DE VOZ Y DATOS DIGITALES BANDA C, REGION 2, SATELITE SOLIDARIDAD 1

### I DATOS:

#### DATOS DE SATELITE

Satélite:	SOLIDARIDAD 1
Longitud:	109.2 ° OESTE
Banda De Operación:	C
Tipo De Transpondedor:	N (36 MHz)
Región:	2
Frecuencia De Media Banda Ascendente:	6.175 GHz
Frecuencia De Media Banda Descendente:	3.950 GHz
MIBO:	7.5 dB
MOBO:	5.0 dB
ATP:	10 dB



# CALCULO DE ENLACE

## DATOS DE LA SEÑAL A TRANSMITIR

Velocidad De Información:	64 Kbps
Modulación:	QPSK
Roll Off:	14 %
FEC:	1/2
BER:	10E <sup>-7</sup>

## DATOS DE LAS E/T TRANSMISORA Y RECEPTORA

<b>LOCALIDAD:</b>	<b>TEGUCIGALPA, HON.</b>	<b>SAN JOSE, C. R.</b>	
Latitud:	14.06	9.56	°N
Longitud:	87.13	84.05	°O
Diametro De Antena:	2.40	2.40	m
Ganancia Antena Tx:	42.00	42.00	dBi
Ganancia Antena Rx:	38.20	38.20	dBi
Temp. Total Del Sist.:	94.80	94.80	°K
Eb/No Del Modem Receptor	6.5	dB	



SATMEX

# CALCULO DE ENLACE

## PARAMETROS DEL SATELITE PARA LAS LOCALIDADES DE INTERES

LOCALIDAD:	TEGUCIGALPA, HON.	SAN JOSE, C. R.	
DFS	-93.00	-91.60	dBW/m <sup>2</sup>
PIRE	38.10	36.60	dBW
G/T	3.60	2.30	dB/K



# CALCULO DE ENLACE

---

## II CALCULOS PRELIMINARES:

Los cálculos preliminares son aquellos que nos generarán una serie de datos necesarios para el cálculo de enlace propiamente dicho, de acuerdo a ésta metodología se calcula el ancho de banda, los ángulos de apuntamiento de azimut y elevación que presentaran las antenas, y la distancia entre la estación terrena y el satélite.

# CALCULO DE ENLACE

El ancho de banda aquí calculado, es el que la señal de comunicación necesita para transmitirse y se relaciona con la cantidad de ruido total que afectará en la relaciones C/N que definen la calidad del enlace. El dato de la distancia nos servirá para evaluar las pérdidas de potencia debidas a la dispersión de la energía en la trayectoria de propagación; para obtener éste parámetro, necesitamos conocer el ángulo de elevación por lo que éste se evalúa. En lo que respecta al ángulo de acimut, se calcula como complemento al ángulo de elevación para tener completa la referencia y estar en condiciones de apuntar una antena hacia el satélite, aunque restaría hacer la consideración debido a la declinación magnética.

## ANCHO DE BANDA

$$AB = V_{inf} \cdot (FEC)^{-1} \cdot (FM) \cdot (1 + ROLL\ OFF) \text{ (Hz)}$$

$V_{inf}$  = Velocidad de información

FEC = Factor debido al código de corrección de errores por adelantado

FM = Factor de modulación, su valor depende de la modulación empleada.

Si la modulación es BPSK                      FM = 1.0

Si la modulación es QPSK                      FM = 0.5

ROLL OFF = Factor de ensanchamiento del espectro (característica de los módem)



# CALCULO DE ENLACE

Sustituyendo:

ANCHO DE BANDA OCUPADO

$$AB_{OCU} = 64.000 (1/2)^{-1} (0.5) 1.14$$

$$AB_{OCU} = 72.96 \text{ KHz}$$

ANCHO DE BANDA ASIGNADO

$$AB_{ASIGN} = AB_{OCU} \times F_{asign}$$

$$AB_{ASIGN} = 72.96 \times 1.37$$

$$AB_{ASIGN} = 96.64 \text{ aproximadamente } 100 \text{ KHz}$$

El ancho de banda ocupado es el espacio en frecuencia que utilizaremos para el cálculo de enlace. El Ancho de banda asignado es un concepto que utilizamos en la asignación de las frecuencias operativas de los enlaces.

## APUNTAMIENTO DE ANTENA Y DISTANCIA E/T-SATELITE

ANGULO DE AZIMUT PARA E/T TEGUCIGALPA:

$$A' = \text{Tan}^{-1} \left( \text{Tan} [ \text{ABS} ( \text{LONGSAT} - \text{LONGE/T} ) ] / \text{Sen LATE/T} \right)$$

Donde: LONGSAT = Longitud del satélite.  
LONGE/T = Longitud de E/T.  
LATE/T = Latitud de E/T.  
ABS = Valor absoluto

Si la E/T se ubica en el Hemisferio Norte y la:

E/T al oeste del satélite:  $A = 180 - A'$   
E/T al este del satélite:  $A = 180 + A'$





# CALCULO DE ENLACE

Si la E/T se ubica en el Hemisferio Sur y la:

E/T al oeste del satélite:  $A = A'$

E/T al este del satélite:  $A = 360 - A'$

Sustituyendo para TEGUCIGALPA:

$$A' = \text{Tan}^{-1} (\text{Tan}[\text{ABS} ( 109.2 - 87.13 ) ] / \text{Sen } 14.06)$$

$$A' = \text{Tan}^{-1} (0.40545 / 0.243)$$

$$A' = \text{Tan}^{-1} ( 1.66852 )$$

$$A' = 59.06$$

como la E/T se encuentra en el hemisferio norte y al este del satélite

$$A = 180 + 59.06$$

$$A = 239.06^\circ$$

# CALCULO DE ENLACE

## ANGULO DE ELEVACION PARA E/T TEGUCIGALPA:

$$E = \text{Tan}^{-1} \left[ \frac{(R - R_e \cos(w))}{(R_e \text{Sen}(\text{Cos}^{-1} w))} \right] - \text{Cos}^{-1} w$$

Donde: R = Distancia Promedio del Centro de la Tierra a la órbita geoestacionaria (42164.2 Km)

Re = Radio Promedio de la Tierra (6378.155 Km)

w = Cos LATE/T ( Cos [LONGSAT - LONGE/T])

Sustituyendo:

$$w = \text{Cos } 14.06 \text{ Cos } [109.2 - 87.13]$$

$$w = 0.8989$$

$$E = \text{Tan}^{-1} \left[ \frac{(42164.2 - 6378.155 (0.8989))}{(6378.155 (\text{Sen}(\text{Cos}^{-1} 0.8989)))} \right] - \text{Cos}^{-1} 0.8989$$

$$E = \text{Tan}^{-1} \left[ \frac{(42164.2 - 5733.3233)}{(6378.155 (0.438))} \right] - 25.986$$

$$E = \text{Tan}^{-1} \left[ \frac{(36430.0875)}{(2793.63189)} \right] - 25.986$$

$$E = 59.63^\circ$$



# CALCULO DE ENLACE

## DISTANCIA ENTRE E/T TEGUCIGALPA Y SOLIDARIDAD 1

$$D = \{R^2 + Re^2 - (2 Re (R) \text{ Sen } (E + \text{Sen}^{-1} ((Re / R) \text{ Cos } E))\}}^{1/2}$$

Donde: R = Distancia Promedio del Centro de la Tierra al Satélite (42164.2 Km)  
Re = Radio Promedio de la Tierra (6378.155 Km)  
E = Angulo de elevación

Sustituyendo:

$$D = \{42164.2^2 + 6378.155^2 - (2 (6378.155 (42164.2)) \text{ Sen } (59.63 + \text{Sen}^{-1} ((6378.155 / 42164.2) \text{ Cos } 59.63))\}}^{1/2}$$
$$D = 36537.4 \text{ Km}$$

ANGULO DE ACIMUT PARA E/T SAN JOSE:

$$A' = \text{Tan}^{-1} (\text{Tan} [ \text{ABS} ( 109.2 - 84.05 ) ] / \text{Sen } 9.56)$$
$$A' = 70.52$$

la E/T está ubicada en el hemisferio norte y al este del satélite

$$A = 180 + 70.52$$
$$A = 250.52^\circ$$

# CALCULO DE ENLACE

## ANGULO DE ELEVACION PARA E/T SAN JOSE:

$$w = \cos 9.56 \cos [109.2 - 84.05]$$
$$w = 0.8926$$

$$E = \tan^{-1} [(42164.2 - 6378.155 (0.8926)) / (6378.155 (\sin (\cos^{-1} 0.8926)))] - \cos^{-1} 0.8926$$
$$E = 58.68^\circ$$

## DISTANCIA ENTRE E/T SAN JOSE Y SOLIDARIDAD 1

$$D = (42164.2^2 + 6378.155^2 - (2 (6378.155 (42164.2)) \sin (58.68 + \sin^{-1} ((6378.155 / 42164.2) \cos 58.68))))^{-1/2}$$
$$D = 36584.93 \text{ Km}$$



# CALCULO DE ENLACE

## III ENLACE ASCENDENTE:

En la parte ascendente se evalúa la relación C/N ASCTOTAL, que constituye la calidad del enlace en la comunicación entre la E/T transmisora y el Satélite como receptor, tomando en cuenta a las diferentes relaciones de interferencia que degradan el comportamiento del enlace.

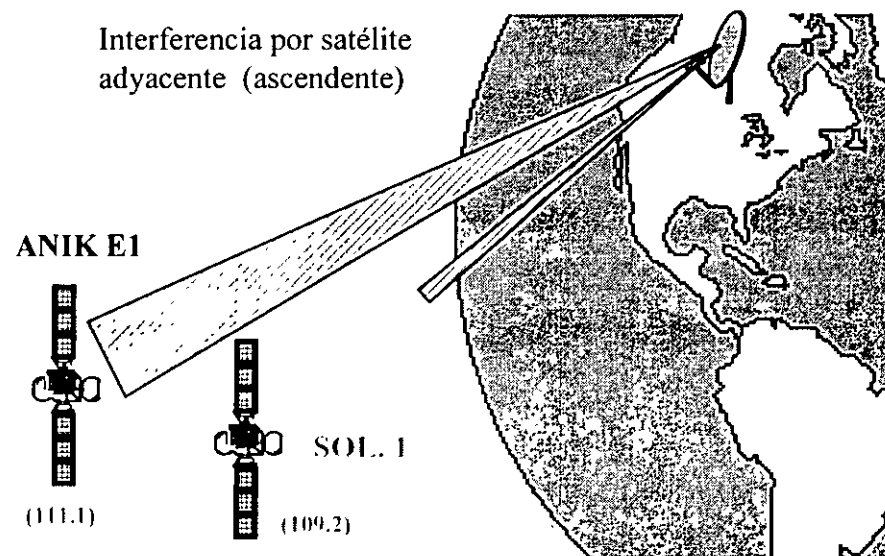
Primeramente se evalúa la relación C/N asc , es decir, la relación de potencia de la portadora respecto del ruido propio del equipo receptor del satélite, en el que interviene la potencia de transmisión de la estación terrena conocida como PIRE, las pérdidas debidas a la dispersión, la absorción de energía por parte de la atmósfera, la pérdida por apuntamiento, la diferencia en alineación de las polarizaciones de satélite y E/T, la atenuación que produce la lluvia y las características de ruido y ganancia del satélite.

# CALCULO DE ENLACE

Posteriormente, tienen que evaluarse las diferentes relaciones de interferencia que afectan al enlace ascendente como son las siguientes:

C/I o razón de potencia de portadora respecto de la potencia del ruido de intermodulación en el HPA de la E/T transmisora.

C/X pol o razón de potencia de portadora respecto de las señales en la polarización contraria que van hacia el mismo satélite.





# CALCULO DE ENLACE

$C/X$  satady o razón de potencia de portadora respecto de señales que van dirigidas hacia los satélites colindantes al oeste u oeste, que por condiciones del patrón de radiación de las antenas de tierra en transmisión, son dirigidas hacia nuestro satélite.

Los valores que adopta cada una de las relaciones de interferencia anteriores, varían en función de la densidad de potencia que tiene nuestra portadora de comunicación, respecto del numero de portadoras procesadas con ella en el mismo amplificador de la E/T donde se transmite (C/I), de si existe o no el reuso de frecuencia en el satélite, (C/X pol) y del tipo de tráfico que comparte la misma banda de frecuencia y polarización en los satélites colindantes, aunado con el patrón de radiación de las antenas que funcionan con esos sistemas (C/X satady).

La relación C/N ASCTOT considera todos los aspectos mencionados, cabe aclarar que si es mayor el valor de la potencia de la portadora, respecto del ruido de intermodulación, interferencia por polarización cruzada e interferencia por satélite adyacente, es mejor el desempeño del enlace.



SATMEX

# CALCULO DE ENLACE

## RELACION PORTADORA A DENSIDAD DE RUIDO ASCENDENTE

$$(C/No)_{asc} = PIRE E/T + (G/T)_{SAT} - K - Ls_{asc} - \mu_{asc} - L\Delta_{asc}$$

Donde: PIRE E/T	= Potencia Isotrópica radiada efectiva desde la E/T.
(G/T)SAT	= Característica del satélite.
K	= Constante de Boltzman = -228.6 (dBJ/°K)
Ls asc	= Pérdidas en el espacio libre ascendentes
$\mu_{asc}$	= Margen de atenuación por lluvia ascendente
L $\Delta_{asc}$	= Pérdidas misceláneas, es la sumatoria de las pérdidas atmosféricas, apuntamiento y de polarización su valor aproximado es de 1 dB

Sustituyendo :

$$\mu_{asc} = 0, \text{ Para la disponibilidad de 99.98 en la banda C}$$





# CALCULO DE ENLACE

SE PROPONE EL VALOR DE 47.88 dBW PARA LA PIRE DE E/T .

En ésta metodología se propone el valor de la pire de E/T TX, como punto de partida del cálculo. Esta PIRE en términos reales será proporcionada por la combinación de potencia utilizada del HPA y la ganancia de la antena en transmisión.

## PERDIDAS EN EL ESPACIO LIBRE ASCENDENTES

$$Ls \text{ asc} = 20 \text{ Log } ((4\pi * F * D) / C)$$

Siendo: F = Frecuencia ascendente (Hz)

D = Distancia entre E/T y satélite (m)

C = Velocidad de la luz (3 E8 m/s)

Sustituyendo:

$$Ls \text{ asc} = 20 \text{ Log } ((4\pi(6.175 \text{ E}9)(36537.4 \text{ E}3) )/ 3 \text{ E}8)$$

$$Ls \text{ asc} = 199.51 \text{ dB}$$



# CALCULO DE ENLACE

Por lo tanto:

$$(C/N_o)_{asc} = 47.88 + 3.60 - (-228.6) - 199.51 - 1.0 \text{ (dB Hz)}$$

$$(C/N_o)_{asc} = 79.57 \text{ dB-Hz}$$

RELACION PORTADORA A RUIDO ASCENDENTE

$$(C/N)_{asc} = (C/N_o)_{asc} - 10 \text{ Log (AB)}$$

Sustituyendo:

$$(C/N)_{asc} = (79.57) - 10 \text{ Log (72.96 E3)}$$

$$(C/N)_{asc} = 30.94 \text{ dB}$$



# CALCULO DE ENLACE

## RELACION PORTADORA A RUIDO ASCENDENTE TOTAL

$$\left( \frac{C}{N} \right)_{ASC TOTAL} = 10 \log \left[ \frac{1}{\frac{1}{a \log \left( \frac{C}{N_{asc}} / 10 \right)} + \frac{1}{a \log \left( \frac{C}{I} / 10 \right)} + \frac{1}{a \log \left( \frac{C}{X_{pol}} / 10 \right)} + \frac{1}{a \log \left( \frac{C}{X_{satady}} / 10 \right)}} \right]$$

Donde:

C/I Intermodulación ascendente = C/I = - HPA INT - IPBOi - 10 LOG(AB)

C/X Polarización cruzada ascendente = C/X pol = - INTASCCPOL - IPBOi - 10 LOG(AB)

C/X Satélite adyacente ascendente = C/Xsatady = - INTASCSADY - IPBOi - 10 LOG(AB)

# CALCULO DE ENLACE

Donde : IPBOi de portadora

$$IPBOi = DFS - PIREE/T + Lp asc + ATP + LATM + \mu asc$$

Donde:  $Lp asc = 10 \text{ Log } (4 * \pi * D^2)$

$$Lp asc = 10 \text{ Log } ((4\pi)(36537.4 \text{ E}3)^2)$$

$$Lp asc = 162.25 \text{ dB}$$

Sustituyendo:

$$IPBOi = -93.00 - 47.88 + 162.25 + 10 + 0.5$$

$$IPBOi = 31.87 \text{ dB}$$

## C/I INTERMODULACION ASCENDENTE

$$C/I \text{ Intermodulación} = -(-106.0) - 31.87 - 48.63 = 25.50 \text{ dB}$$



# CALCULO DE ENLACE

## C/X POLARIZACION CRUZADA ASCENDENTE

$$\text{C/X Polarización cruzada} = - (-112.5) - 31.87 - 48.63 = \underline{32.00 \text{ dB}}$$

## C/X POR SATELITE ADYACENTE ASCENDENTE

$$\text{C/X Satélite adyacente} = - (-110.0) - 31.87 - 48.63 = \underline{29.5 \text{ dB}}$$

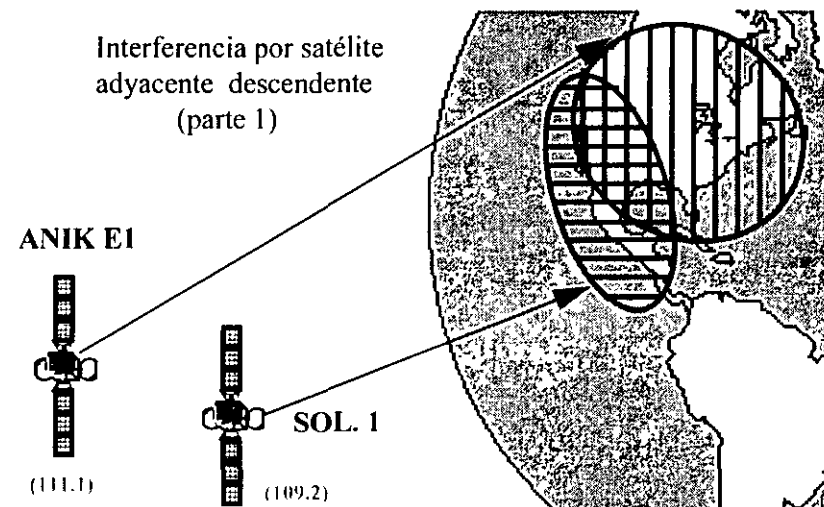
Por lo tanto:

$$\left( \frac{C}{N} \right)_{\text{ASCTOTAL}} = 10 \log \left[ \frac{1}{\frac{1}{\text{alog} \left( \frac{30.94}{10} \right)} + \frac{1}{\text{alog} \left( \frac{25.50}{10} \right)} + \frac{1}{\text{alog} \left( \frac{32.00}{10} \right)} + \frac{1}{\text{alog} \left( \frac{29.50}{10} \right)}} \right] = 22.69 \text{ dB}$$

## IV ENLACE DESCENDENTE:

En la parte descendente se evalúa la relación  $C/N$  DESC TOTAL, que constituye la calidad del enlace en la comunicación entre el satélite y la E/T receptora, que toma en cuenta a las diferentes relaciones de interferencia que degradan el comportamiento del enlace al descenso.

Primeramente se evalúa la relación  $C/N$  desc, es decir, la relación de potencia de la portadora respecto del ruido propio del equipo receptor de la E/T receptora, en el que interviene la potencia de transmisión del satélite conocida como PIRE de satélite por portadora, las pérdidas debidas a la dispersión, la absorción de energía por parte de la atmósfera, la pérdida de apuntamiento, la diferencia en alineación de las polarizaciones de satélite y E/T, a la atenuación que produce la lluvia y a las características de ruido y ganancia de la E/T receptora.





# CALCULO DE ENLACE

Posteriormente, se evalúan las relaciones de interferencia que afectan al enlace descendente como son:

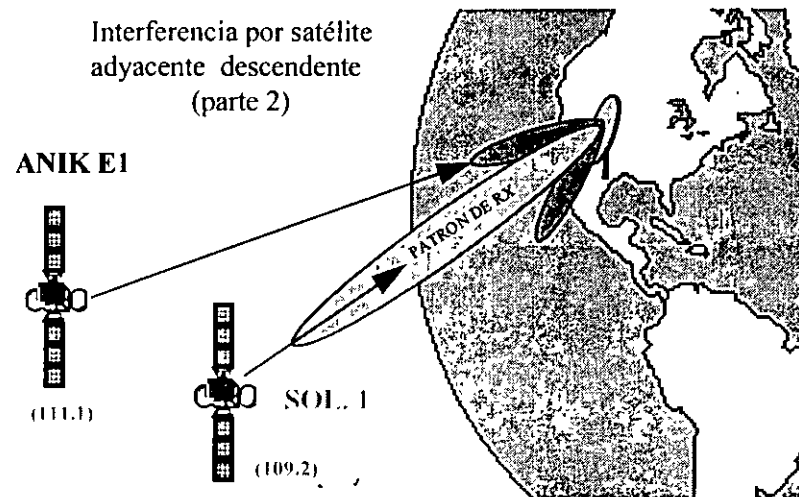
C/I o razón de potencia de portadora respecto a la potencia del ruido de intermodulación en el amplificador correspondiente al transpondedor del Satélite donde se tratará la señal en particular.

C/X pol o razón de potencia de portadora a las señales en la polarización contraria que parten del mismo satélite hacia tierra en la misma frecuencia.

C/X satady o razón de potencia de portadora respecto de señales que provienen de los satélites colindantes al este y oeste, que por condiciones del patrón de radiación de las antenas de tierra en recepción y a la coincidencia de coberturas en las mismas frecuencias y polarización entran a nuestra E/T receptora.

# CALCULO DE ENLACE

Los valores que adopta cada una de las relaciones de interferencia anteriores, varían en función de la densidad de potencia que tiene nuestra portadora de comunicación, respecto del numero de portadoras procesadas con ella en el mismo transpondedor de satélite donde se transmite (C/I), de si existe o no el reuso de frecuencia en el satélite (C/X pol) y del tipo de tráfico que comparte la misma banda de frecuencia cobertura y polarización con los satélites colindantes, aunado con el patrón de radiación de nuestras antenas receptora que funcionan en nuestro sistema (C/X satady)







# CALCULO DE ENLACE

La relación C/N DESC TOTAL considera todos los aspectos antes mencionados, cabe aclarar que en tanto mayor sea el valor de la potencia de la portadora, respecto del ruido, intermodulación, interferencia por polarización cruzada e interferencia por satélite adyacente, es mejor el desempeño del enlace.

## RELACION PORTADORA A DENSIDAD DE RUIDO DESCENDENTE

$$(C/N_o)_{desc} = PIRESAT + (G/T)E/T - K - Ls_{desc} - \mu_{desc} - L\Delta_{desc}$$

Donde:

PIRESAT = PIRE de satélite por portadora

(G/T)E/T = característica de la estación terrena receptora

K = Constante de Boltzman = -228.6 (dB/J<sup>o</sup>K)

Ls desc = Pérdidas en el espacio libre descendentes

$\mu_{desc}$  = Margen de atenuación por lluvia descendente

0 dB, Para la disponibilidad de 99.98 en la banda C

L $\Delta_{desc}$  = Perdidas misceláneas, es la sumatoria de las pérdidas atmosféricas, apuntamiento y depolarización su valor aproximado es de 1 dB

# CALCULO DE ENLACE

## CALCULO DE LA PIRE DE SATELITE

$$\text{PIRESAT} = -\text{DFSTX} - \text{ATP} + \text{MIBO} - L_p \text{ desc} + \text{PIREE/T} - \text{MOBO} + \text{PIRESATU(RX)}$$

Donde: DFSTX es la Densidad de Flujo de Saturación hacia la localidad Tx  
 PIRESATU(RX) es la PIRE de saturación hacia la localidad Rx

Sustituyendo:

$$\begin{aligned} \text{PIRESAT} &= -(-93.00) - 10 + 7.5 - 162.25 + 47.88 - 5.0 + 36.60 \\ \text{PIRESAT} &= 7.73 \text{ dBW} \end{aligned}$$

## PERDIDAS POR ESPACIO LIBRE DESCENDENTES:

$$\begin{aligned} L_s \text{ desc} &= 20 \text{ Log} \left( \frac{4\pi (3.950 \text{ E}9)(36583.99 \text{ E}3)}{3 \text{ E}8} \right) \\ L_s \text{ desc} &= \underline{195.64 \text{ dB}} \end{aligned}$$

## FIGURA DE MERITO DE LA E/T UBICADA EN SAN JOSE:

$$(G/T) = \text{GRX} - 10 \text{ LOG} (T_s)$$



# CALCULO DE ENLACE

Calculando:

$$(G/T)E/T = 38.20 - 10 \text{ Log } ( 94.80 )$$

$$(G/T)E/T = 18.43 \text{ dB}^\circ\text{K}$$

Por lo tanto sustituyendo en (C/No)desc:

$$(C/No)desc = 7.73 + 18.43 - (-228.6) - 195.64 - 1.0$$

$$(C/No)desc = 58.12 \text{ dB-Hz}$$

RELACION PORTADORA A RUIDO DESCENDENTE

$$(C/N)desc = (C/No)desc - 10 \text{ Log } (AB)$$

Sustituyendo:

$$(C/N)desc = (58.12) - 10 \text{ Log } (72.96 \text{ E}3)$$

$$(C/N)desc = 9.49 \text{ dB}$$

# CALCULO DE ENLACE

## RELACION PORTADORA A RUIDO DESCENDENTE TOTAL

$$\left( \frac{C}{N} \right)_{DESCTOTAL} = 10 \log \left[ \frac{1}{\frac{1}{\text{alog} \left( \frac{C}{N_{desc}} / 10 \right)} + \frac{1}{\text{alog} \left( \frac{C}{I} / 10 \right)} + \frac{1}{\text{alog} \left( \frac{C}{X_{pol}} / 10 \right)} + \frac{1}{\text{alog} \left( \frac{C}{X_{satady}} / 10 \right)}} \right]$$

Donde:

C/I Intermodulación desc = C/I = - SAT INT - OPBOi - 10 LOG(AB)

C/X Polarización cruzada desc = C/X pol = - INTDESCPOL - OPBOi - 10 LOG(AB)

C/X Satélite adyacente desc = C/X satady = PIRESAT - (INTDESADY - GANT RX) - 10 Log(AB)



# CALCULO DE ENLACE

OPBOi DE PORTADORA

$$OPBOi = MOBO - MIBO + IPBOi$$

Sustituyendo:

$$OPBOi = 5.0 - 7.5 + 31.87$$

$$OPBOi = 29.37 \text{ dB}$$

C/I INTERMODULACION DESCENDENTE

$$C/I \text{ Intermodulación} = - (-97.2) - 29.37 - 48.63 = 19.20 \text{ dB}$$

C/X POLARIZACION CRUZADA DESCENDENTE

$$C/X \text{ Polarización cruzada} = - (-107.5) - 29.37 - 48.63 = 29.50 \text{ dB}$$

## C/X SATELITE ADYACENTE DESCENDENTE

$$C/X \text{ Sat\u00e9lite adyacente} = 7.73 - (-15.00 - 38.20) - 48.63 = 12.30 \text{ dB}$$

Por lo tanto sustituyendo en:

$$\left(\frac{C}{N}\right)_{DESCTOTAL} = 10 \log \left[ \frac{1}{\frac{1}{\text{alog}\left(\frac{9.49}{10}\right)} + \frac{1}{\text{alog}\left(\frac{19.20}{10}\right)} + \frac{1}{\text{alog}\left(\frac{29.50}{10}\right)} + \frac{1}{\text{alog}\left(\frac{12.30}{10}\right)}} \right] = 7.22 \text{ dB}$$



# CALCULO DE ENLACE

## V EVALUACION DEL ENLACE :

En este punto se calcula la relación C/N TOTAL, es decir, la resultante de la combinación entre el enlace ascendente total y el enlace descendente total. Además calcularemos a la relación C/N REQUERIDA ( C/N REQ.) que depende de las características del módem y de la señal de comunicaciones. Al comparar a la C/N TOTAL con la C/N REQUERIDA, obtenemos el valor del Margen del enlace que nos indicará finalmente si nuestro enlace cumple o no con la calidad deseada en el diseño del enlace.

## RELACION PORTADORA A RUIDO TOTAL

$$\left( \frac{C}{N} \right)_{TOTAL} = 10 \log \left[ \frac{1}{\frac{1}{\text{alog} \left( \frac{C}{N_{ASCTOTAL}} / 10 \right)} + \frac{1}{\text{alog} \left( \frac{C}{N_{DESCTOTAL}} / 10 \right)}} \right]$$



SATMEX

# CALCULO DE ENLACE

sustituyendo:

$$\left(\frac{C}{N}\right)_{\text{TOTAL}} = 10 \log \left[ \frac{1}{\frac{1}{\text{alog}\left(\frac{22.69}{10}\right)} + \frac{1}{\text{alog}\left(\frac{7.22}{10}\right)}} \right] = 7.10 \text{ dB}$$

RELACION DE PORTADORA A RUIDO REQUERIDO

$$(C/N)_{\text{REQ.}} = E_b/N_o + 10 \text{ Log (Vel inf)} - 10 \text{ Log (AB)}$$

Sustituyendo:

$$(C/N)_{\text{REQ.}} = 6.5 + 10 \text{ Log (64 E3)} - 10 \text{ Log (72.96 E3)} = 5.93 \text{ dB}$$

MARGEN DEL ENLACE

$$ME = (C/N)_{\text{TOTAL}} - (C/N)_{\text{REQ.}}$$



# CALCULO DE ENLACE

Sustituyendo:

$$ME = 7.10. - 5.93 = 1.17 \text{ dB}$$

El margen del enlace debe ser mayor o cuando menos igual a cero. En caso de que el margen sea negativo, quiere decir, que nuestro enlace no corresponderá a la tasa de bits erróneos planteada como condición inicial de diseño. Si el margen es inferior al esperado, incrementaremos la PIRE de E/T propuesta inicialmente y recalcularemos nuevamente, hasta lograr el margen del enlace que nosotros hayamos fijado como condición del diseño del enlace.

## PORCENTAJE DE POTENCIA CONSUMIDA POR LA PORTADORA EN EL SATELITE

$$\%POT = \left[ a \log \left( \frac{(PIRESAT - PIRESATU + MOBO)}{10} \right) \right] \times 100$$

# CALCULO DE ENLACE

sustituyendo:

$$\%POT = \left[ a \log \left( \frac{(7.73 - 36.60 + 5)}{10} \right) \right] \times 100 = 0.410 \%$$

## CALCULO DE LA POTENCIA CONSUMIDA EN EL HPA

$$POTHPA = PIRE/T - GTx + LHPA \text{ y ANT}$$

Sustuyendo valores:

$$POTHPA = 47.88 - 42.0 + 1 = 6.88 \text{ Dbw}$$

y en Watts:

$$POTHPA = \left[ a \log \left( \frac{6.88}{10} \right) \right] = 4.87 \text{ W}$$

Nota: No es recomendable que el valor del HPA quede justo con relación al valor calculado

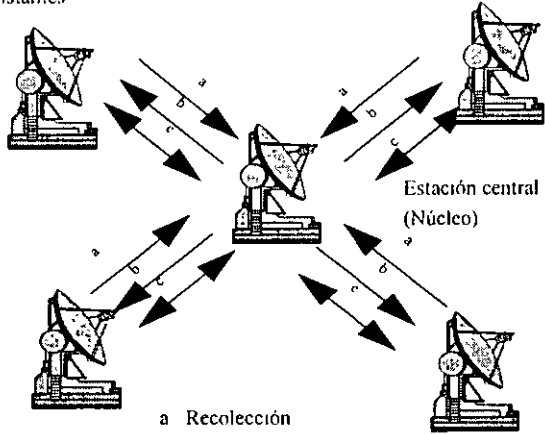


SATMEX

# ASIGNACION Y TECNICAS DE ACCESO MULTIPLE

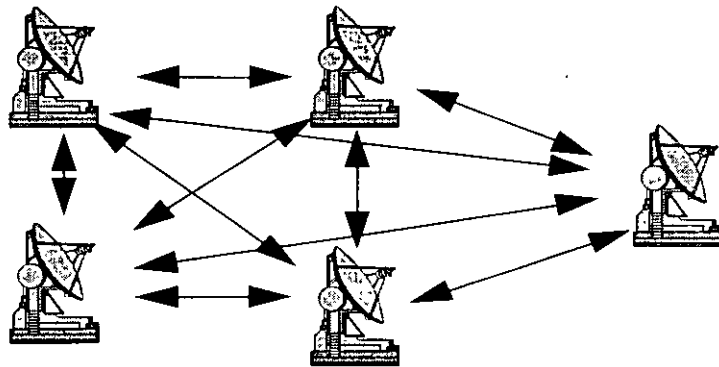
# TOPOLOGIA DE REDES

Estaciones  
distantes

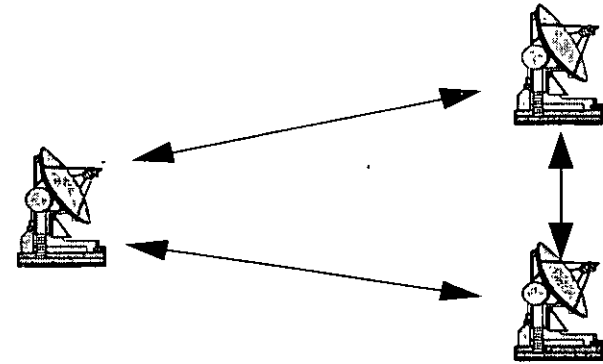


a: Recolección  
b: Distribución  
c: Bidireccional

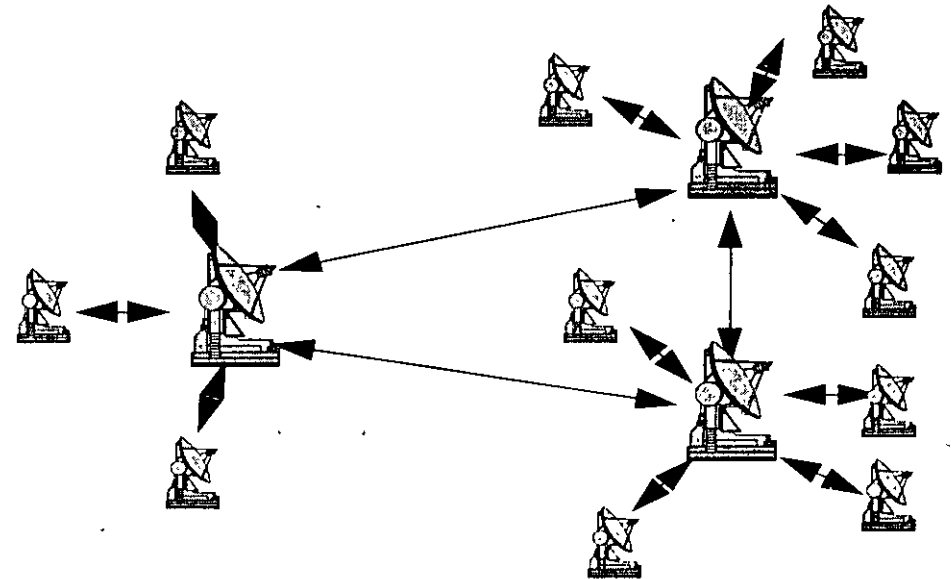
a) Red en estrella



c) Red en malla



b) Enlace punto a multipunto



d) Red mixta



# TÉCNICAS DE ACCESO

---

**ACCESO MÚLTIPLE POR DIVISIÓN EN FRECUENCIA**

**FDMA**

**ACCESO MÚLTIPLE POR DIVISIÓN EN EL TIEMPO**

**TDMA**

**ACCESO MÚLTIPLE POR DIFERENCIACIÓN DE CÓDIGO**

**CDMA**

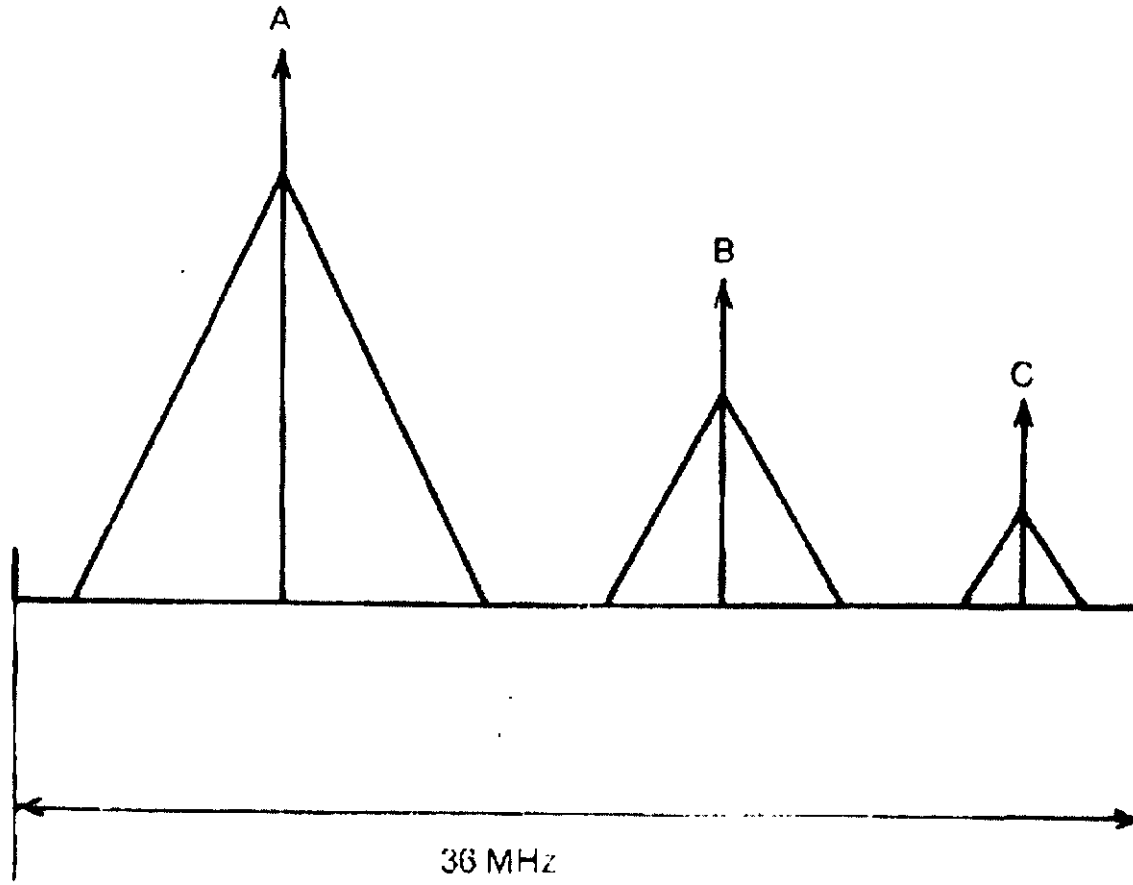


SATMEX

# FDMA

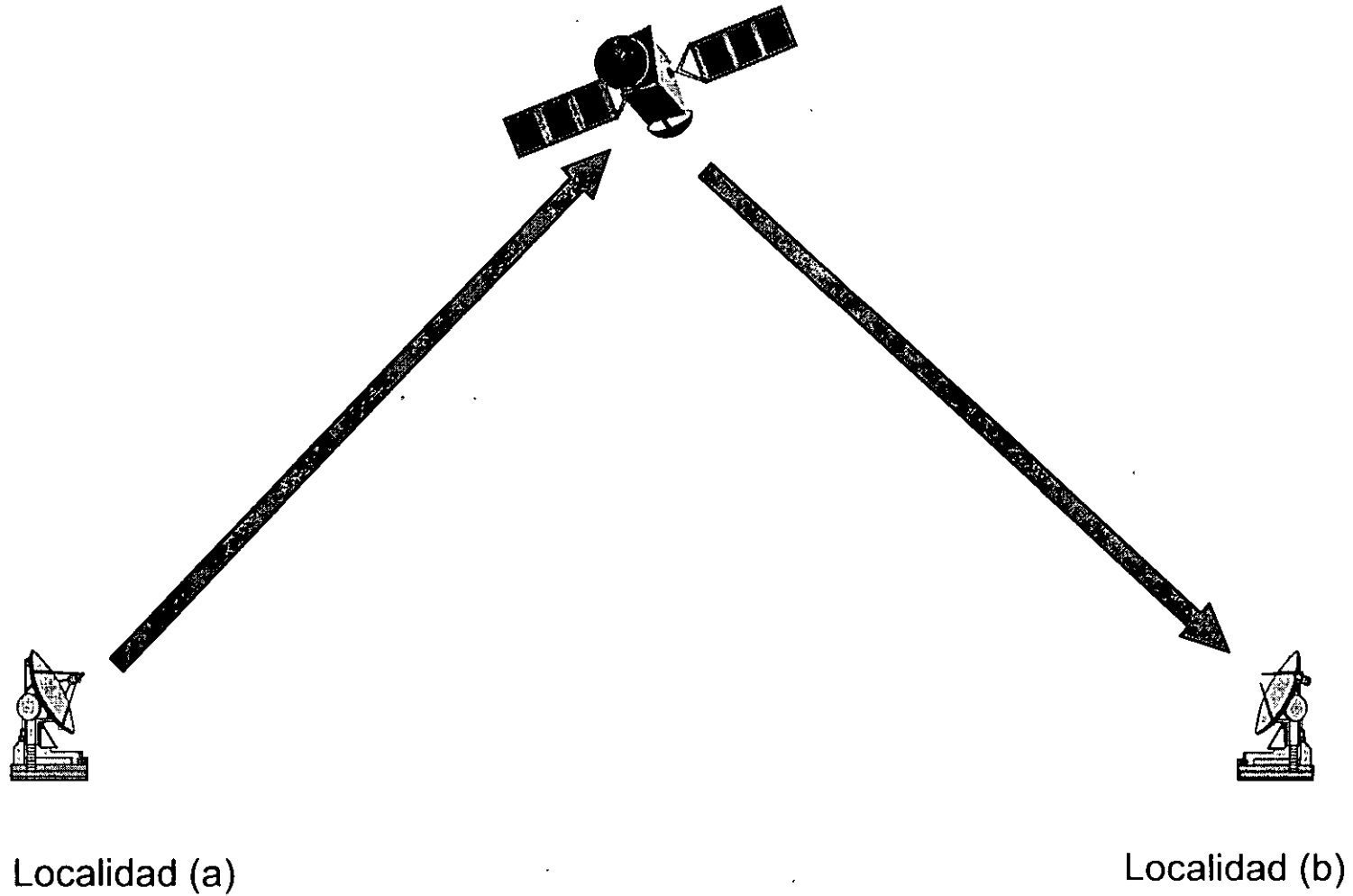
## ACCESO MULTIPLE POR DIVISION EN FRECUENCIA

# FDMA



Ocupación de un transpondedor de 36 MHz con acceso múltiple por división en frecuencia; cada señal proviene de una población diferente y tiene su propia frecuencia portadora asignada.

# FDMA



Canal Unico por Portadora SCPC



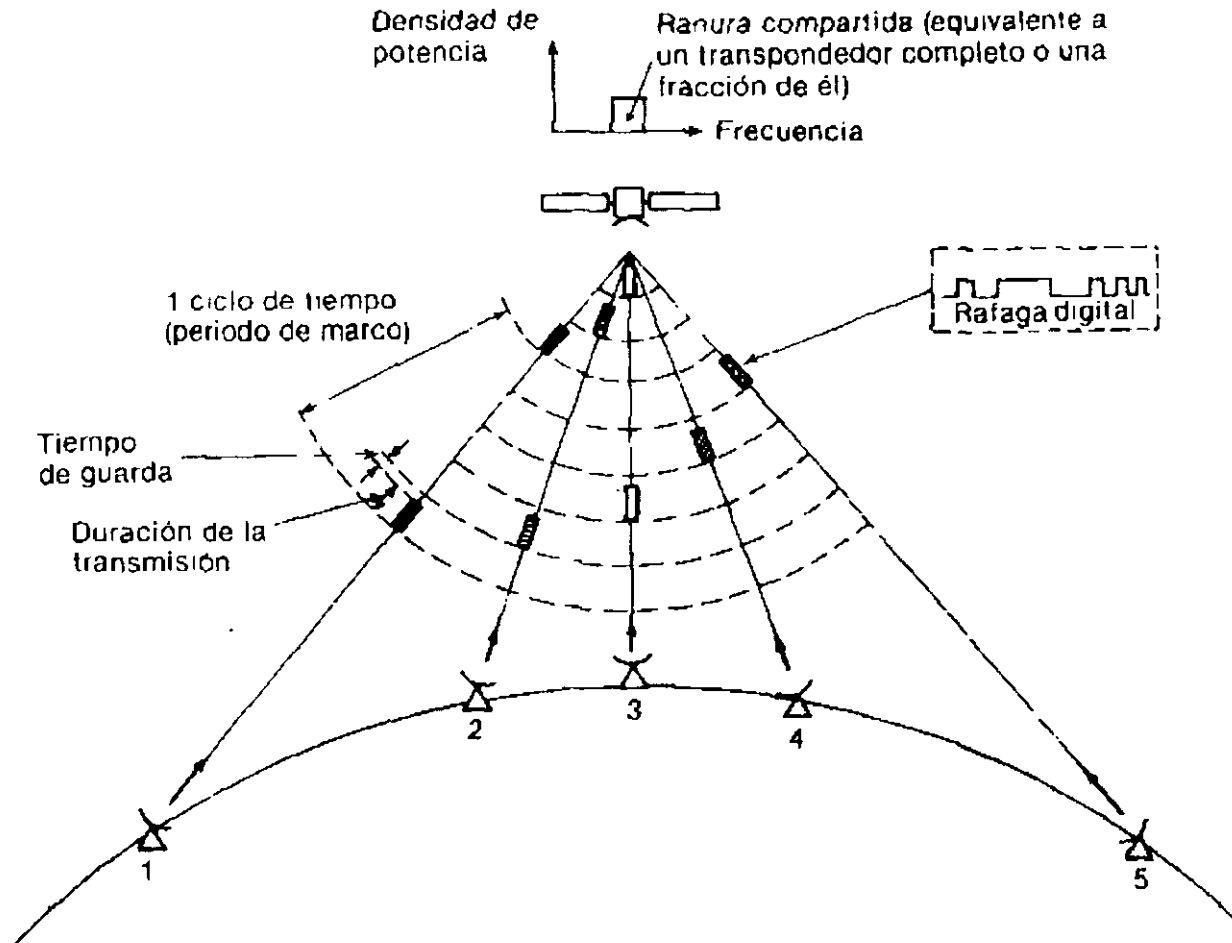


# TDMA

---

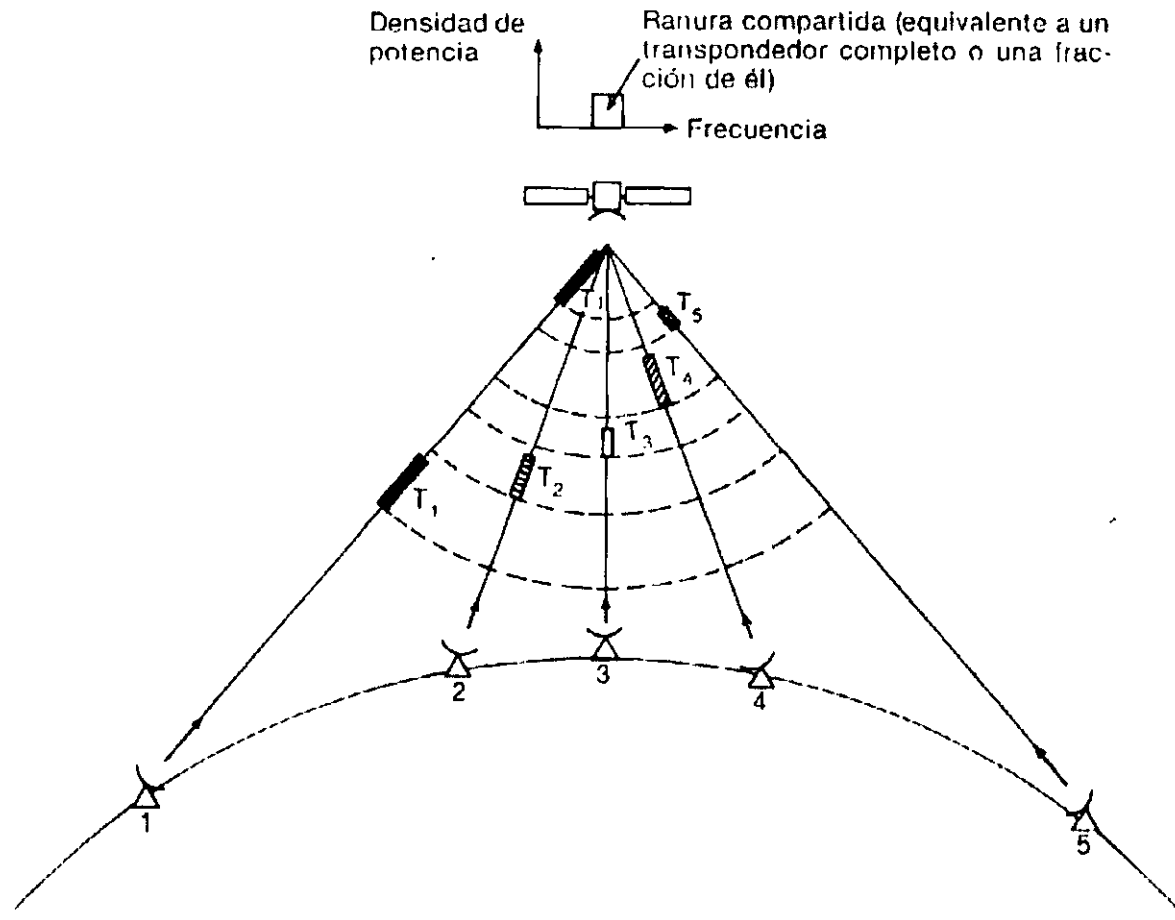
## ACCESO MULTIPLE POR DIVISION EN EL TIEMPO

# TDMA



Red de cinco estaciones terrenas que comparten una misma ranura de frecuencias en un transpondedor mediante acceso múltiple por división en el tiempo con asignación fija y tiempos iguales por estación. Todas las estaciones transmiten su ráfaga digital a la misma frecuencia en forma secuencial.

# TDMA



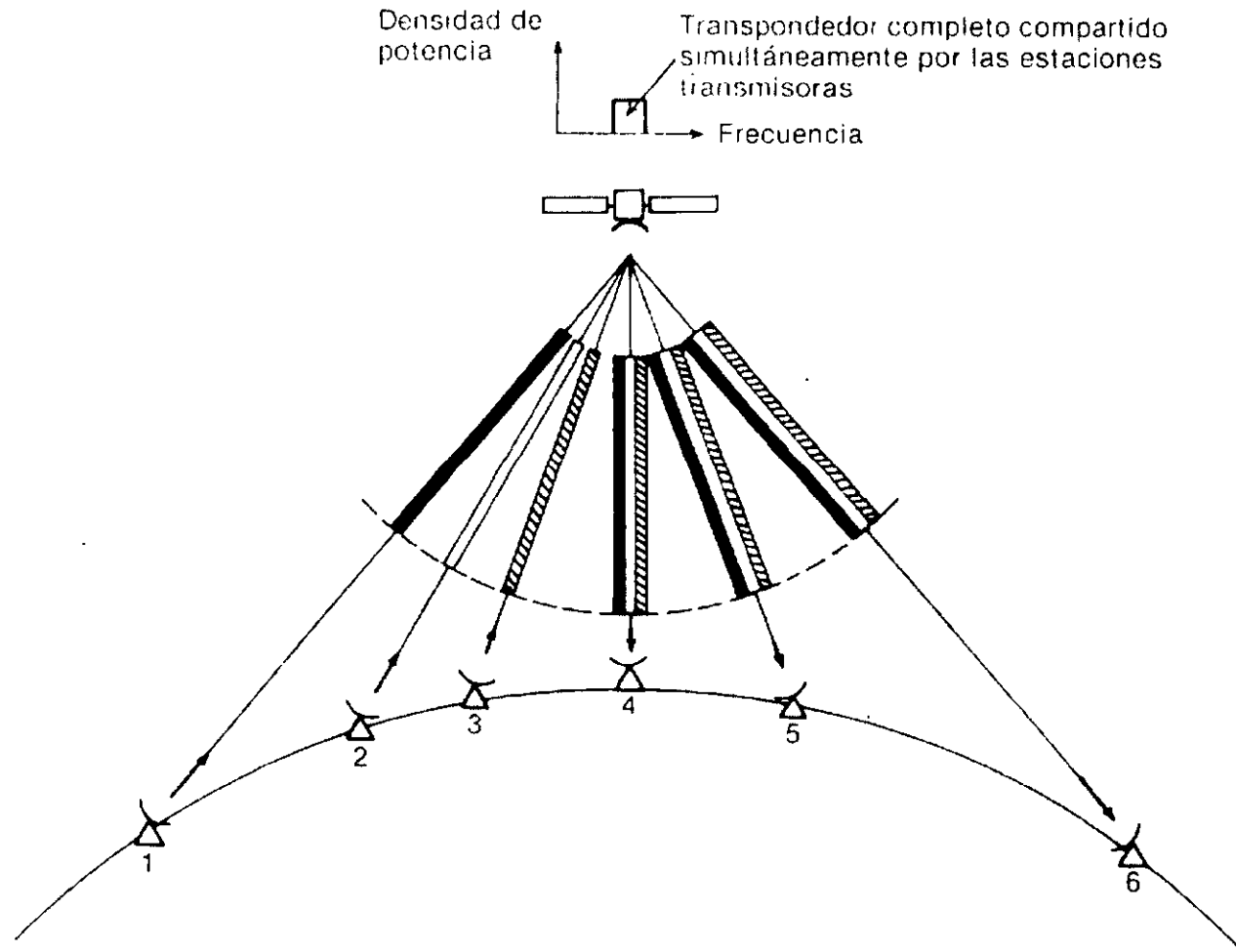
Red de cinco estaciones terrenas que comparten una misma ranura de frecuencias en un transpondedor mediante acceso múltiple por división en el tiempo con asignación fija y tiempos  $T$  desiguales por estación. Todas las estaciones transmiten su ráfaga digital a la misma frecuencia en forma secuencial.



# CDMA

## ACCESO MULTIPLE POR DIVISION EN CODIGO

# CDMA

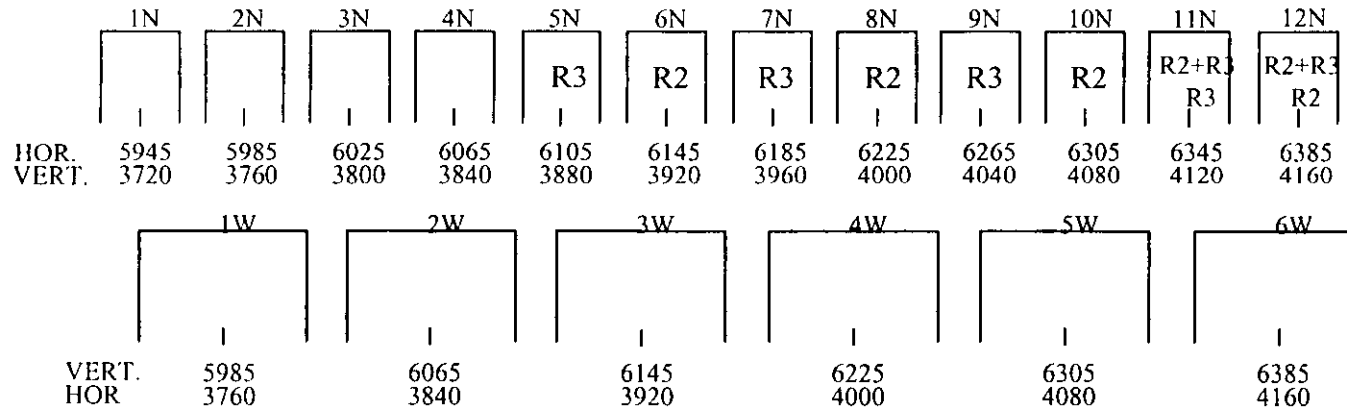


Red de seis estaciones terrenas que operan con acceso múltiple CDMA. Las estaciones transmisoras usan la misma frecuencia y transmiten al mismo tiempo; las receptoras deben conocer el código de transmisión para reconstruir el mensaje original.

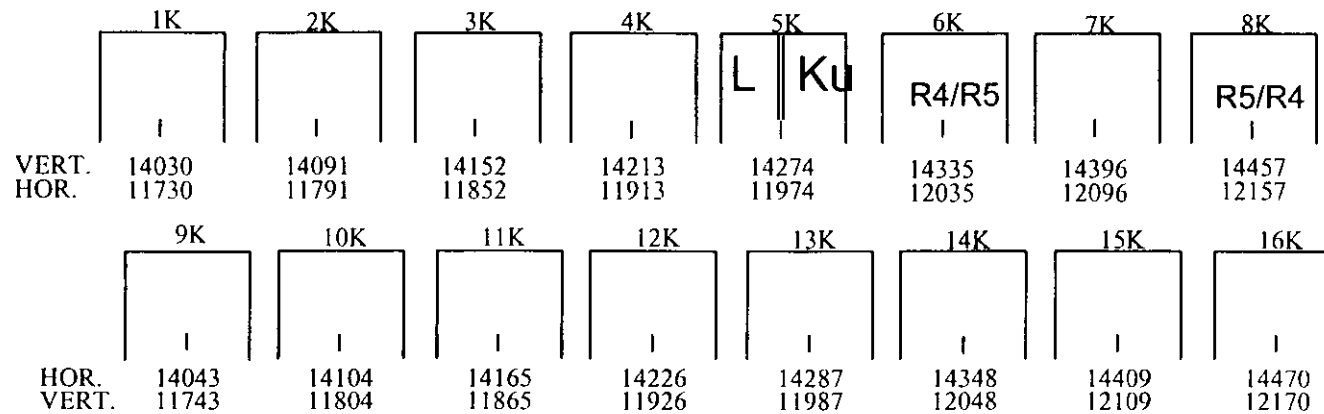


# PLAN DE FRECUENCIAS SOLIDARIDAD

## BANDA C

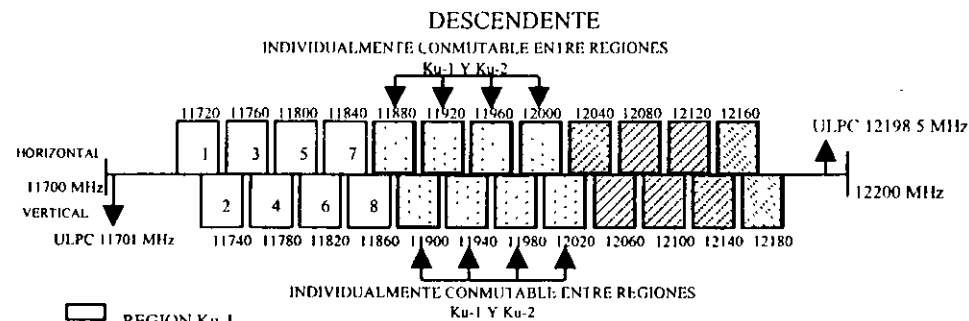
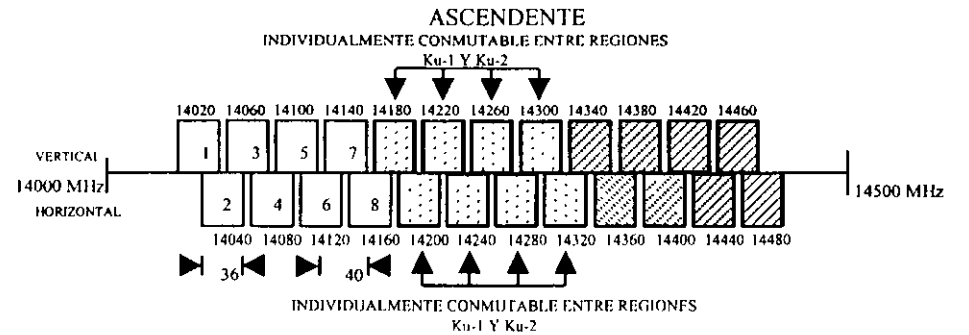
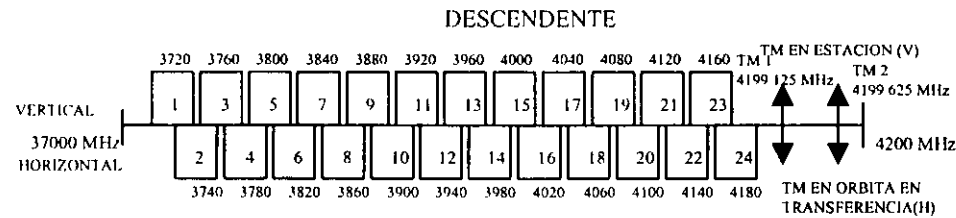
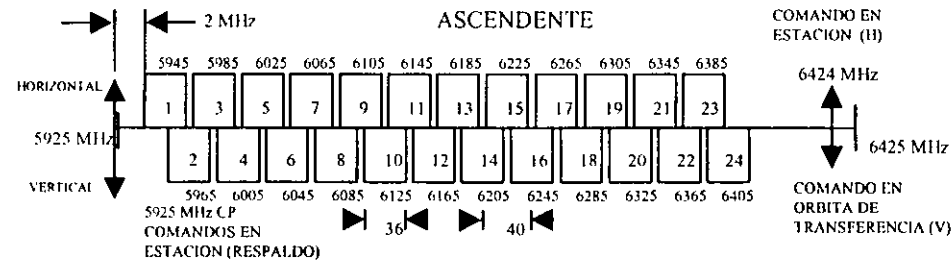


## BANDA Ku





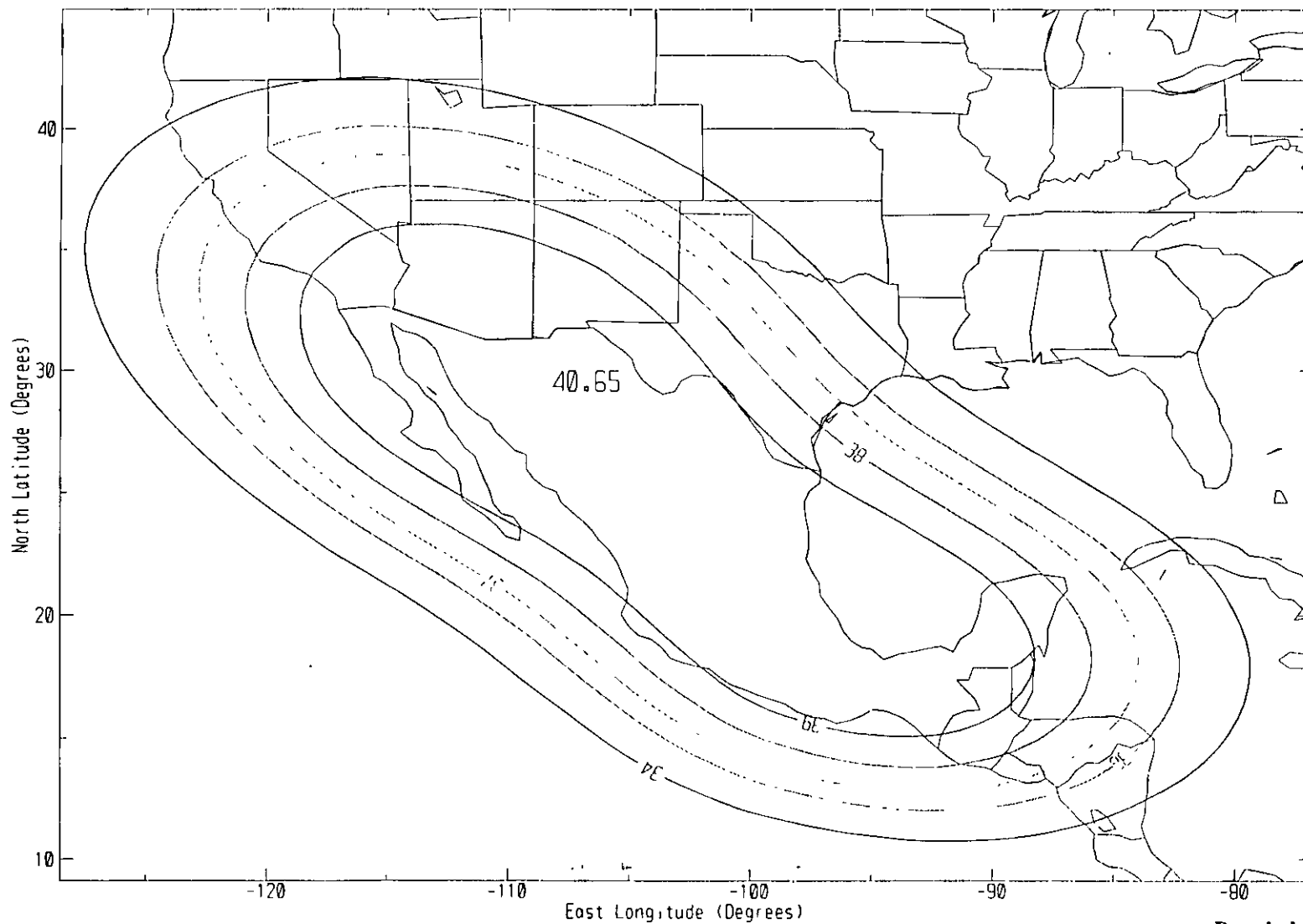
# PLAN DE FRECUENCIAS SATMEX 5



- REGION Ku-1
- REGION Ku-2



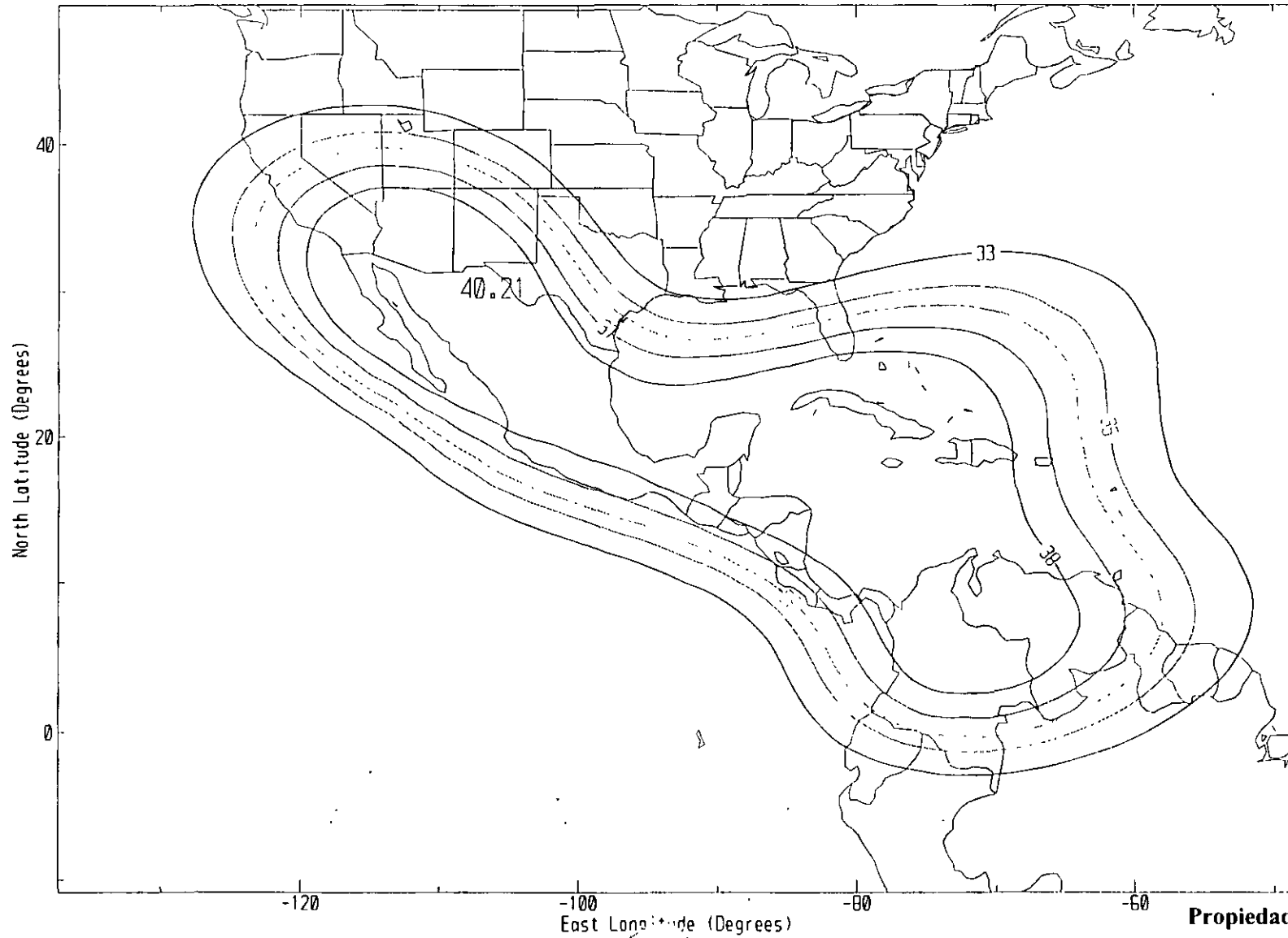
# COBERTURA R1 EN SOLIDARIDAD 1 Y 2





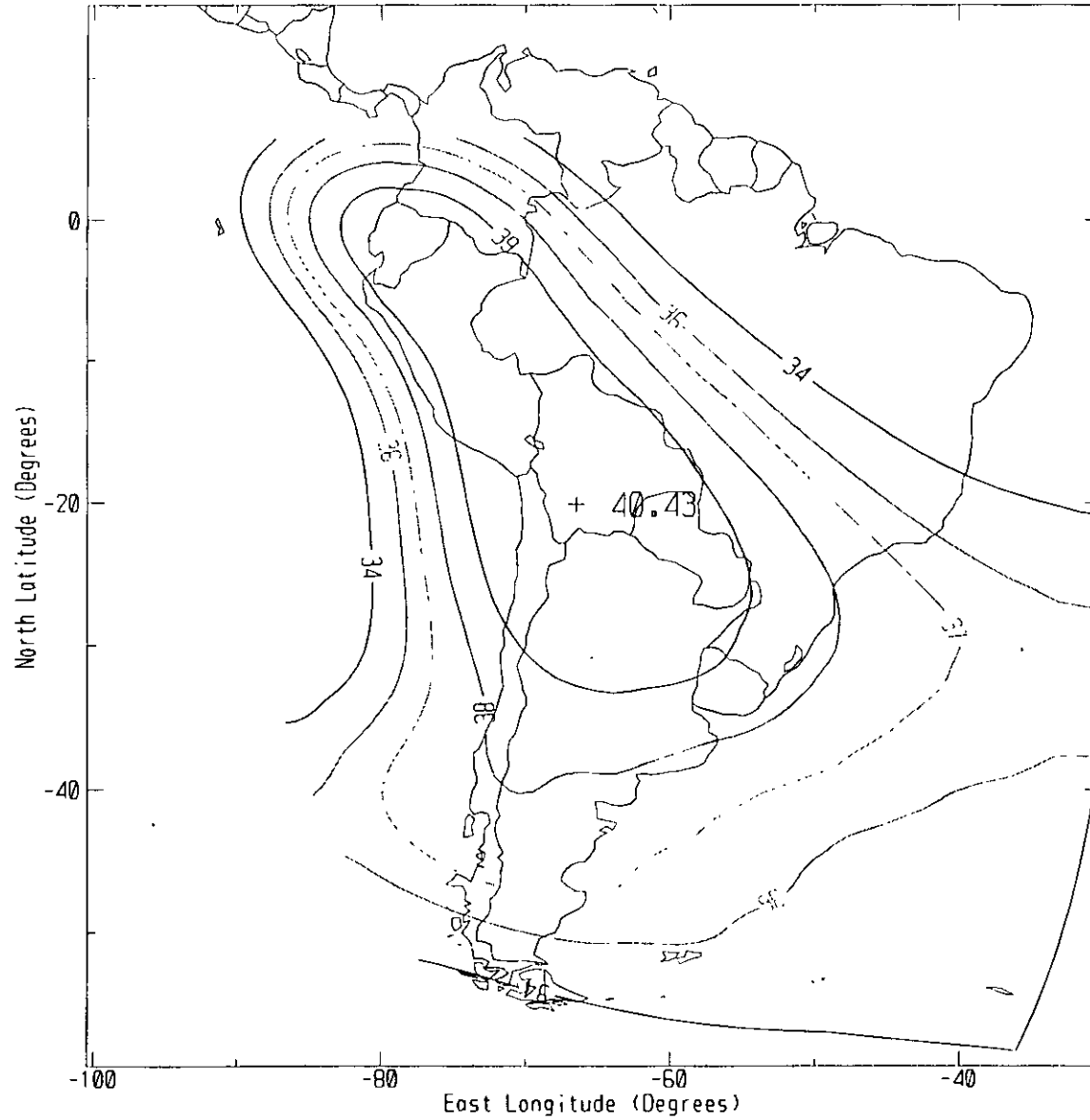


# COBERTURA R2 EN SOLIDARIDAD 1 Y 2



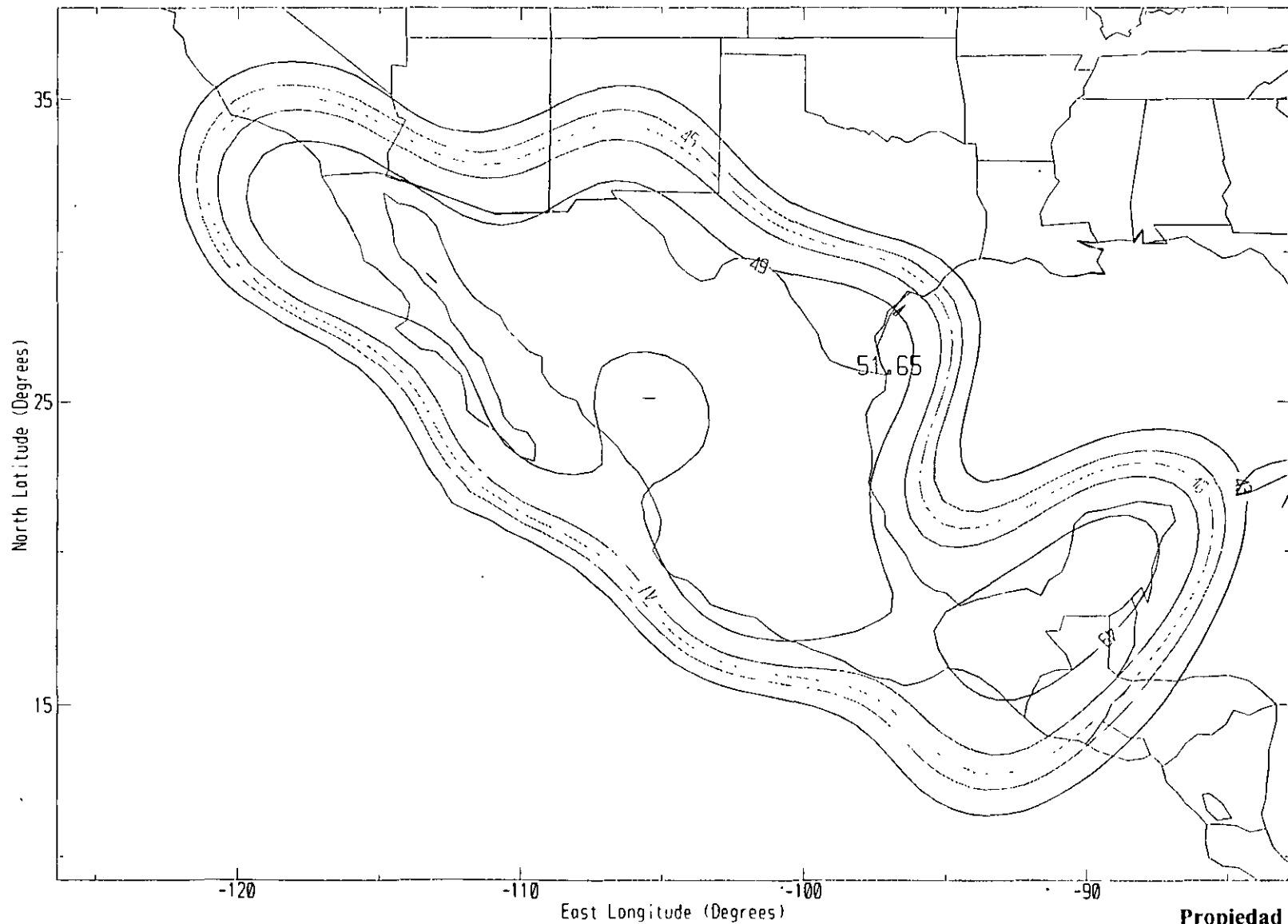


# COBERTURA R3 EN SOLIDARIDAD 1 Y 2



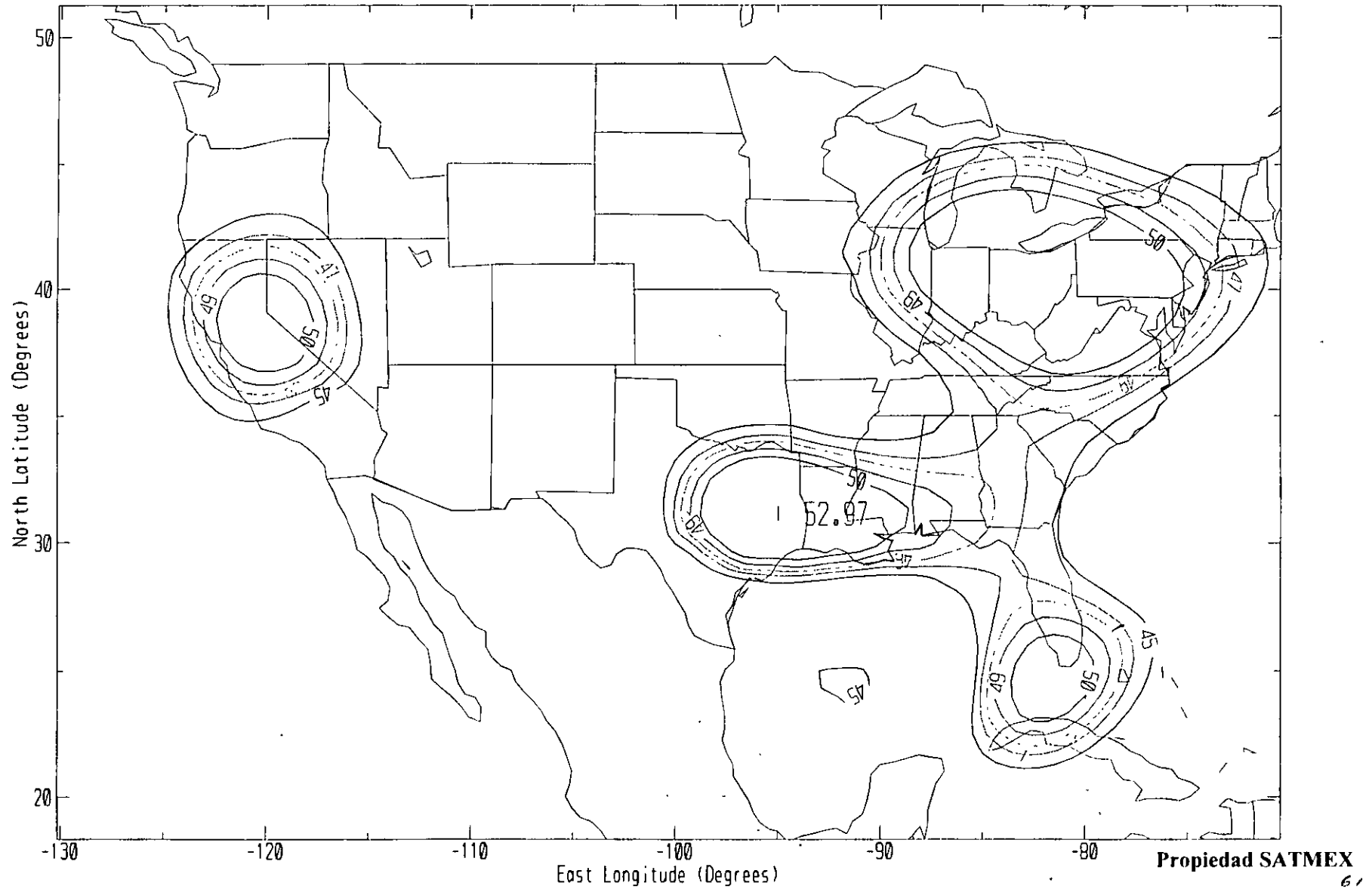


# COBERTURA R4 EN SOLIDARIDAD 1 Y 2



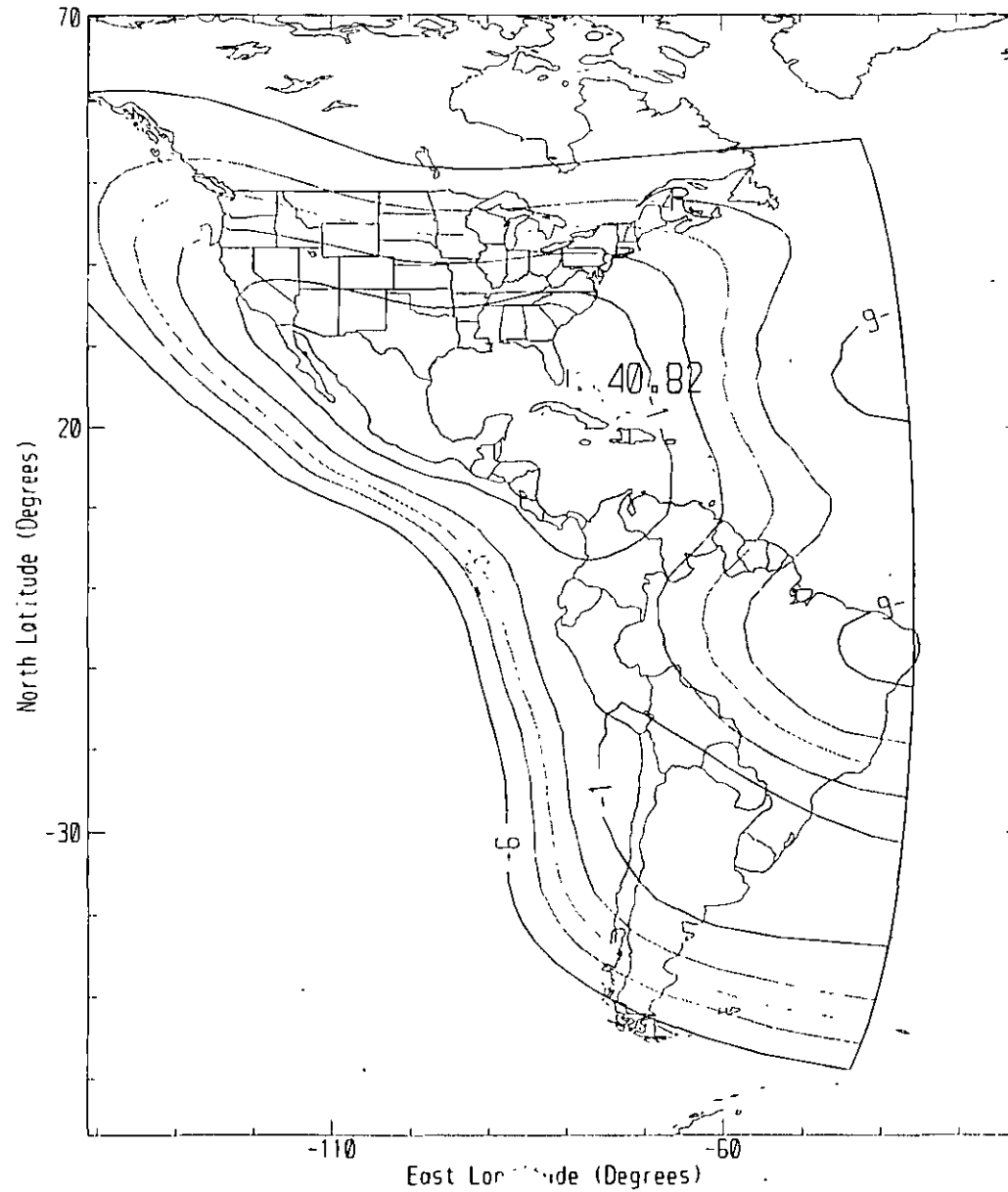


# COBERTURA R5 EN SOLIDARIDAD 1 Y 2



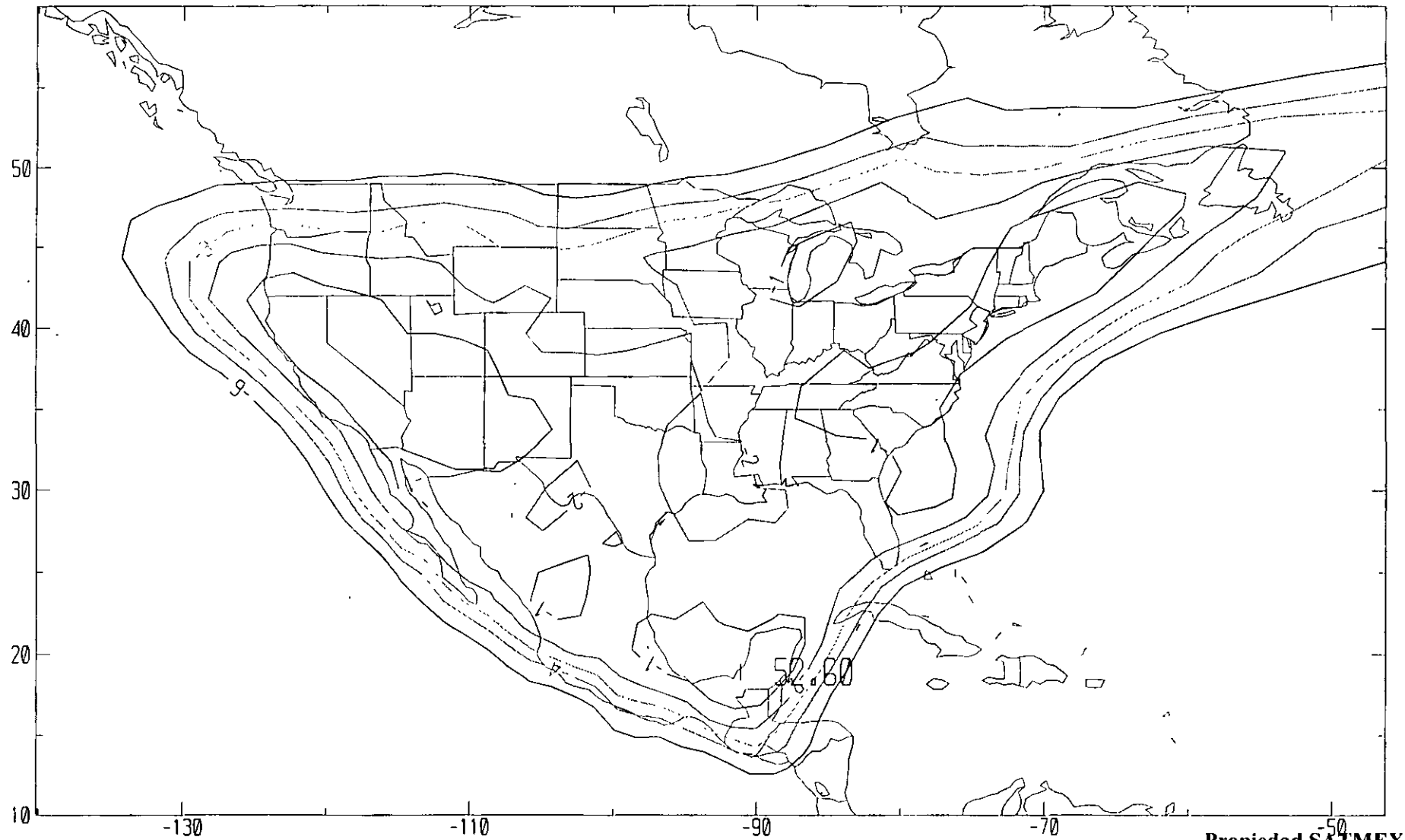


# COBERTURA CONTINENTAL BANDA C EN SATMEX 5



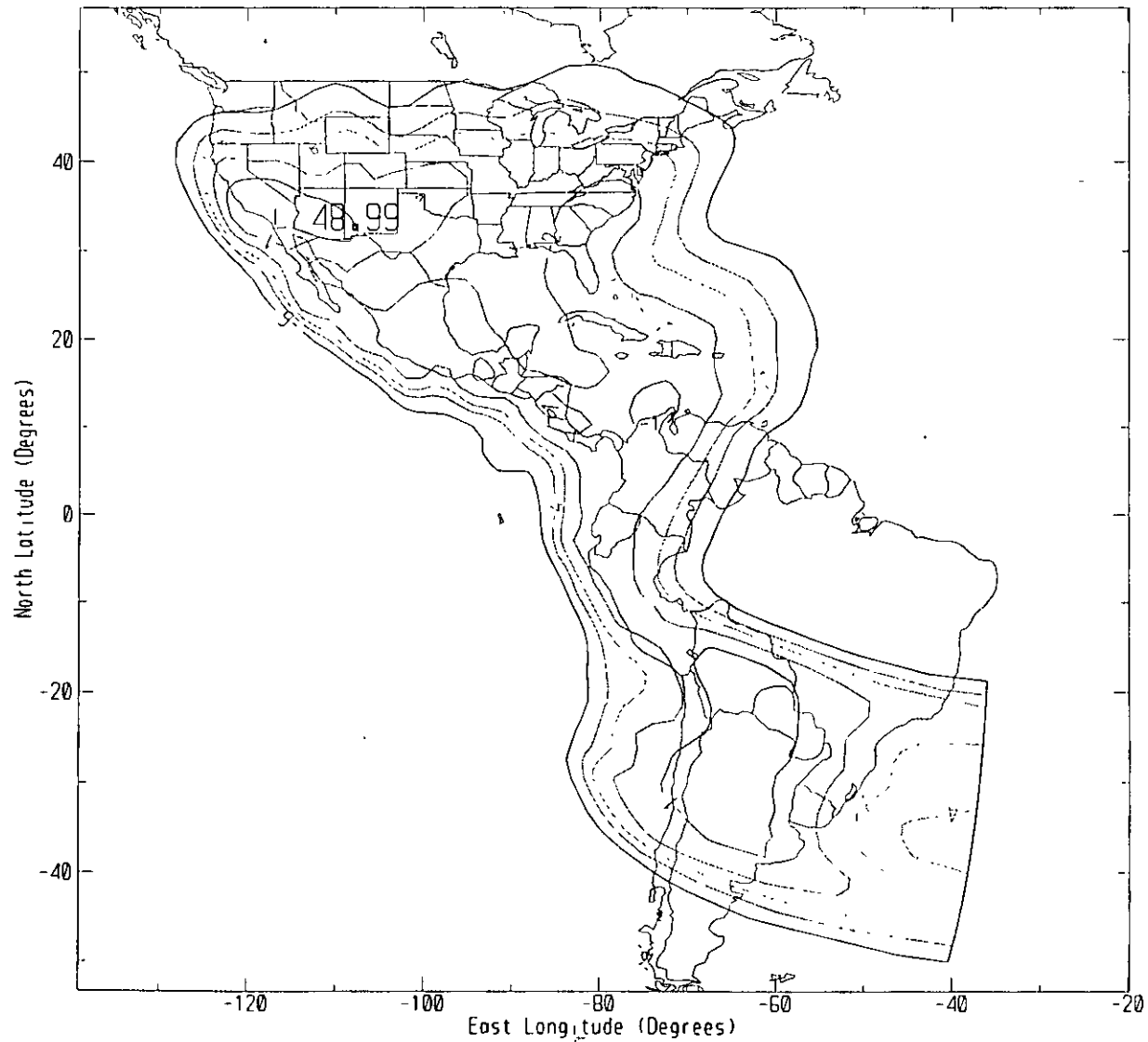


# COBERTURA NAFTA (KU-1) BANDA KU EN SATMEX 5





# COBERTURA CONTINENTAL (KU-2) BANDA KU EN SATMEX 5



# PROCESOS DE ASIGNACION

**PARA REALIZAR LA ASIGNACION DE FRECUENCIAS SE PUEDEN LLEVAR A CABO LOS PASOS SIGUIENTES:**

- I) RECEPCIÓN DE INFORMACIÓN TÉCNICA**
- II) VERIFICACIÓN DE INFORMACIÓN TÉCNICA**
- III) ASIGNACIÓN DE SEGMENTO ESPACIAL**
- IV) NOTIFICACIÓN DE ASIGNACIÓN AL CLIENTE**





# PROCESOS DE ASIGNACION

## I) RECEPCIÓN DE INFORMACIÓN TÉCNICA

**Mediante una solicitud de asignación se recibe la información técnica del enlace la cual debe contener como mínimo los datos siguientes:**

- Localidad Tx y Rx
- Diámetros de antena Tx y Rx
- Velocidad de Información
- Modulación
- FEC
- Pasos de sintonia del modem
- Ancho de banda requerido
- Capacidad del HPA de la E/T

## II) VERIFICACIÓN DE INFORMACIÓN

- SE ANALIZA Y VERIFICA LA INFORMACION RECIBIDA.
- EN CASO DE PRESENTARSE INCONSISTENCIA DE DATOS TECNICOS EN LA SOLICITUD, SE CONTACTA DIRECTAMENTE AL CLIENTE PARA CONCILIAR LA INFORMACION Y LLEVAR A CABO LA ASIGNACION.
- SE VERIFICA EL SEGMENTO ESPACIAL A ASIGNAR.

## III) ASIGNACION DE SEGMENTO ESPACIAL

- EN COORDINACION CON EL AREA DE MONITOREO SE ASEGURA QUE EL ESPACIO A ASIGNAR ESTE LIBRE DE INTERFERENCIAS.
- SE ASIGNAN FRECUENCIAS ESPECIFICAS A LOS ENLACES SOLICITADOS.

## IV) NOTIFICACIÓN DE ASIGNACIÓN AL CLIENTE

- LA DIRECCIÓN DE TRAFICO SATELITAL ENVIA LA ASIGNACION AL AREA DE VENTAS QUIEN LA REMITE AL CLIENTE.

# CÁLCULO DE ANCHO DE BANDA OCUPADO

**Calculo del ancho de banda ocupado por la portadora:**

$$BW = VI \times FEC^{-1} \times FM \times (1 + FR) \quad (1)$$

donde:

BW = Ancho de banda ocupado por la portadora (KHz)

VI = Velocidad de Información (Kbps)

FEC= Factor de Corrección de Error

FM= Factor de Modulación (para BPSK = 1 y QPSK = 0.5)

FR= Factor de respuesta del filtro (para nuestro caso consideramos 14%)



# CÁLCULO DE ANCHO DE BANDA ASIGNADO

**Calculo del ancho de banda asignado a la portadora:**

$$BW_{ASIG} = BW \times FA \quad (2)$$

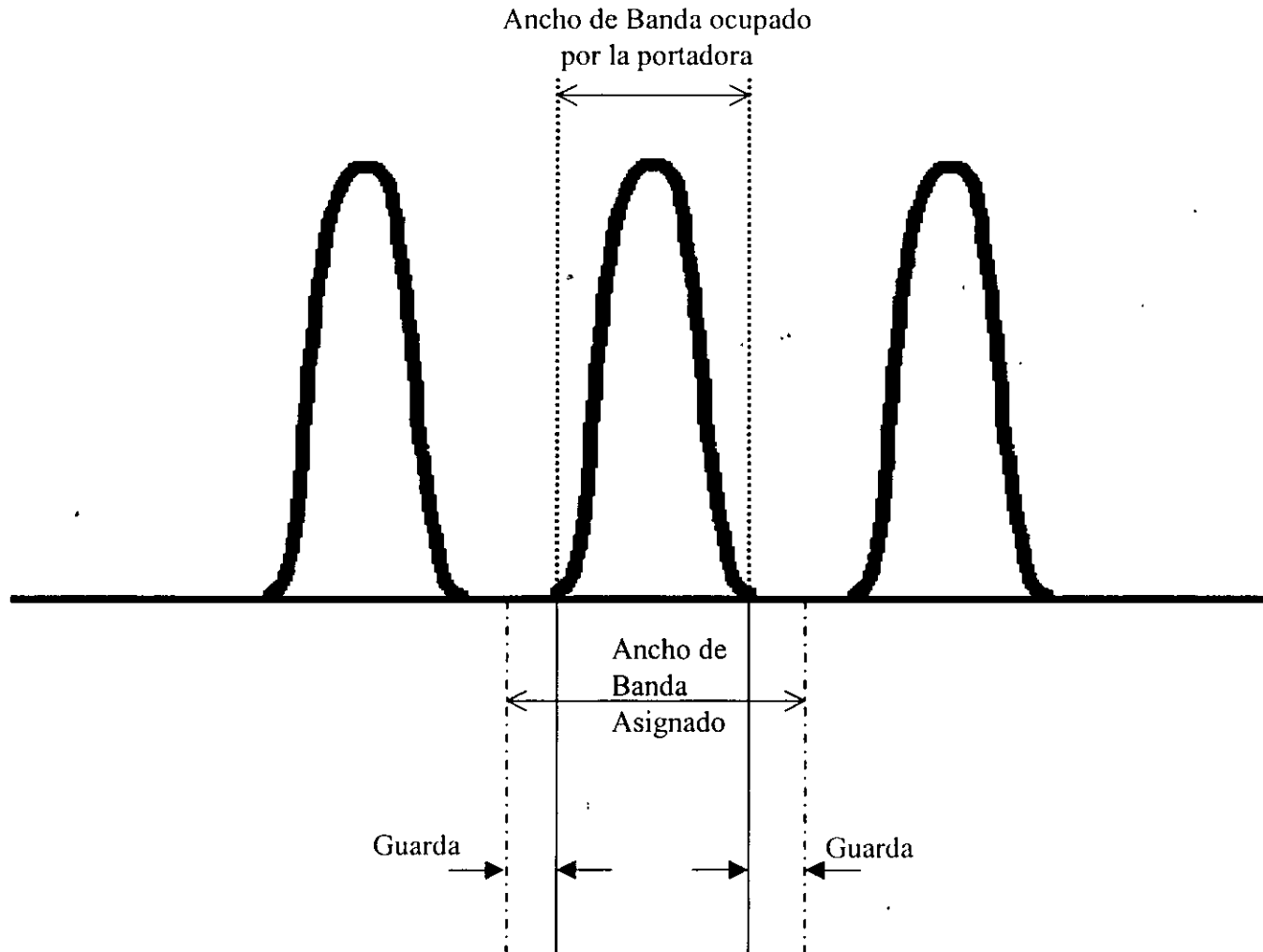
donde:

$BW_{ASIG}$  = Ancho de banda asignado a la portadora (KHz)

$BW$  = Ancho de banda ocupado por la portadora (KHz)

$FA$  = Factor de Asignación (en función del  $BW$  y de las características del equipo del cliente)

# ASIGNACIÓN DE FRECUENCIAS





**FACULTAD DE INGENIERÍA UNAM  
DIVISIÓN DE EDUCACIÓN CONTINUA  
"Tres décadas de orgullosa excelencia" 1971 - 2001**

**CURSOS ABIERTOS**

**DIPLOMADO INTERNACIONAL EN  
TELECOMUNICACIONES**

**MODULO II: TELECOMUNICACIONES VÍA  
SATELITE**

**TEMA**

**NUEVA TECNOLOGÍA Y TENDENCIA**

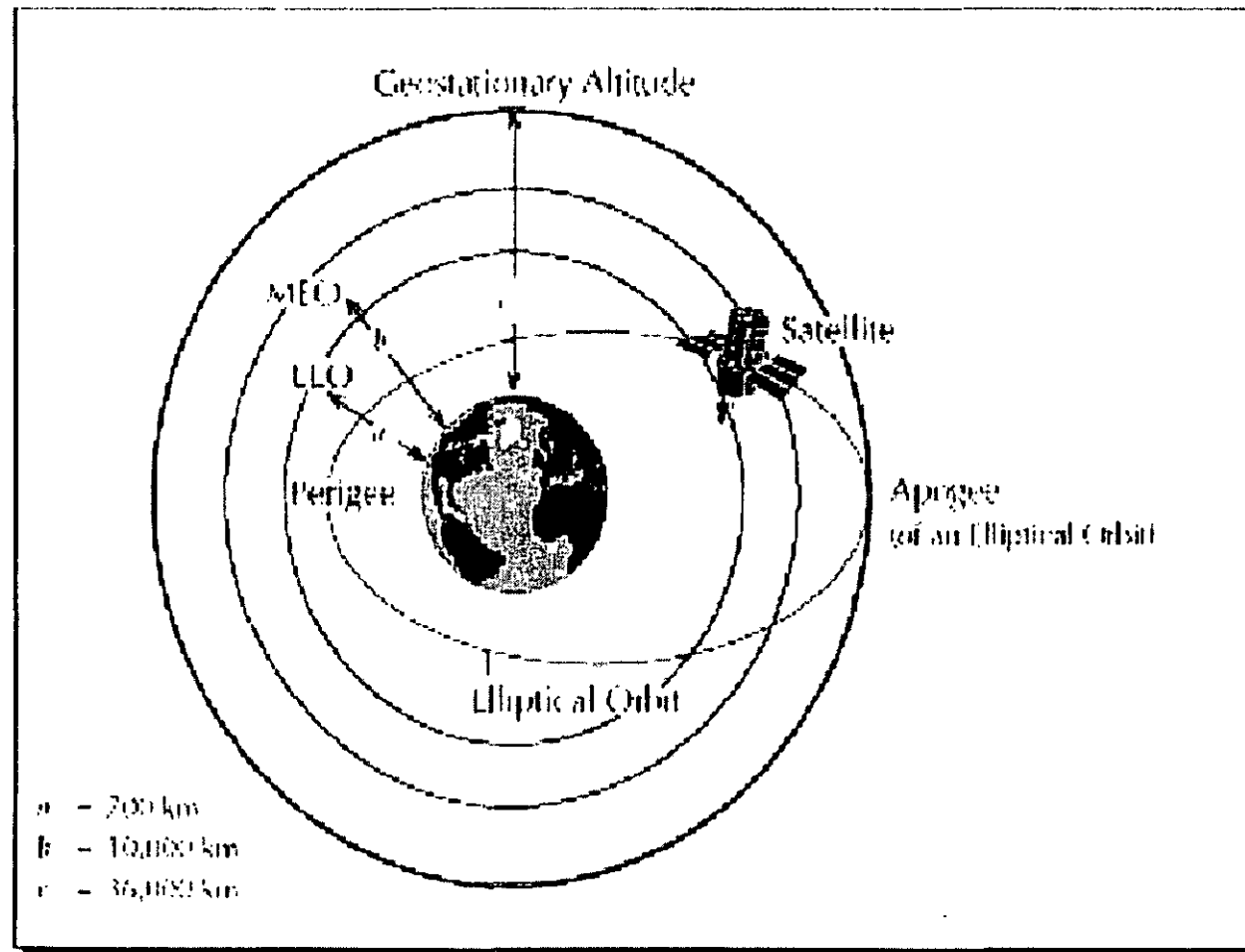
**PALACIO DE MINERÍA  
MAYO 2001**



# *Nueva Tecnología y Tendencia*



# TIPOS DE ORBITAS



# PARAMETROS ORBITALES

CARACTERÍSTICAS	LEO	MEO	GEO
Altitud (km)	700-2000	10000-20150	36000
Periodo orbital	90 - 120 min.	260 min.	23 56' y 4"
Velocidad de transmisión	2,4 - 300 kbps	9,6 - 38,4 kbps	> 155 Mbps
Banda de frecuencia	L y S	Ku y I.	L, C y Ku
Cobertura (km)	5000	6000	8000
Vida útil	5 años	10 años	15 años
Número de satélites	30 - 70	10 - 20	3
Costo de cada satélite y costos de su transportación	Bajos	Medios	Grandes
Costo del segmento terrestre	Alto	Medio	Medio
Terminales de Bolsillo	Si	Si	No
Complejidad de las Operaciones	Alta	Media	Baja

# AMBIENTE ORBITAL

Criterio de selección	LEO	MEO	GEO
Radiación Van Allen	Baja	Moderada	Baja
Intervalos de eclipses	Frecuentes. El satélite está en oscuridad el 30% del tiempo	No frecuentes. El satélite está en oscuridad el 2% del tiempo.	No frecuentes. El satélite está en oscuridad del 1 al 2% del tiempo.
Tiempo de retardo de la señal	20 ms	100 ms	250 ms
Ángulos de elevación de la nave	Varían rápidamente. Los satélites están frecuentemente cerca del horizonte	Varían lentamente. Los satélites están arriba del horizonte la mayor parte del tiempo.	No hay variación en el ángulo de elevación. Los satélites están cerca del horizonte para usuarios de latitudes altas.
Fragmentos de basura espacial hecha por el hombre	Gran número de fragmentos.	Número menor de fragmentos.	Número moderado de fragmentos.

# APLICACIONES DE LOS SISTEMAS SATELITALES

Sistemas de comunicaciones satelitales	Aplicación	Equivalente terrestre
Satélites geoestacionarios regionales de servicios fijos	Transmisión de video, telefonía rural, VSAT.	Lineas cableadas Bucle local inalámbrico
Servicios de satélites regionales móviles geoestacionarios	Telefonía móvil y datos a baja velocidad a terminales móviles.	Redes celulares
Supersistemas mundiales de satélites geoestacionarios	Comunicaciones de datos a gran velocidad; video y voz.	Fibra óptica, ADSL (línea de abonado digital asimétrica).
Pequeños LEO (órbita baja)	Radiobúsqueda, rastreo (tracking), mensajería.	Redes de radiobúsqueda
Servicios de grandes satélites móviles LEO.	Telefonía móvil, datos a baja velocidad, paging.	Redes celulares
LEO de banda ancha	Internet de alta velocidad, voz, video, videoconferencia.	Fibra óptica, ADSL, etc.

# SISTEMAS GMPCS

Los GMPCSs están definidos por la UIT como cualquier sistema de satélite fijo o móvil, de banda ancha o angosta, global o regional, geoestacionario o no geoestacionario que ofrecen servicios de mensajería, voz y datos a usuarios finales desde una constelación de satélites.

# SISTEMAS GMPCS

- Sistemas de mensajería (Pequeños LEOs)

- Sistemas de banda ancha

Celesteri, SkyBridge, Teledesic

En GEO: Cyberstar, Astrolink, Spaceway

- Sistemas de voz (Grandes LEOs)

Iridium, Globalstar, ICO, Ellipso, Aries

# SISTEMAS DE MENSAJERIA

	LEOSAT	ORBCOMM	STARNET
Número de satélites	18	36	24
Número de planos	3	6	órbitas aleatorias
Inclinación	42°	2 a 70° 4 a 45°	60°
Altitud (km)	1000	825	1300
Servicios	Mensajería bidireccional sin voz, posicionamiento	Mensajería bidireccional sin voz, posicionamiento	Mensajería bidireccional sin voz, posicionamiento
Frecuencias de subida (MHz)	148-149	148-150	148-149
Frecuencias de bajada (MHz)	137-138	137-138	137-138
Masa de un satélite (kg)	50	40	150
Cobertura	Global	Casi global	Global

# SISTEMAS DE BANDA ANCHA

	TELEDESIC	CELESTRI	SKYBRIDGE
Altitud (km)	700	1400 y 35880	1460
Número de satélites	288	63 LEOs, 4 GEOs	64
Servicios	Datos a alta velocidad	Datos a alta velocidad	Datos a alta velocidad
Espectro	Ka	Ka y 40-50 GHz	Ku
Tamaño de la antena (estimado)	24 cm	58 cm	≤ 50 cm en residencial o 60-100 cm en edificio
Velocidad de transmisión	16 kbps-64 Mbps (hasta 2.048 Mbps en enlaces simétricos)	Hasta 155 Mbps en recepción y transmisión	Hasta 60 Mbps en descendente y hasta 2 Mbps en ascendente.
Método de acceso	TDMA	FDMA, TDMA	FDMA, TDMA
Enlaces intersatelitales	Si	Si	No
Costo de la terminal de usuario (estimado) (US\$)	N/D	Empieza en 750	N/D
Costo del sistema (billones de US\$)	9	12.9	3.5
Inicio de operación	2003	2002	2002



# SISTEMAS DE VOZ

Orbitas y geometría	ICO	Globalstar	Iridium	Aries	Ellipso
Clase de órbita	MEO	LEO	LEO	LEO	MEO: órbitas circulares y órbitas elípticas.
Altitud (km)	10355	1410	780	1020	Circulares: 7800 Elípticas: en el apogeo 7800 y en el perigeo 540
Número de satélites	10 activos 2 de repuesto	48 activos 8 de repuesto	66 activos 6 de repuesto	48 activos	10 en órbitas elípticas y 6 en circulares
Número de planos	2	8	6	4	2 para las órbitas elípticas y 1 para las circulares
Inclinación (°)	45	52	86.4	90°	63.4° para las órbitas elípticas y 0° para las circulares
Periodo (min.)	358.9	114	100.13	105.3	180 para elípticas y 280 para circulares
Tiempo promedio de visibilidad del satélite (min.)	57.8	8.21	5.54	-	41.77 para circulares.

# SISTEMAS DE VOZ

<b>Orbitas y geometría</b>	<b>ICO</b>	<b>Globalstar</b>	<b>Iridium</b>	<b>Aries</b>	<b>Ellipso</b>
Angulo de elevación mínimo de la unidad móvil (°)	10	10	8.2	-	10 para ambas
Retardo mínimo de propagación del enlace móvil unidireccional (ms)	34.5	4.63	2.60	3.39	-
Retardo máximo de propagación del enlace móvil unidireccional (ms)	48	11.5	8.22	-	38.7 para ambas
Angulo mínimo de elevación de la estación terrena (°)	--	10	--	-	-
Número de estaciones terrestres	12	~ 100	15 - 20	-	-
Cobertura	global	en $\pm 70^\circ$ de latitud	global	global	Global, limitada a $>50^\circ$ de latitud

# SISTEMAS DE VOZ

Frecuencias	ICO	Globalstar	Iridium	Aries	Ellipso
Frecuencias del enlace móvil de subida (MHz)	1980 - 2010 (banda L)	1610-1626.5 (banda L)	1616.0 - 1626.5 (banda L)	1610-1626.5 (banda L)	1610-1626.5 (banda L)
Frecuencias del enlace móvil de bajada (MHz)	2170 - 2200 (banda S)	2483.5-2500 (banda S)	1616.0 - 1626.5 (banda L)	2483.5-2500 (banda S)	2483.5-2500 (banda S)
Frecuencias de alimentación del enlace de subida (GHz)	5150-5250 (banda C)	5.091 - 5.250 (banda C)	29.1-29.3 (banda Ka)	6.555 (banda C)	banda C
Frecuencias de alimentación del enlace de bajada (GHz)	6975-7075 (banda C)	6.875 - 7.055 (banda C)	19.4-19.6 (banda Ka)	5.160 (banda C)	banda C
¿Procesamiento a bordo (regeneración)?	--	no	Si	-	-
Frecuencias de ISL (GHz)	N/D	N/D	23.18 -23.38	-	-
¿Realiza seguimiento de llamada (handover)?	si	si, parecido	Si	-	si (terminal de usuario no involucrada)
Márgenes del enlace (desvanecimiento) (dB)	8 - 12	11 - 16 dB margen equivalente	25 promedio	-	-
Potencia de salida del satélite (W)	2500	1000	1400	107	200 promedio
Masa del satélite (kg)	1925	< 450	700	125	300

# SISTEMAS DE VOZ

<b>Servicios y costos</b>	<b>ICO</b>	<b>Globalstar</b>	<b>Iridium</b>	<b>Aries</b>	<b>Ellipso</b>
Tipos de servicios	Voz, datos, fax, paging,	voz, datos, fax, paging, servicio de mensajes cortos, posicionamiento	voz, datos, fax, paging, mensajería, posicionamiento	Voz, datos, fax	voz, datos, fax, paging, mensajería, posicionamiento
Voz (kbps)	4.8	adaptivo 2.4 / 4.8 / 9.6	2.4	4.8	4.15
Datos (kbps)	2.4	7.2	2.4	2.4	0.3-9.6
Modulación	QPSK	QPSK	QPSK	-	OQPSK
Circuitos de voz / satélite	4500	2000 - 3000	1100 (potencia limitada), 3840 (máx. disponible)	-	-
¿Terminales móviles de modular?	si	si	si	-	si
¿Terminales móviles portátiles (hand-held)?	si	si	si	si	si

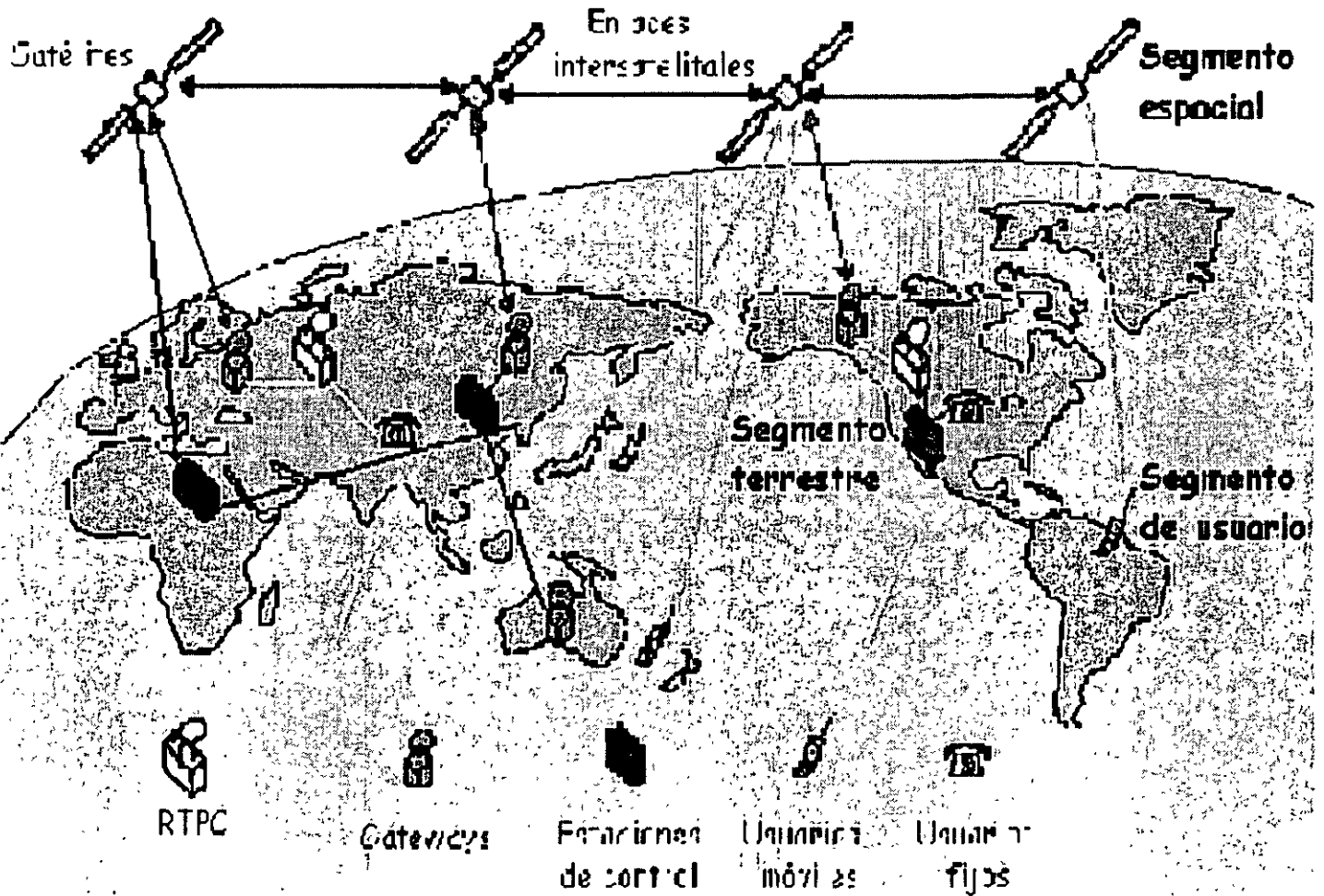
# SISTEMAS DE VOZ

Servicios y costos	ICO	Globalstar	Iridium	Aries	Ellipso
Costo del sistema (millones de US\$)	2600	2200	3400	1700	750
Costo de la terminal móvil (US\$)	varios cientos	750	1100	-	1000
Tiempo de vida del satélite (años)	12	7.5	5-8	5	5
Tasa de llamadas (US\$/minuto)	1-2	0.35 - 0.55 mayoreo	2-3 en México 3-4 en otro país	0.3	0.5
¿Licencia de la FCC?	no	si	si	-	-
Inicio de operación	2000	1999	1998	-	-

# SISTEMAS DE VOZ

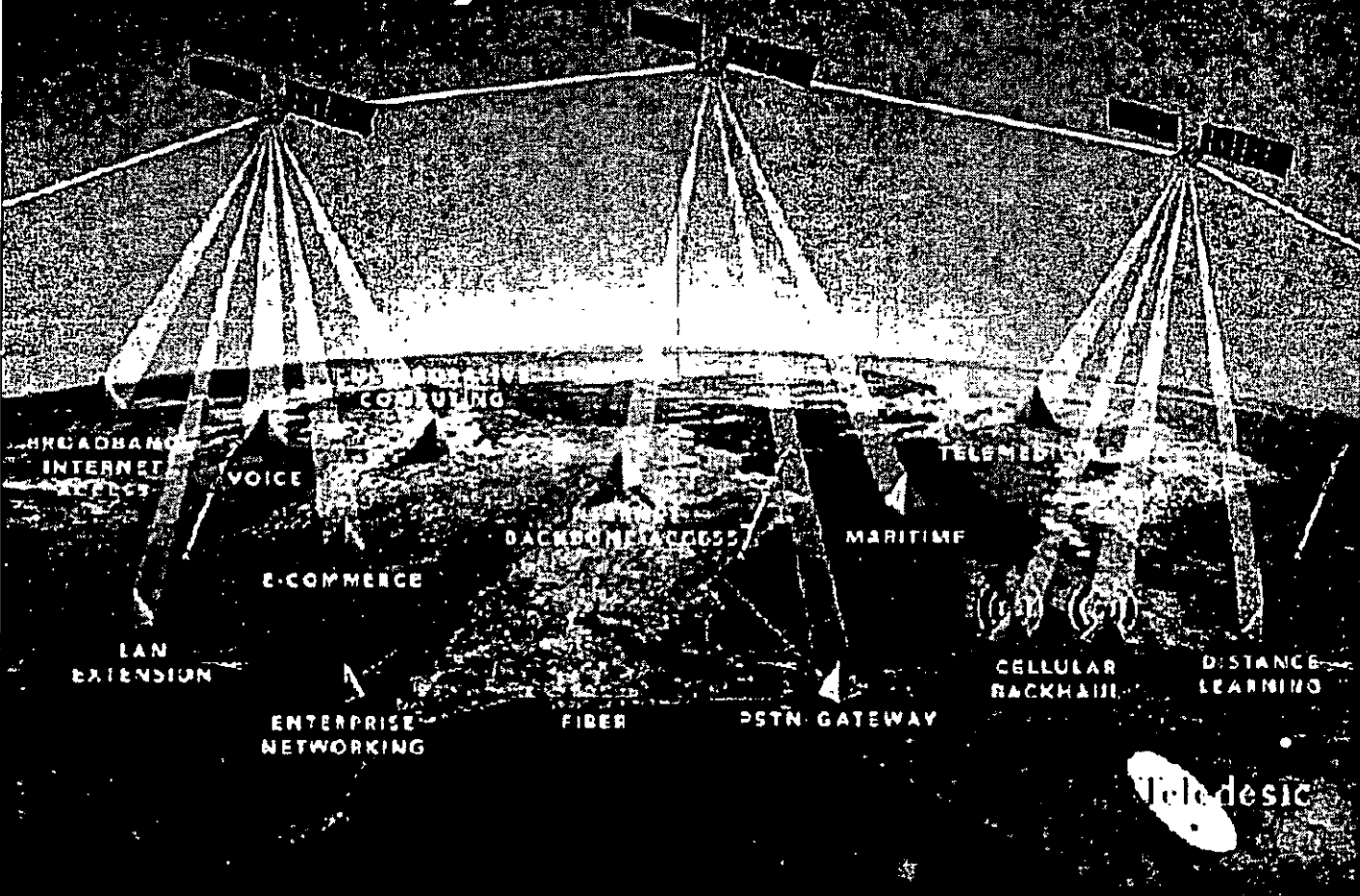
Característica	ICO	Globalstar	Iridium	Aries	Ellipso
Método de acceso múltiple	TDMA / FDMA	CDMA / FDMA	FDMA / TDMA	CDMA	CDMA
Haces por satélite	163	16	48	7	61
Número total de haces	1630	768	3168	336	976
Diámetro del haz (km)	--	2254, promedio	600 (mínimo)	-	-
Diámetro de la huella (km)	12900	5850	4700	-	11960
Antena del satélite	fija, células móviles	fija, células móviles	fija, células móviles	-	fija, células móviles
Patrón de reuso (células por cluster)	4	1	12	-	1
Factor de reuso	--	768	180	-	976
¿Diversidad de satélite explotada?	si	si	no	-	si

# ARQUITECTURA



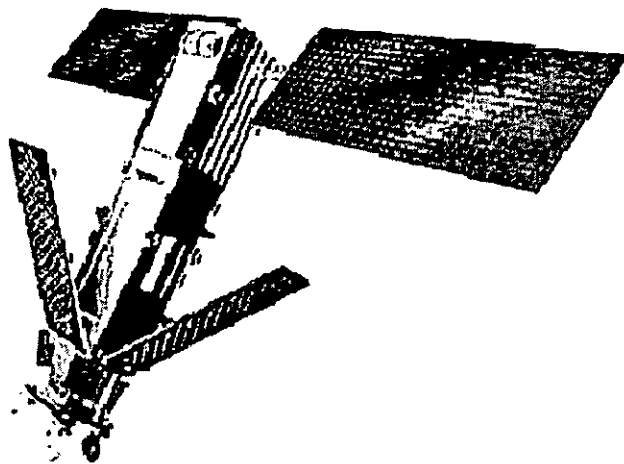
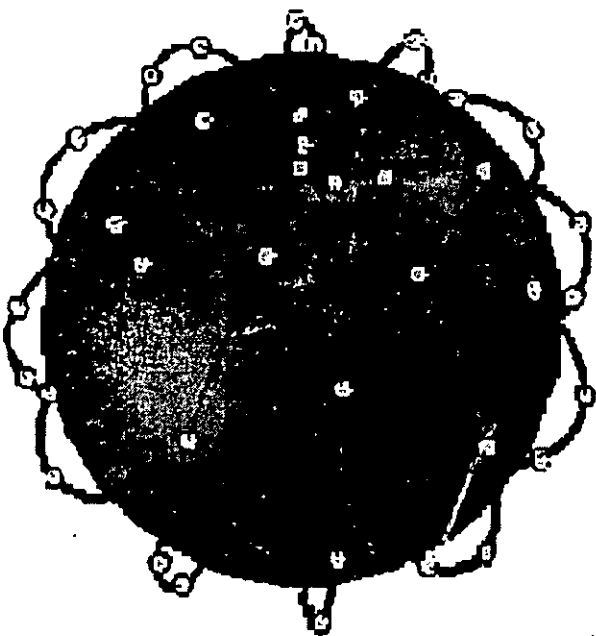
# RED DE TELEDESIC

## Internet-in-the-Sky

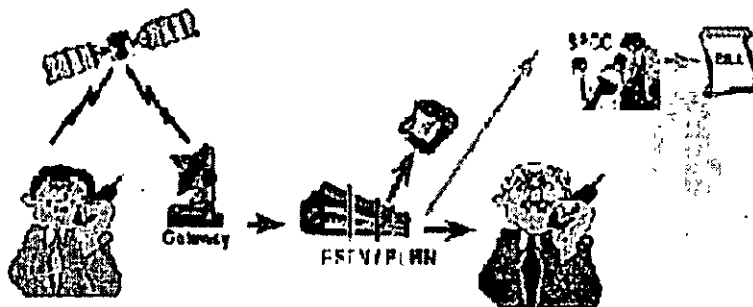
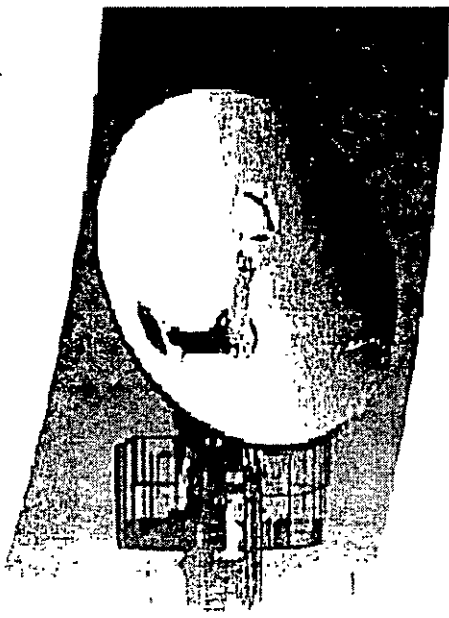




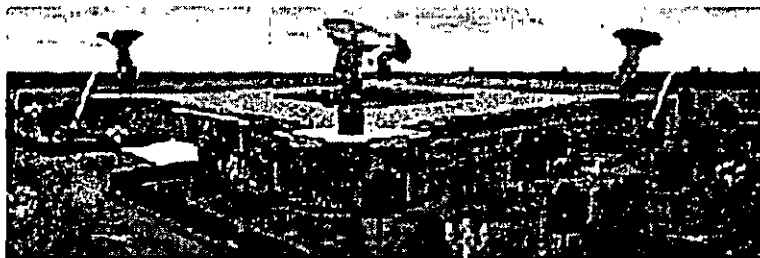
# SEGMENTO ESPACIAL



# SEGMENTO TERRESTRE



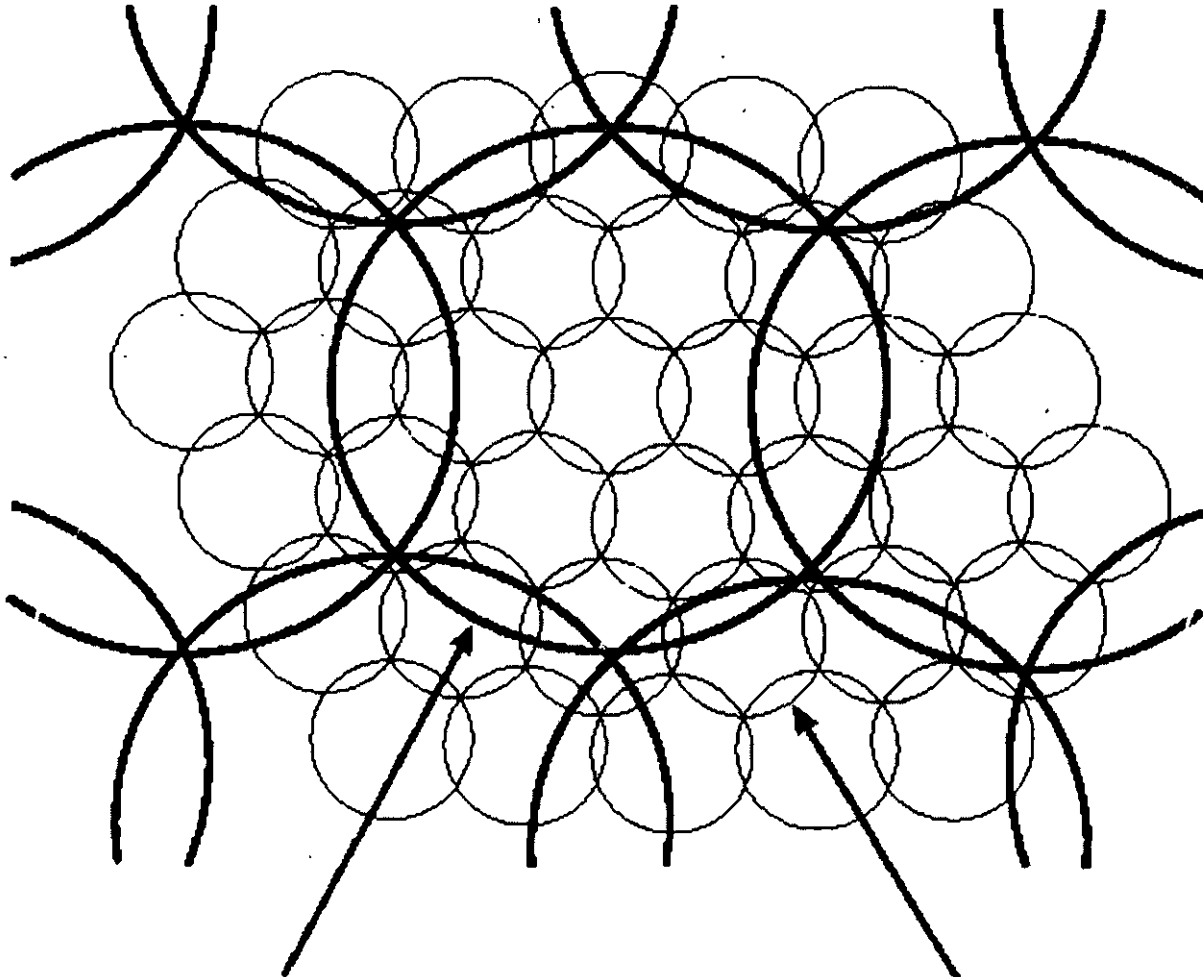
Satellite Technology + Existing Telephone Networks + Cellular Technology



# SEGMENTO DE USUARIO



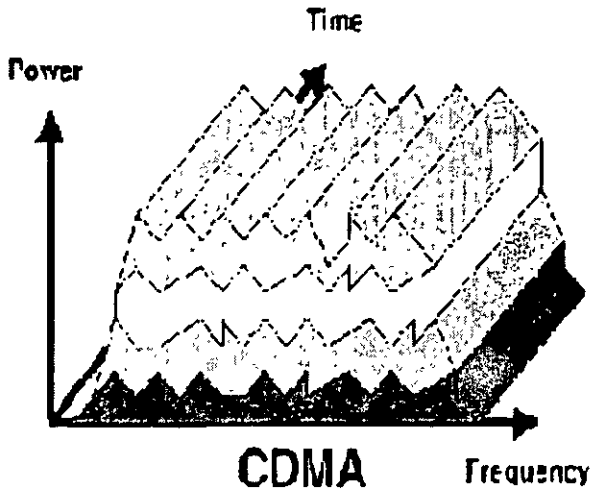
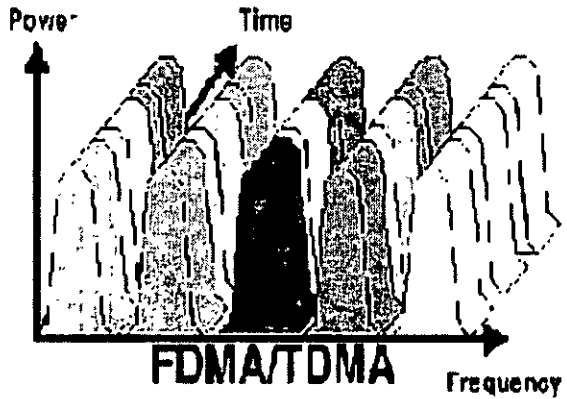
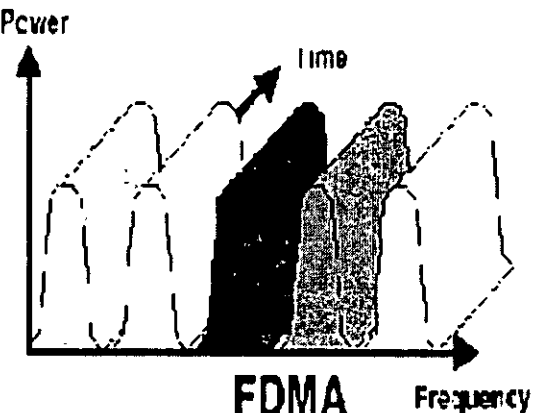
# COBERTURA



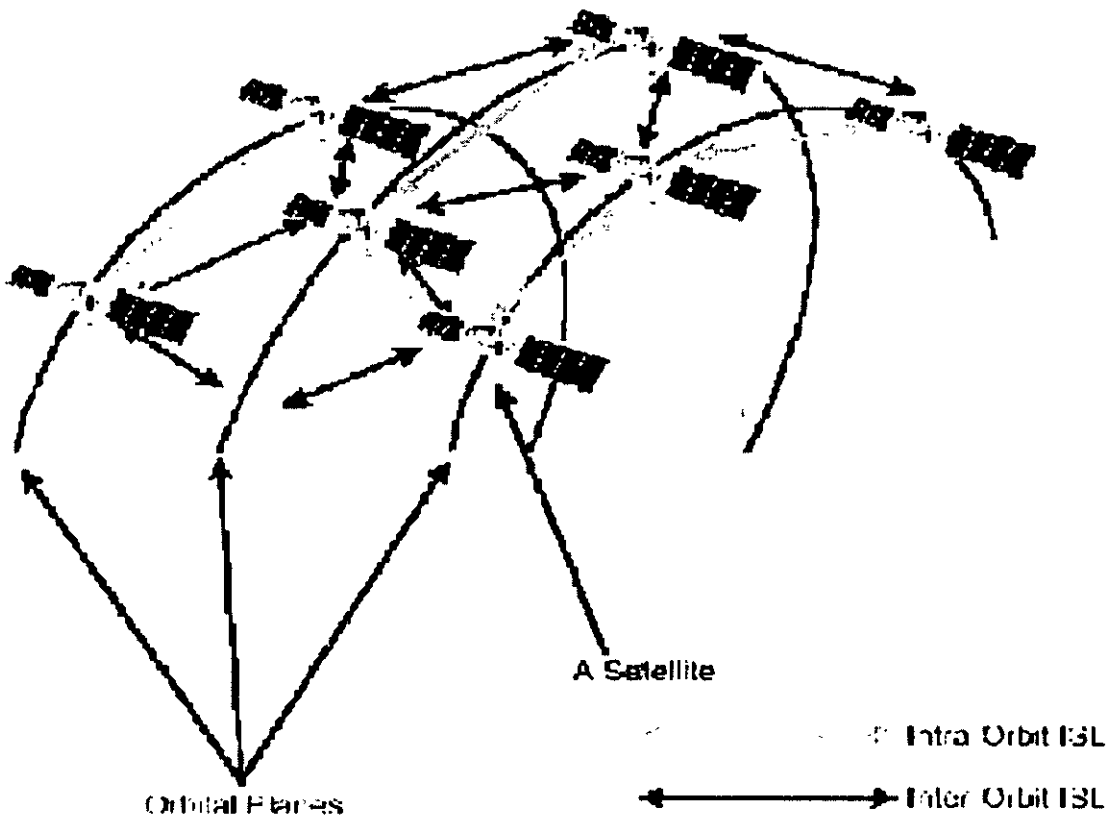
Footprint of satellites

Inserted cells within footprints

# METODOS DE ACCESO MULTIPLE



# ENLACES INTERSATELITALES



# REGLAMENTACION INTERNACIONAL

- Organismos de reglamentación involucrados:
  - ITU (International Telecommunications Union)
  - FCC (Federal Communications Commission)
- WARC-92
- Tercer Coloquio de la UIT sobre reglamentación, 1994
- WRC-95
- FMPT para GMPCS en Ginebra, 1996
- MoU de GMPCS, 1997
- WRC-97
- IMT-2000

# ATRIBUCION DEL ESPECTRO

- Enlaces de comunicación
- WARC-92
- .1610 - 1626.5 MHz
- .1970 - 2010 MHz
- .2170 - 2200 MHz
- .2483.5 - 2500 MHz
- WRC-95
- USA y Canadá
- 2010 - 2025
- 2165 - 2170
- Region 2
- 2010-2025
- Enlaces de Alimentación
- SUBIDA
- WRC-95 29.1 - 29.4 GHz
- WRC-97 29.1 - 29.5 GHz
- BAJADA
- WRC-95 19.3 - 19.6 GHz
- WRC-97 19.3 - 19.7 GHz
- Tambien se consideran la banda C (5 a 6 GHz)
- Enlaces Intersatelitales: banda Ka



# CONCESION DE LICENCIAS

- A los satélites (el segmento espacial) que permita el lanzamiento y la posterior explotación con características orbitales y de radiofrecuencia especificadas. Ello implica la asignación de las frecuencias necesarias.
- A las instalaciones de acceso, es decir, estaciones terrestres de gran capacidad ubicadas en varios países y provistas de medios de conmutación, transmisión y gestión de la red.
- Para la prestación de servicios en un país determinado por medio de satelites de un *GMPCS*.
- A los terminales de usuarios, sean éstos de bolsillo o portátiles.

# INTERCONEXION DE LA RED

## Capacidad de Interconexión e Interfuncionamiento:

- Interconexión con la red telefónica pública conmutada.
- Interconexión con las redes celulares terrestres.
- Interfuncionamiento directo con sistemas celulares terrestres, en el que la terminal GMPCS (de bolsillo o portátil) funciona en modo dual y puede llamar a través de los satélites del GMPCS o a través de la infraestructura celular terrestre cuando ésta se encuentre disponible.
- Interconexión con una red pública de datos conmutada cuando la arquitectura del GMPCS lo exija.

# REGLAMENTACION SATELITAL EN MEXICO

Octubre de 1997. Se firmó el Protocolo Concerniente a la Transmisión y Recepción de Señales de Satélites para la Prestación de Servicios Fijos por Satélite en los Estados Unidos Mexicanos y los Estados Unidos de América.

Diciembre de 1998. Se firmó el protocolo Concerniente a la Transmisión y Recepción de Señales de Satélites para la prestación de Servicios Móviles por Satélite y Enlaces de Conexión Asociados en los Estados Unidos Mexicanos y los Estados Unidos de América.

# REGLAMENTACION SATELITAL EN MEXICO

- Abril de 1998. Se otorgó a favor de Iridium de México, S.A. de C.V., una concesión para explotar los derechos de emisión y recepción de señales, y en marzo de 1999, se otorgó el título de concesión para instalar, operar y explotar una red pública de telecomunicaciones, para prestar los servicios de comunicación móvil de voz, datos, fax y radiolocalización móvil de personas a través del sistema satelital estadounidense Iridium, dentro del territorio nacional. Sin embargo, y ya prestando servicio en el territorio nacional, en marzo del 2000, Iridium se declaró en quiebra y suspendió la prestación de sus servicios.

# REGLAMENTACION SATELITAL EN MEXICO

- Septiembre de 1998. Se otorgó a Orbcomm de México, S.A. de C.V., concesión para explotar los derechos de emisión y recepción de señales. En abril de 1999, se otorgó concesión para instalar una red pública de telecomunicaciones necesaria para prestar el servicio de transmisión de paquetes de datos bidireccionales a través del sistema satelital estadounidense Orbcomm, dentro del territorio nacional.

# REGLAMENTACION SATELITAL EN MEXICO

- Noviembre de 1998. Se otorgó en favor de Globalstar de México, S.A. de R.L. de C.V., una concesión para explotar los derechos de emisión y recepción de señales. En Mayo de 1999 se otorgó concesión para instalar, operar y explotar una red pública de telecomunicaciones, para prestar los servicios de comunicación móvil de voz, datos, fax y radiolocalización móvil de personas a través del sistema satelital estadounidense Globalstar, dentro del territorio nacional.

# SITUACION ACTUAL

Los principales problemas que presentan los países en desarrollo son:

- La mayor parte de la población vive en poblados no urbanos dispersos a través de grandes áreas rurales.
- En éstas áreas rurales, puede no contarse con infraestructura colateral como caminos, tendido eléctrico o materiales (para construcción, operación o mantenimiento), ni con personal entrenado para la operación y mantenimiento de la infraestructura de las redes de telecomunicaciones.
- Los costos de instalación son elevados, tanto para par de cobre como para acceso inalámbrico.

# BENEFICIOS DE LOS GMPCS EN LOS PAISES EN DESARROLLO

- Algunos de estos sistemas están disponibles actualmente y los restantes lo estarán dentro de poco tiempo, al contrario de las redes celulares y cableadas, las cuales tomaran décadas y billones de dolares en tener la infraestructura requerida.
- Los sistemas GMPCS proveen servicios consistentes y confiables.
- Los sistemas GMPCS incrementan las oportunidades de inversión en los paises en desarrollo.



# CASO DE GLOBALSTAR

Globalstar conecta llamadas desde teléfonos remotos y rurales vía sus satélites LEO hacia las gateways de los proveedores de servicio local. El operador da servicio a las comunidades remotas con:

- Unidades móviles con un costo de US\$750 cada una.
- Teléfonos fijos y teléfonos públicos ambos con un costo desde \$1000 hasta \$2500 dependiendo de la capacidad y del número de unidades compartidas por antena fija.

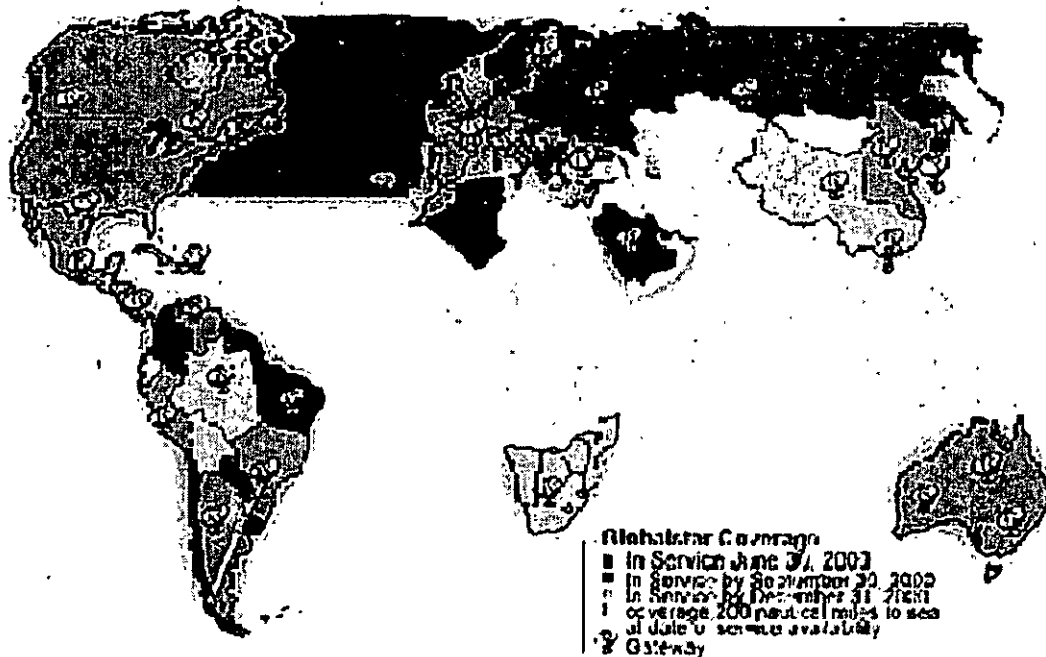
# FACTORES DE EXITO O FRACASO

- Disponibilidad de terminales
- Calidad del servicio
- Tarifas
- Competencia
- Orientación del mercado
- Cumplimiento de expectativas iniciales

# SITUACION ACTUAL DE LOS GMPCSs

- Iridium
- ICO
- Orbcomm
- Globalstar

# COBERTURA DE GLOBALSTAR





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

**“Tres décadas de orgullosa excelencia” 1971 - 2001**

**CURSOS ABIERTOS**

**DIPLOMADO INTERNACIONAL EN  
TELECOMUNICACIONES**

**MODULO II: TELECOMUNICACIONES VÍA  
MICROONDAS SATELITE**

**TEMA**

**STELLITE EARTH STATIONS AND SYSTEMS**

**EXPOSITOR: ALEJANDRO REYES eSPINOZA  
PALACIO DE MINERIA  
MAYO 2001**

# 6.11

## SATELLITE EARTH STATIONS AND SYSTEMS

JAMES H. COOK, JR.  
SCIENTIFIC-ATLANTA, INC., ATLANTA, GA

### INTRODUCTION

The use of satellite technology for communications is highly developed and in widespread use throughout the world. In three decades, it has progressed from a technology of limited acceptance to one of routine provision of services, including television and radio broadcast services. This acceptance has been based on the unique characteristics of satellites placed on the geosynchronous satellite orbit. The capability of a single quasi-stationary repeater in the sky, visible to large, contiguous regions, offers unique distribution capabilities for broadcast services. Satellite communications is also particularly useful for long distance communication services, for services across oceans or difficult terrain and for point-to-multipoint services.

Satellites in the geosynchronous orbit rotate from west to east. They appear fixed in space to earth stations on the ground because they orbit in synchronism with the earth's rotation. A satellite that is closer to the earth orbits faster, one that is beyond synchronous orbit rotates slower than the earth. Compare the 90

minute orbit of the Space Shuttle, that operates roughly 150 miles above the earth, with the 28 day orbit of the moon. Satellites located in the 22,300 mile high geosynchronous orbit have direct lines of sight to almost half the earth, as shown in Figure 6.11-1, therefore geostationary satellites are in effect unmanned relay stations. Except for small regions near the North and South Poles, widely separated earth stations can be seen from a single satellite.

Communications by satellite was made possible by parallel advances in space technology and electronics. In 1945 Arthur C. Clarke, the noted British scientist and science fiction writer, proposed relay stations in geostationary orbit for satellite communications. It took until 1963 for advances in technology, in solid-state electronics and in the thrust capability of rockets, to allow the placing of a satellite into a stationary orbit.

Communication by satellite is completely different from that by long-distance radio. Long distance communication at radio frequencies is possible because the *ionosphere*, produced by bombardment of the upper atmosphere by the sun, usually acts as a mirror to

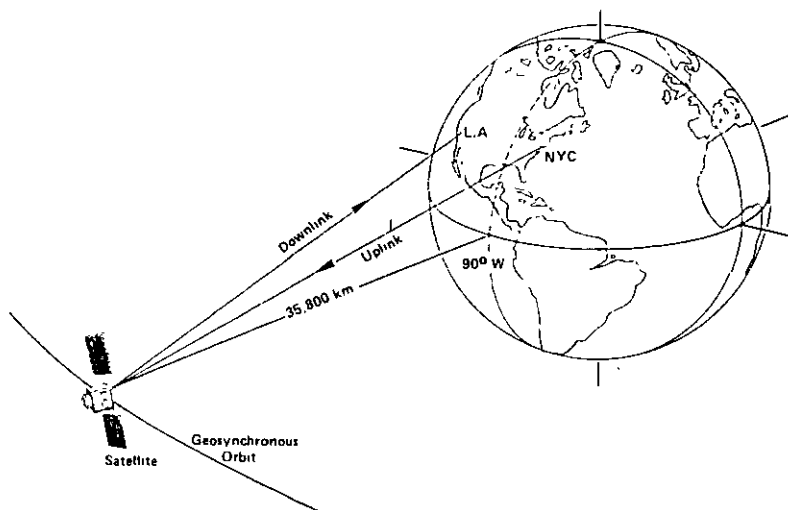


Figure 6.11-1 Satellite in geosynchronous orbit.

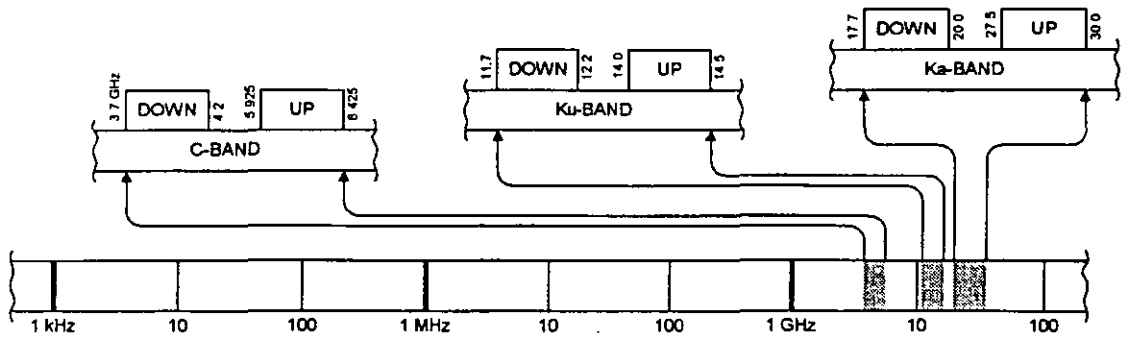


Figure 6 11-2 Frequencies in the microwave range of communications satellites

reflect certain radio waves back to earth. As the frequency increases, a critical point is reached where the ionosphere ceases to act as a reflector, letting the waves pass through into space. Of course, television signals in the frequency range above 54 MHz do not usually lend themselves to long distance transmission. Therefore, long distance transmission of television signals was accomplished by either coaxial cable or terrestrial microwave links prior to the advent of satellite communications. Transmission of radio frequency, (RF) signals through the medium of fiber optics offers another choice of television distribution today.

### Frequency

Communication satellites operate at microwave frequencies as shown in Figure 6.11-2. At microwave frequencies the ionosphere is always virtually transparent regardless of sunspot activity or time of day, permitting continuous, almost loss free transmission to and from satellites in orbit. In the United States the domestic commercial communications satellite networks operate in the fixed satellite services (FSS) frequency bands as defined by the Federal Communications Commission. Most of the domestic systems operate in either the C-band (6 and 4 GHz) or Ku-band (14 and 12 GHz) frequency ranges with C-band generally preferred because of superior propagation characteristics. The Ka-band frequencies (30 and 20 GHz) are also set aside for FSS operation and the use of these frequencies is expected to become quite prevalent in the early 2000s. The primary use in the United States to this date has been with experimental satellites (NASA Advanced Communications Technology Satellite, ACTS).

International systems provide services on a global basis (global beams) to all countries visible from a single orbit location and on a regional basis with spot beams. *Intelsat* and *Intersputnik* are examples of this type of system, using both C-band and Ku-band. The international satellite communication frequency bands are similar to the U.S. frequencies at C-band, but somewhat different at Ku-band. The frequency bands are

determined by joint negotiations by the countries of the world through the auspices of the Radio Communications Sector of the International Telecommunications Union (ITU-R). International systems have begun to use an extended C-band frequency range of 3.4 GHz to 4.2 GHz rather than the 3.7 GHz to 4.2 GHz US band as well as 11.2 GHz to 11.7 GHz for downlink transmissions.

### Satellite Stationkeeping

It was stated that the synchronous satellite appears stationary in space. Actually, a synchronous satellite is never perfectly stationary, because a number of forces including the pull of the sun and the moon perturb its orbit. If left alone, the satellite would eventually drift out of orbit. To overcome this, the position of the satellite is continuously monitored by an earth station, called a telemetry, tracking and command (TT&C) station and small jets of propellant such as hydrazine are used to keep it in position within a *station-keeping box*. The station-keeping box is typically a square  $\pm 0.1^\circ$  or less on each side and oriented with the sides parallel and perpendicular to the orbital plane. Sufficient rocket propellant must be carried on board to last for the satellites, predicted life, usually from 7 to 10 years. In the international arena, *COMSAT* has introduced a technique to extend the life of a satellite during its later years.<sup>1</sup> This technique, the *COMSAT Maneuver*, allows the satellite to drift north and south an increasing amount as the satellite approaches its end of life with excursions of several degrees by the time the rocket propellant is entirely spent. The *COMSAT Maneuver* increases the service life of the satellite by a number of years, but places the burden of tracking the satellite position on the earth station. Recently the *COMSAT Maneuver* has been used with some U.S.

<sup>1</sup> COMSAT is a publicly held satellite communications company, created by an act of Congress in 1963, and historically has represented the U.S. in the international satellite consortia *Intelsat* and *Immarsat*.

satellites at or near their end-of-life operation, resulting in significant economic benefits.

### Satellite Footprint

The transmitting and receiving antennas on the satellite are designed to cover only specific desired regions of the earth's surface. This has several purposes. It concentrates the power radiated from the satellite into the desired direction, increases the sensitivity of its receiving antennas and helps prevent interference with signals from other satellites. The part of the earth's surface covered by a satellite is called the satellite's footprint. The footprint may cover one or more relatively localized regions of the earth or almost a complete hemisphere. A typical footprint is shown in Figure 6.11-3. The footprint is, of course, not sharply defined. Signal strengths tend to peak near the center of the footprint and roll off steeply past the 3 dB contour. Global or regional beams are usually shaped such that a particular defined section of the earth's surface is illuminated by the satellite's radiated signal. For example, a United States domestic satellite would probably limit the footprint such that its neighboring countries were illuminated with minimum signals to minimize interference possibilities. This is necessary since several countries share the same portions of the orbital arc.

### Polarization

Electromagnetic waves and antennas are always *polarized* in some manner. The polarization may be linear, circular or elliptical. For the purposes of discussion elliptical polarizations will be dismissed as being non-ideal cases that are intended to be either linear or circular. Linear polarizations and circular polarizations are aligned in space as shown in Figure 6.11-4. A linearly polarized antenna receives maximum power from an incident linearly polarized wave if the *tilt*

*angles* of the wave and the antenna polarizations are aligned in space as in Figure 6.11-4(a). The wave is then said to be *co-polarized* or *polarization matched*. As the tilt angle of the wave or antenna rotates from co-polarization, the received power decreases. When the tilt angles are  $90^\circ$  apart as shown in Figure 6.11-4(b), the antenna is *cross polarized* to the wave and receives no power from it. The antenna and the wave then have *orthogonal* polarizations. A given wave can have two orthogonal polarizations which exist simultaneously and carry different information without interference. This principle, *frequency reuse*, is used to increase the "information capacity" of satellites and of the geosynchronous orbit.

*Circular polarizations* have either right hand (RHC) or left hand (LHC) senses. RHC and LHC polarizations are orthogonal. A circularly polarized satellite and a circularly polarized earth station are co-polarized if they have the same senses and are cross-polarized if they have the opposite senses. The relative tilt angles of circular polarized antennas and waves are of no consequence and are not defined. This represents an advantage of circular polarization over linear polarization since the tilt angle of the earth station does have to be adjusted for a particular satellite. On the other hand, circularly polarized antennas tend to cost more than linearly polarized antennas due to the increased complexity of the feed components. Most domestic satellites are linearly polarized while INTELSAT satellites are for the most part circularly polarized.

### SATELLITE SYSTEM CHARACTERISTICS

The design of a satellite communication system is an intricate process, involving trade offs between many variables to obtain maximum performance at a reasonable cost. The major cost and complexity trade off occurs between satellite and earth stations, or more

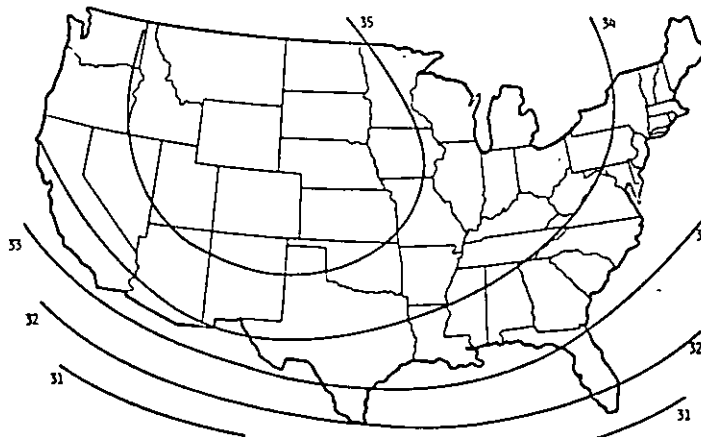


Figure 6.11-3. Satellite footprint.



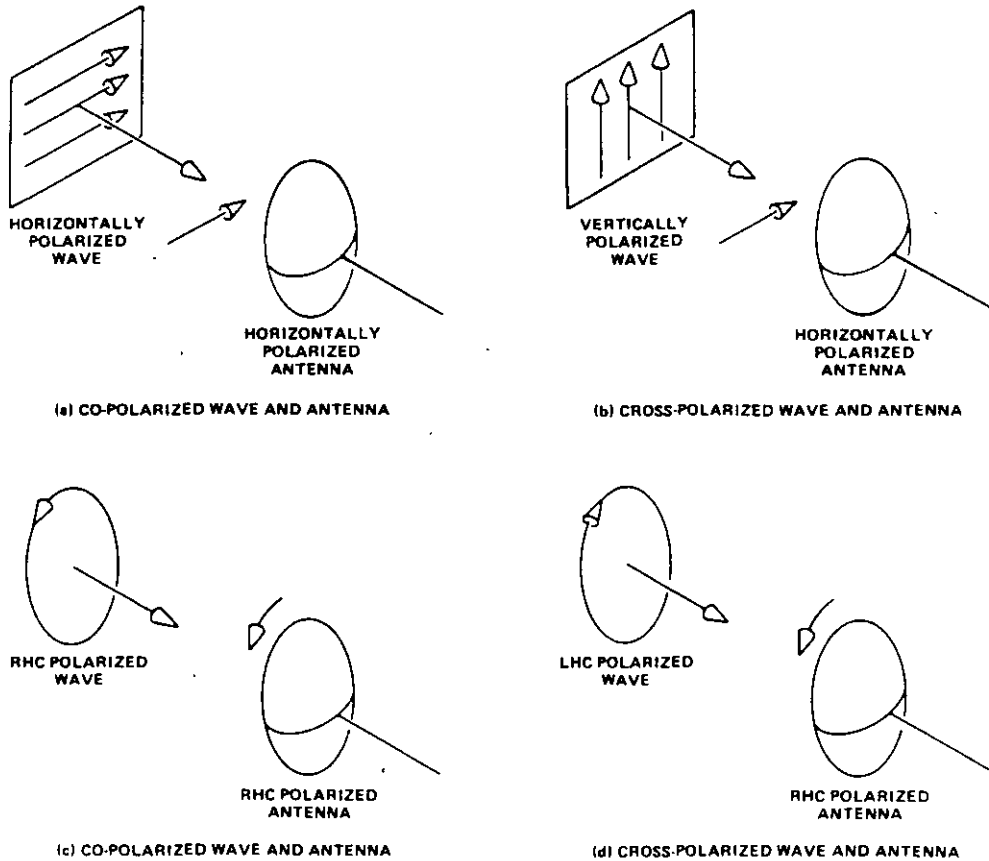


Figure 6 11-4 Linear and circular polarizations; a) co-polarized wave and antenna; b) cross-polarized wave and antenna, c) co-polarized wave and antenna; d) cross-polarized wave and antenna.

generically, between space segment and ground segment. The dominating design factors in both segments for systems using geostationary satellites are:

**Space Segment**

- Weight and size of satellite
- DC power generated on board
- Dimensions and complexity of satellite antennas

**Ground Segment**

- Allocated frequency bands
- Earth stations antenna size and RF capabilities
- Earth stations multiple access techniques

The weight of the satellite is limited by the high cost of launching a spacecraft into geostationary orbit, typically \$40,000–\$50,000 per kilogram. For a satellite of limited weight and size, a limited number of solar cells can be deployed which defines an upper limit on the dc power available for the communication tran-

sponders. The size and power limitations translate into the fact that the spacecraft has a limited RF output power, which then must be transmitted onto particular areas of the earth, (e.g., the continental United States).

Furthermore, power densities over the earth's surface are limited, depending on operating frequency bands, to allow interference free coexistence with terrestrial systems operating in the same frequencies. The result of all of this is the signals arriving from communication satellites are inherently weak, typically  $-120$  to  $-160$  dBW/m<sup>2</sup> and therefore relatively large receiving ground antennas must be utilized.

Multiple access and multiple destinations are distinctive virtues of satellite communications. The methods by which a large number of earth stations share one satellite or one transponder providing the required connectivity (multiple access techniques), also have a significant impact on system design. The multiple access can be achieved by sharing the transponder bandwidth in separate frequency slots, frequency division multiple access (FDMA), or the transponder availabil-

ity in discrete *time* slots, time division multiple access (TDMA). A third technique, code division multiple access (CDMA) or spread spectrum, shares the transponders by allowing *coded* signals to overlap in time and frequency.

A satellite communication system must be designed to meet certain minimum performance standards, within limitations of transmitted power, RF bandwidth and antenna sizes. The most important performance criterion for analog systems is the signal-to-noise ratio (SNR or S/N) in the information channel or baseband. In digital systems the performance measurement criterion is bit error rate (BER).

SNR and BER depend on a number of factors, such as the predetection (incident upon the receive antenna) carrier-to-noise-density ratio ( $C/N_0$ ) and the carrier-to-noise ratio ( $C/N$ ) in the receiver, the type of modulation and the RF and baseband bandwidths. In the following section the design and analysis of satellite communications links in terms of  $C/N_0$  will be conducted. Therefore, the carrier power received in an earth station receiver and the noise power density in the receiver need to be calculated to establish the operating link  $C/N_0$ .

Since satellites are inherently power limited, there will be invariably a modulation technique whereby a trade off of bandwidth for power will make the base-

band S/N larger than the RF C/N in analog systems and will optimize BER in digital systems.

**Satellite Transmission Modes for Television**

Analog and digital formats are both used for the transmission of television signals via satellite. FM has been the prevalent analog technique because:

- It minimizes the effects of non-linearities in the transmission channel
- It is immune to AM noise
- Power-limited systems can take advantage of the wider bandwidth to increase the C/N
- Various processing techniques can be employed to optimize video transmission (multiplexing, preemphasis and threshold extension)

The choice of the optimum modulation index  $m$ , the ratio of the FM deviation to the highest modulating frequency  $f_m$ , is critical. Bandwidth and deviation are related by  $\text{Bandwidth} = 2(m + 1)f_m$ . The spectral distribution of a FM signal as a function of  $m$  is shown in Figure 6.11-5. The selection of the optimum deviation must be based on the number of channels to be transmitted, the type of baseband signal (component or composite), the signal quality requirement, the power received and the available bandwidth. A typical value

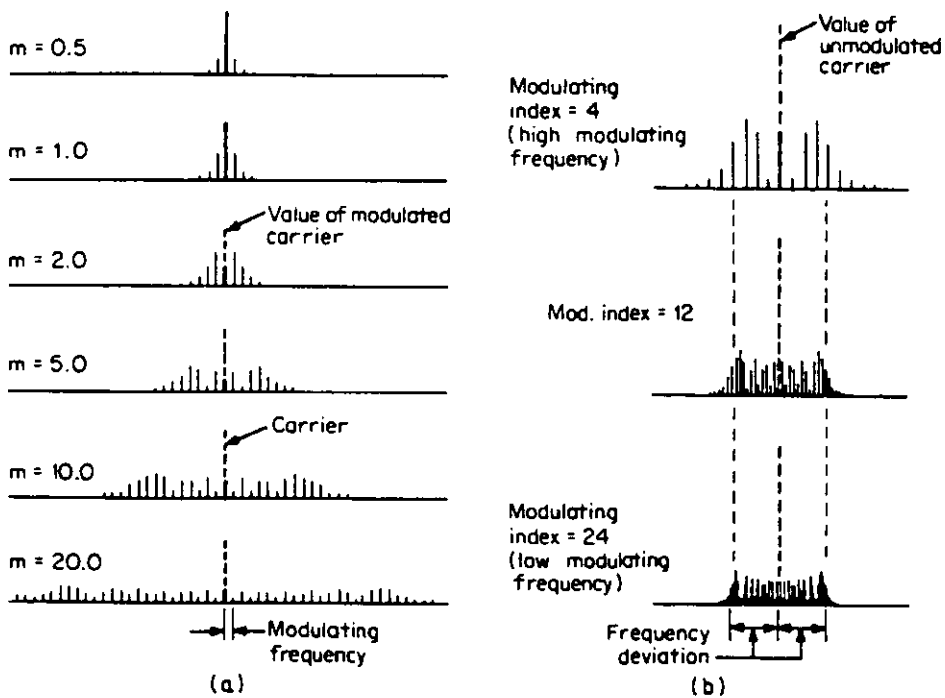


Figure 6.11-5. Spectra of frequency modulated signals a) frequency spectra with increasing frequency deviation and constant modulating frequency. b) frequency spectra with constant frequency deviation

of peak  $\Delta f$  for a C-band satellite transponder with a nominal bandwidth of 36 MHz is 10.75 MHz.

For satellite transmission, in addition to the deviation of the carrier by the signal, it is usually necessary to subject the main carrier to a low-frequency deviation. This spreads the high concentration of carrier and sideband energy over a larger range of the spectrum and permits higher satellite effective radiated power (ERP) without exceeding the FCC's limit on watts/meter<sup>2</sup>/kHz downlink power density.

Preemphasis/deemphasis is employed in FM systems for the transmission of video to compensate for the increase in thermal noise with increasing frequency. CCIR Recommendation 567 specifies a standard 75  $\mu$ sec preemphasis, for example.

A characteristic of FM is that the detected S/N for the video signal is higher than its C/N ratio. This difference is the FM improvement factor; satellite transmission takes advantage of this improvement, provided the received C/N is greater than the receiver operating threshold.

Threshold extension demodulation (TED) is a common technique used in FM receivers to reduce video impulse noise when the C/N drops below the receiver's operating threshold. Above threshold, the receiver acts like a standard discriminator, when C/N drops below threshold, TED circuitry automatically switches to a narrow bandwidth.

### Digital Transmission

Satellite systems are used for the transmission of digital information. A typical digital transmission uplink consists of a modem, upconverter and power amplifier. The modem converts digital information to and from a modulated carrier. The center frequency of the modulated carrier positions the signal within a satellite transponder. The upconverter converts the modulated-carrier to a satellite frequency and thus selects the transponder of the satellite.

The earth station component used to convert digital information to a format suitable for transmission by satellite is referred to as a modem (an acronym for modulator/demodulator). The modem accepts a digital data input signal and outputs an intermediate frequency, typically a range centered on either 70- or 140-MHz, containing the modulated digital information.

A modem for use in satellite systems is similar to modems used for telephone circuits. However, satellite modems generally operate at much higher bit rates and, in addition, contain special features specifically for satellite link use.

Transmitted digital data is first applied to the encoder section of the modem for forward error correction (FEC) encoding. This process adds redundancy to the bitstream, by appending additional bits to the original information, to provide error detection and correction capability. The signal is then scrambled using a standard algorithm to ensure random data. This ensures that the signal spectrum will be noise-like in nature, and minimize the possibility of spurious energy from transmission

The aggregate data (original data plus error correction bits) is applied to the modulator for modulation onto an IF carrier. The IF carrier is selectable, typically in the range of 50 to 90 MHz (for 70 MHz operation), or 100 to 180 MHz (for 140 MHz operation). The center frequency of the modem modulator is tuned to position the signal within the satellite transponder

A satellite digital transmission system is characterized by data interface, data rate, code rate and modulation scheme. Data rate refers to the number of bits per second transmitted by the modem. The data rate is typically front panel selectable. Typical ranges of rates are from 32 kbps to 3 Mbps selectable in increments as small as 1 bps. Modems typically support a number of data interfaces. The data interface refers to the connector and signal levels. Typical data interfaces are DS1, CEPT, EIA-422, V.35 and MIL-188/114. Code rate refers to the FEC-encoding scheme. In some modems, the code rate is selectable. The code rate configuration is referred to as m/n. "m" refers to the number of original bits per block of transmitted bits. "n" refers to the number of original bits plus error correction bits per block of transmitted bits. Thus, a code rate of 3/4 means that for every input three data bits, four data bits are transmitted. Thus a 1024 kbps modem operating with a code rate of 3/4 would transmit 1365 kbps over the satellite channel.

The modulation scheme refers to the method of indicating data bits. Two common modulation schemes employed in satellite transmission systems are binary phase shift key (BPSK) and quadrature phase shift key (QPSK). These modulation schemes generate periodic phase shifts referred to as *symbols*. The symbol rate (the number of symbols per second) and data rate determines the amount of bandwidth required in the channel.

In BPSK, two phase shifts are used to represent two unique states. For this case the symbol rate is equal to the transmission rate. The QPSK scheme uses four phase shifts, thus transmitting two bits per symbol. For QPSK, the symbol rate is equal to half the transmission rate. QPSK requires less bandwidth than BPSK, but requires increased performance from the channel.

### Advantages of Digital Television

The advantages of digital technology for television processing, including production, storage and distribution will make its use dominant in coming years. These advantages are: perfect multigeneration reproducibility, precise time and level controls, digital storage and signal processing, data compression, easy manipulation by computers and generation of multimedia content, incorporation in digital transport packets for packet switching (ATM), broadband digital communication (B-ISDN) and, error control.

The 1982 adoption of ITU-R Recommendation 601 (CCIR601), for component television and the adoption of MPEG-2 by the International Standards Organization (ISO) and the International Electrotechnic Committee (IEC) in 1993 were major milestones for the industry

The use of digital compression techniques, removing statistical redundancy (entropy coding) and taking advantage of psychophysics to remove irrelevant information (perceptual coding), allows the data rate of high quality television to be reduced by significant factors (~50) making its use very attractive in conservation of bandwidth. This technique is being used to deliver high quality television to millions of subscribers via direct broadcast satellite today.

**C-Band Satellites**

C-band was initially favored for communications satellites because of the favorable propagation characteristics at these frequencies. The specific bands in most common use are the 5925 MHz to 6425 MHz (uplink) and the 3700 MHz to 4200 MHz (downlink) band pair. U.S. domestic FSS requires the use of 36 MHz bandwidth channels placed on 40 MHz centers. A satellite using a single polarization can provide 12 such transponders, although all new satellites are mandated to be frequency reuse and provide 24 such transponders. Frequency reuse is implemented by the use of orthogonal polarizations and by staggering the microwave carriers of alternate transponders. As an example of a typical satellite, the transmit and receive frequency plans of a GE/RCA Satcom satellite are shown in Figure 6.11-6. The numbered brackets represent each channel. The bandwidth of the channel is represented by the width of the bracket. The carrier frequency, shown above the channel number, is centered on each channel. The signals of alternate transponders in the frequency plan of Figure 6.11-6 are nominally orthogonal. If they were exactly orthogonal and the associated earth stations were ideal (with respect to polarization), there would be no interference caused by the overlapping sideband energy of adjacent transponders. In practice, the polarizations of the antennas of the satellite and earth stations are not ideal. Some small amount of interference occurs, but the

combination of nearly orthogonal polarizations and the use of the staggered frequency plan provides for high quality transmission under almost all weather conditions.

**Ku-Band Satellites**

The first systems using the 14.0 GHz to 14.5 GHz (uplink) band and the 11.7 GHz to 12.2 GHz (downlink) band were launched in 1976 by Satellite Business Systems (SBS). The higher propagation loss characteristics at these frequencies require higher spacecraft equivalent isotropic radiated power (EIRP) to achieve the same transmission performance as C-band frequencies and this is obtained from the use of greater spacecraft antenna gains, readily achievable at the higher frequencies. Since the Ku-band frequencies are not shared with terrestrial systems (as is the case of C-band) the power flux density (PFD) limitation is less stringent and there is no requirement for coordination with terrestrial microwave systems. The high powers permit the use of very small earth station antennas at or near the user's premises. This results in important economic advantage for many services and makes the use of this frequency band very attractive. Even so, a good part of the higher satellite power achievable is necessary to offset the additional attenuation that is experienced at these frequencies during heavy rain conditions.

There is no mandated frequency plan for transponders in this frequency band, although typical transponder bandwidths are 36 to 72 MHz. Since the bandwidth is the same as C-band it is possible to have a similar 24 transponder, 36 MHz frequency plan with 40 MHz channel spacings when frequency reuse is utilized.

Two of the more important differences between C-band and Ku-band are the following:

- C-band FSS share frequencies with terrestrial microwave systems. This places constraints on the location

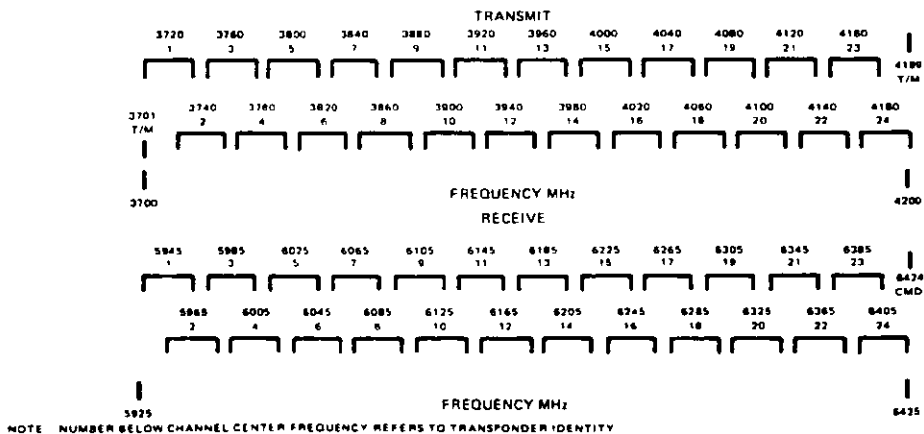


Figure 6.11-6. GE/RCA Satcom satellite frequency plans

of C-band earth stations and it limits the permissible downlink power density.

- Ku-band signals are subject to significant attenuation in heavy rainfall

The advantages and disadvantages of C-band and Ku-band, which result from these and other differences, are summarized in Table 6.11-1.

### Ka-Band Satellites

The commercial application of Ka-band satellites is only in its infancy years. The NASA ACTS experimental satellite has allowed successful demonstration of the use of the 17.5 GHz to 22.5 GHz downlink and 29.5 GHz to 34.5 GHz bands for various services. It is inevitable that these bands will be used in the future for video applications, with considerable interest in narrow casting for particular regions of the country.

In mid-1998, the FCC granted licenses to thirteen companies for 73 geosynchronous satellites which will operate in the Ka-band.

Table 6.11-1

#### Merits of C- and Ku-Band for Satellite Communications.

##### C-band Advantages

- Less susceptible to rain outages
- Established manufacturing infrastructure
- Antenna surface tolerance can be achieved by various techniques that lend themselves to low cost manufacturing

##### C-band Disadvantages

- Frequency band is congested because it is shared with terrestrial microwave, making frequency coordination a requirement
- Requires relatively large antennas because of low satellite EIRP levels and the necessity of narrow half-power beamwidth to allow two degree spaced satellites.
- Avoiding terrestrial interference can make site selection a difficult process
- The use of artificial shielding to block interference can increase total system cost
- Faraday rotation of polarization can affect system performance
- Satellite dispersal signal is required to prevent harmful interference to terrestrial stations, resulting in more stringent video receiver clamping specifications

##### Ku-band Advantages

- Frequency band is only used for satellite communication
- Smaller antennas may be used because of higher gain and higher satellite EIRP
- Easier site selection because of smaller size of antenna and lack of terrestrial interference.
- Narrower antenna beamwidth is desirable in reduced orbital spacing
- Suitable for direct-to-home application
- Lower reception equipment cost
- Flexibility in channelization plan
- Not affected by Faraday rotation
- No satellite dispersal signal disadvantages.

##### Ku-band Disadvantages

- Affected by rain attenuation and depolarization
- Narrow beamwidths of antennas may require more rigid mounts
- Reflector surface tolerance requirements restrict manufacturing techniques and increase cost
- Waveguide and coaxial transmission line losses are quite high
- Noise temperature of Low Noise Amplifiers may cause the use of large antennas to achieve desired G/T.

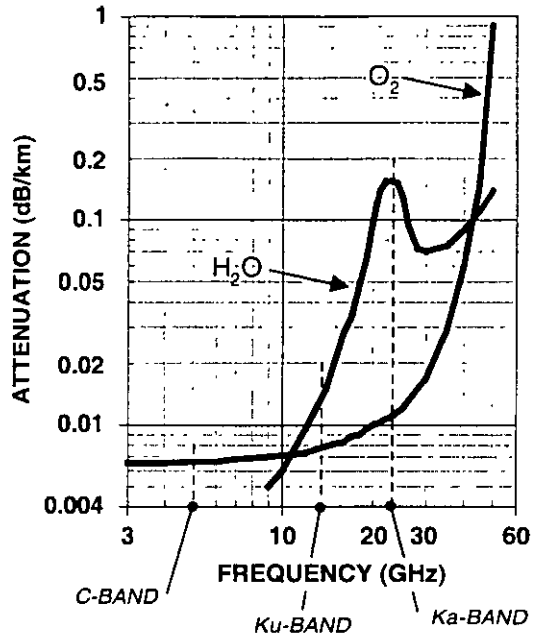


Figure 6.11-7. Signal attenuation versus frequency due to atmospheric oxygen and rainfall

The Ka-band, in the context of fixed-and mobile-satellite communications services, refers to the downlink frequency band of 17.7–20.0 GHz, and the uplink frequency band of 27.5–30.0 GHz. It is a new band in a regulatory sense, having been created in July 1996 when the FCC allocated these frequencies for this service. In early 1998, the satellite industry completed an agreement on an orbital location assignment plan for the Ka-band satellites being proposed, which was adopted by the FCC and followed by the issuance of licenses for satellite system construction and operation.

Ka-band signals suffer from greater attenuation due to the presence of rain and atmospheric oxygen, than do C-band and Ku-band services. This is illustrated in Figure 6.11-7, where the approximate center of each band is marked by a dashed line. This attenuation problem has historically made Ka-band rather unattractive for satellite communications, but scarcity of spectrum in other bands as well as advances in satellite communications technology have together brought about a change in that situation.

In addition to core satellite voice, data, and video offerings, Ka-band licensees will provide many low cost, global broadband interactive services such as:

- Desktop-to-desktop videoconferencing
- Direct-to-home video
- Distance learning and corporate training
- Internet access

- Telemedicine
- Electronic transaction processing
- Satellite news gathering

**Regulatory Issues**

Satellite communication systems are governed by the FCC in the United States and by the ITU on the international level. The governing agencies assign frequency bands of operation, satellite performance characteristics and orbit location and provide technical specifications of radiated power density and radiation gain patterns for the earth stations. The FCC is the licensing body for all transmit earth stations in the United States and licenses C-band receive only earth stations at the owner's request. The FCC Rules and Regulations, Part 25, form the basis of the applicable documents which must be followed for the planning and implementation of any FSS band satellite communication system.

The FCC amends and interprets the rules as the technology and the requirements of satellites changes through amendments, decisions and declaratory orders; therefore, it is recommended that the FCC be contacted at the time of system planning to obtain the latest rules and regulations. The FCC established precedents for the minimum diameter apertures and sidelobe gain envelopes for earth station antennas operating in the FSS bands at the beginning of these services in the early 1970s to minimize interference between terrestrial systems and satellite systems and between satellite systems. These precedents have been modified through the years as the use of satellite services has increased. The more significant recent rulings pertaining to earth station antenna performance have resulted in improved antenna radiation patterns in the close-in sidelobe region and have established maximum radiated power densities for antennas diameters less than 9 m in diameter for C-band operation and 5 m in diameter for Ku-band operation.

The FCC Rules and Regulations Part 25.209 pertaining to antenna gain envelopes is mandatory for all transmit antennas. Excerpts from this standard follow (refer to the current rules publication for the entire text):

- a) The gain of any antenna to be employed in transmission from an earth station in the fixed satellite service shall lie below the envelope defined below

1. In the plane of the geostationary satellite orbit as it appears at the particular earth station location:

$[29 - 25 \log(\theta)] \text{ dB}_i$	$1^\circ \leq \theta \leq 7^\circ$
+ 8 dB <sub>i</sub>	$7^\circ < \theta \leq 9.2^\circ$
$[32 - 25 \log(\theta)] \text{ dB}_i$	$9.2^\circ < \theta \leq 48^\circ$
- 10 dB <sub>i</sub>	$48^\circ < \theta \leq 180^\circ$

where  $\theta$  is the angle in degrees from the axis of the main lobe and dB<sub>i</sub> refers to the dB relative to an isotropic radiator. For the purposes of this section, the peak gain of an individual sidelobe may not exceed the envelope defined above for

$\theta$  between  $1^\circ$  and  $7^\circ$ . For  $\theta$  greater than  $7^\circ$ , the envelope may be exceeded by 10% of the sidelobes, but no individual sidelobe may exceed the envelope by more than 3 dB.

2. In all other directions:

Outside the main beam, the gain of the antenna shall lie below the envelope defined by:

$[32 - 25 \log(\theta)] \text{ dB}_i$	$1^\circ \leq \theta \leq 48^\circ$
- 10 dB <sub>i</sub>	$48^\circ < \theta \leq 180^\circ$

where  $\theta$  is the angle in degrees from the axis of the main beam and dB<sub>i</sub> refers to dB relative to an isotropic radiator. For the purpose of this section, the peak gain of an individual sidelobe may be reduced by averaging its peak level with the peaks of the nearest sidelobes on either side, or with the peaks of the two nearest sidelobes on either side, provide that the level of no individual sidelobe exceeds the gain envelope given above by more than 6 dB.

- b) The off-axis cross-polarization isolation of any antenna to be employed in transmission at frequencies between 5925 and 6425 MHz from an earth station to a space station in the domestic fixed-satellite service shall be defined by:

$[19 - 25 \log(\theta)] \text{ dB}_i$	$1.8^\circ < \theta \leq 7^\circ$
- 2 dB <sub>i</sub>	$7^\circ < \theta \leq 9.2^\circ$

- c) Any antenna licensed for reception of radio transmission from a space station in the fixed-satellite service shall be protected from radio interference caused by other space stations only to the degree to which harmful interference would not be expected to be caused to an earth station employing an antenna conforming to the standards defined in paragraphs a. and b. of this section.
- d) The standards specified in paragraphs a and b. of this section shall apply to all new earth station antennas initially authorized after February 15, 1985 and to all earth stations antennas after March 11, 1994.
- e) The operations of any earth station with an antenna not conforming to the standards of paragraph a. and b. of this section shall impose no limitations upon the operation, location and design of any terrestrial station, any other earth station, or any space station
- f) An earth station with an antenna not conforming to the standards of paragraphs (a) and (b) of this section will be routinely authorized after February 15, 1985 upon a finding by the Commission that unacceptable levels of interference will not be caused under conditions of uniform  $2^\circ$  orbital spacings.
- g) The antenna performance standards of small antennas operating in the 12/14 GHz band with diameters as small as 1.2 meters starts at  $1.25^\circ$  instead of  $1^\circ$  as stipulated in paragraph (a) of this section.

The FCC further acknowledged that the envelope defined above is only a reference envelope in the re-

ceive band. Receiving antennas do not have to conform to this envelope to be eligible for licensing. Facilities with performance worse than the reference envelope must, of course, be prepared to accept potentially higher interference levels. The interference levels should be calculated based on typical measured radiation patterns, site location and for a desired satellite or satellites. This analysis may result in acceptable receive-only carrier-to-interference performance for antennas meeting  $[32 - 25 \log(\theta)]$  envelope even with orbital spacings as small as  $2^\circ$ , since discrimination, that is, peak on-axis gain to sidelobe gain, is the important determining factor, not an arbitrary sidelobe gain performance envelope relative to isotropic.

**FCC License**

The FCC requires licensing of transmitting earth stations and permits licensing of receive only (RO) earth stations. It is desirable for a broadcaster to license a C-band RO earth station, since licensing protects the station from future interference from domestic microwave systems.

The FCC Rules and Regulations are ever evolving therefore it is strongly suggested that the FCC be contacted before filing to obtain the latest regulations and regulatory procedures effective at the time of the filing. For example, in December 1996, International Bureau Docket No. 95-117 *Report and Order* streamlined the Rules and Regulations for Satellite Application and Licensing Procedures. This Docket eliminated a series of previous forms that contained redundant information and simplified them into a single form, Form 312.

The application for a C-band RO terminal is filed on Form 312, Main Form and Schedule B. The earth station must conform to the provisions of Paragraph 25.131 of the FCC Rules and Regulations. The filing requirements for a transmit station use the same Form 312, Main Form and Schedule B and must include the information specified in Paragraph 25.130 of the FCC Rules and Regulations

**SYSTEM PERFORMANCE ANALYSIS TECHNIQUES**

Considering an RF link as illustrated in Figure 6.11-8 with transmit power  $P_t$  and transmit gain  $G_t$ , the effective isotropic radiated power, EIRP, for the station along the main beam of the antenna is the product  $G_t \cdot P_t$ . At a distance  $R$  meters from the transmitter, the radiated flux density,  $S$ , becomes:

$$S = (G_t P_t) \frac{1}{4\pi R^2} k_a \quad \text{Watts/m}^2 \quad [1]$$

where  $k_a$  = atmospheric attenuation factor  $< 1$ .

If an antenna with an effective area in square meters,  $A_e$ , is receiving this flux density, the received carrier level,  $C$ , at the antenna output is:

$$C = S A_e = (P_t G_t A_e) \frac{1}{4\pi R^2} k_a \quad \text{Watts} \quad [2]$$

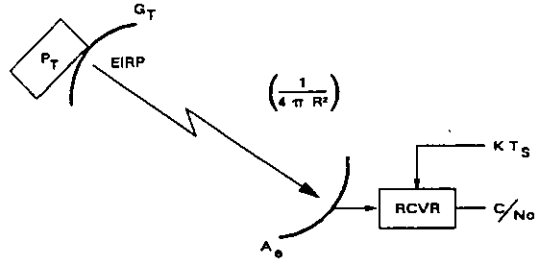


Figure 6 11-8 RF link diagram.

At the same antenna output point, the effective noise power density,  $N_n$  is given by:

$$N_n = k T_s \quad \text{Watts/Hertz} \quad [3]$$

where:  $k$  = Boltzmann's constant =  $1.38 \cdot 10^{-23}$  Joules/K or  $-228.6$  dB.

$T_s$  = System noise temperature in degrees Kelvin

We can assume the atmospheric attenuation factor to be unity with very small error (in particular for C-band and Ku-band links refer to Figure 6.11-7), therefore, the carrier-to-noise density ratio  $C/N_n$  can be expressed by:

$$\frac{C}{N_n} = (P_t G_t A_e) \frac{1}{4\pi R^2} \frac{1}{k T_s} \quad [4]$$

A fundamental relationship in antenna theory is that the gain,  $G$ , and the effective area of an antenna,  $A_e$ , are related by:

$$A_e = G \frac{\lambda^2}{4\pi} \text{ m}^2 \quad [5]$$

Substituting this relation into the expression for  $C/N_n$ ,

$$\frac{C}{N_n} = (P_t G_t G_r) (\lambda / 4\pi R)^2 \frac{1}{k T_s} \quad [6]$$

or

$$\frac{C}{N_n} = EIRP \frac{G_r}{T_s} (\lambda / 4\pi R)^2 \frac{1}{k} \quad [7]$$

The factor  $(\lambda / 4\pi R)^2$  is often inverted and defined as the spreading loss or space loss factor. This spreading loss can also be expressed as:

$$L_s = (4\pi R f / c)^2 \quad [8]$$

where:  $c$  = Speed of light =  $3 \cdot 10^{10}$  meter/second  
 $f$  = Frequency in Hertz

Link calculations are usually carried out in dB rather than directly from the above relations because of ease of working in common logarithms.  $C/N_n$  in dB can be calculated by:

$$(C/N_o) \text{ dB} = 10 \log(C/N_o)$$

$$(C/N_o) \text{ dB} = EIRP - L_r + (G/T) + 228.6 \quad [9]$$

where:  $EIRP = 10 \log(G_r P_r)$  dBW

$$L_r = 20 \log(4\pi R f/c) \text{ dB} \quad [10]$$

$$= 92.45 + 20 \log R \text{ (km)}$$

$$+ 20 \log f \text{ (GHz)}$$

$$(G/T) = 10 \log(G_r/T_s) \text{ dB/K} \quad [11]$$

Alternately,  $C/N_o$  can be expressed in terms of flux density,  $S$ , as:

$$(C/N_o) = S + (G/T) - A_r + 228.6 \text{ dBHz} \quad [12]$$

$$S = EIRP - L_r + A_r \text{ dBW/m}^2 \quad [13]$$

where  $A_r$  is the effective aperture of an isotropic radiator in dB:

$$A_r = 10 \log(4\pi/\lambda^2) \quad [14]$$

Equation (9) is a fundamental tool for characterizing space link performance. It will be utilized later when calculating overall satellite link performance.

**Earth Station Receive Figure of Merit G/T**

$G/T$  is the figure of merit of a receive system. It is primarily a function of the gain of the antenna along with the antenna noise temperature, first amplifier noise temperature and losses located between the antenna and the first amplifier. The importance of the term  $G/T$  in Equations [9] and [12] cannot be overstated. Examination of the  $C/N_o$  expression shows that for a given available transmitting power and information format (and thus bandwidth), the only available method of controlling the received signal quality that can be used by the downlink operator is through the system  $G/T$ . Note that the  $G/T$  provides a direct dB relationship with  $C/N_o$ .

Figure 6.11-9 shows a block diagram of a typical receive system. Each device in the RF path has an associated gain or loss and a noise temperature. These contributions are combined to reflect the noise power weighted by the gain distribution through the chain. The earth station  $G/T$  is given by:

$$(G/T) = G_a - 10 \log(T_s) \text{ dB/K} \quad [15]$$

where:  $G_a$  = Antenna gain referenced to LNA input (dBi)  
 $T_s$  = System noise temperature referenced to LNA input (K)

The system noise temperature,  $T_s$ , referenced to the LNA input can be calculated by adding as noise powers the equivalent noise temperatures of all noise contributors, weighted by the net gain between the point in which that noise is added and the LNA input, that is:

$$T_s = (T_a/L_n) + T_a(L_n - 1)/L_n + T_{vswr} + T_{lna} + [(L_r - 1) + L_r(F_r - 1)] * T_i/G \quad [16]$$

where:  $T_a$  = Antenna noise temperature (K)  
 $L_n$  = Waveguide loss between antenna and LNA (linear power ratio)  
 $L_r$  = Transmission loss between LNA and receiver (line power ratio)  
 $T_a$  = Ambient temperature (K)  
 $T_i = 290 \text{ K}$   
 $T_{lna}$  = LNA noise temperature (K)  
 $T_{vswr}$  = LNA-Antenna impedance mismatch noise temp. (K)  
 $F_r$  = Receiver Noise Figure (linear power ratio)  
 $G$  = Net gain between LNA input and receiver input (linear, includes interconnect cable loss)

The antenna temperature is usually minimum at zenith, typically 15 to 25° for a low loss, C-band antenna with low wide angle sidelobes. As the elevation angle decreases, the antenna temperature increases because more of the higher level sidelobes look at the earth which has a temperature of about 290 K. A typical curve of the variation of noise temperature with elevation angle is illustrated in Figure 6.11-10. Similarly, Figures 6.11-11-a and 6.11-11-b show typical  $G/T$  system performance for different antenna diameters as a function of elevation angle for C-band and Ku-band, respectively

**Satellite Transponder**

The orbiting spacecraft provides a one hop carrier relay over a wide geographic area. In C-band systems the uplink signal is transmitted near 6 GHz, received by

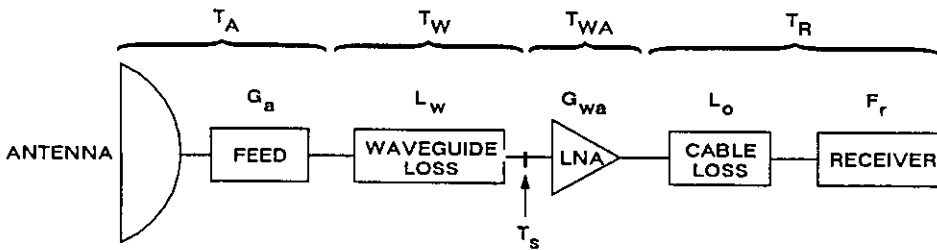


Figure 6.11-9 G/T system diagram: receive-only earth station.



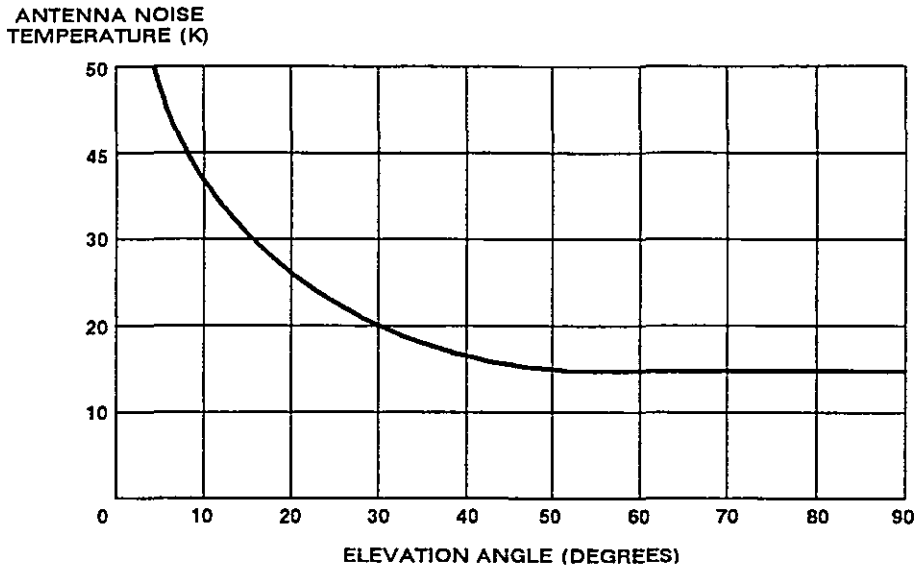


Figure 6.11-10 Typical antenna noise temperature variations with elevation angle.

the satellite, amplified, translated in frequency, filtered and retransmitted near 4 GHz. Likewise, in Ku-band systems the uplink occurs in the 14 GHz range and the downlink in the 12 GHz, and in Ka-band systems, the 30 GHz and 20 GHz ranges, respectively (see Figure 6.11-2).

Since the satellite serves as a transmit/receive station, it must be characterized by a  $G/T$  for the uplink side and by saturated EIRP for the downlink side. To couple the uplink and downlink signal strengths and as a definition of the transponder sensitivity, the uplink RF spectral flux density required at the satellite to saturate the transponder is also specified (saturation flux density or SFD). These three satellite parameters vary with geographic location. Contour maps called footprints are usually available for assessing these variations. Typical footprints for C-band and Ku-band satellites are shown in Figures 6.11-12 and 6.11-13, respectively.

Another important parameter which characterizes the transponder performance is the input/output power transfer and the intermodulation response. Both performance parameters are normally specified in terms of input back-off ( $BO_i$ ) and output back-off ( $BO_o$ ) back-off, that is, as a function of the power reduction expressed in dB with respect to saturation. Figures 6.11-14 and 6.11-15 show typical transponder response for a satellite equipped with a travelling wave tube (TWT) type power amplifier.

**Satellite Link Analysis**

With the preliminary procedures and formulations described previously, link calculations can be con-

ducted. First, the distance or slant range from the satellite to the earth station needs to be determined so that the space loss may be calculated. From orbit geometry and Equation 10 above, the space loss expressed in dB is found to be.

$$L_s = 185.05 + 10 \log[1 - 0.295 \cos(H) \cos(\Delta L)] + 20 \log f \quad [17]$$

where:  $H$  = Latitude of earth station  
 $\Delta L$  = Difference in longitude for earth station and satellite  
 $f$  = Frequency in GHz

The overall satellite link can now be calculated.

**Uplink C/N**

From equation (9), the uplink  $(C/N_o)_u$  becomes.

$$(C/N_o)_u = EIRP_u - L_u + (G/T)_s + 228.6 \quad [18]$$

or

$$(C/N_o)_u = S - A_i + (G/T)_s + 228.6 \quad [19]$$

and

$$S = SFD - BO_i \quad [20]$$

where:  $S$  = Flux density ( $\text{dBW/m}^2$ )  
 $L_u$  = Uplink space loss (dB)  
 $EIRP_u$  = Uplink EIRP (dBW)  
 $(G/T)_s$  = Satellite  $G/T$  (dB/K)  
 $A_i$  =  $21.5 + 20 \log f$  (GHz) (dB/ $\text{m}^2$ )  
 $SFD$  = Saturation flux density ( $\text{dBW/m}^2$ )  
 $BO_i$  = Transponder input Back-Off (dB)

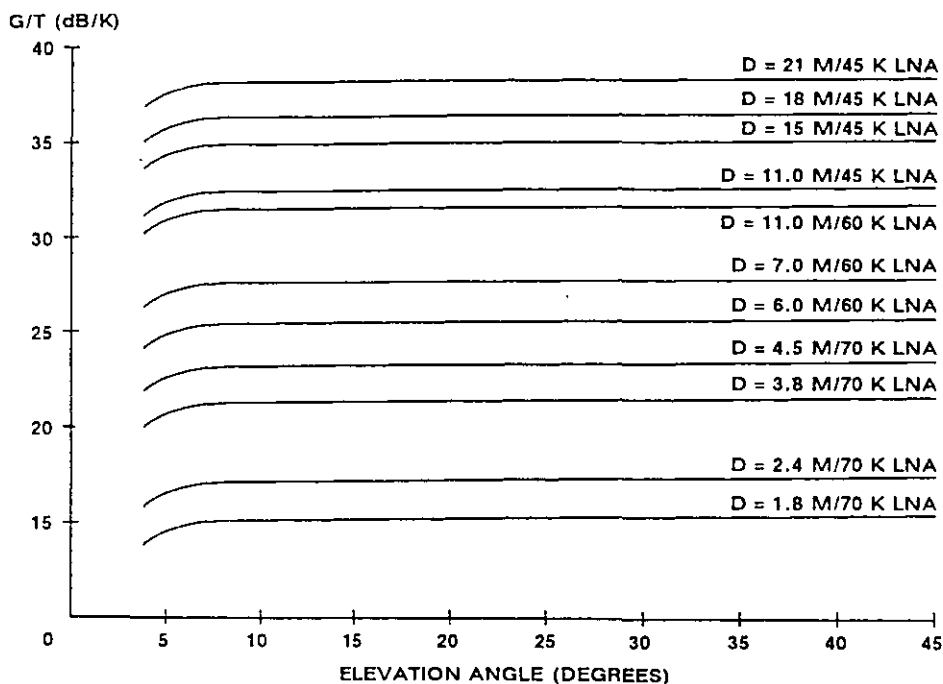


Figure 6.11-11a Typical C-band g/T system performance versus elevation angle for different commonly used antenna diameters

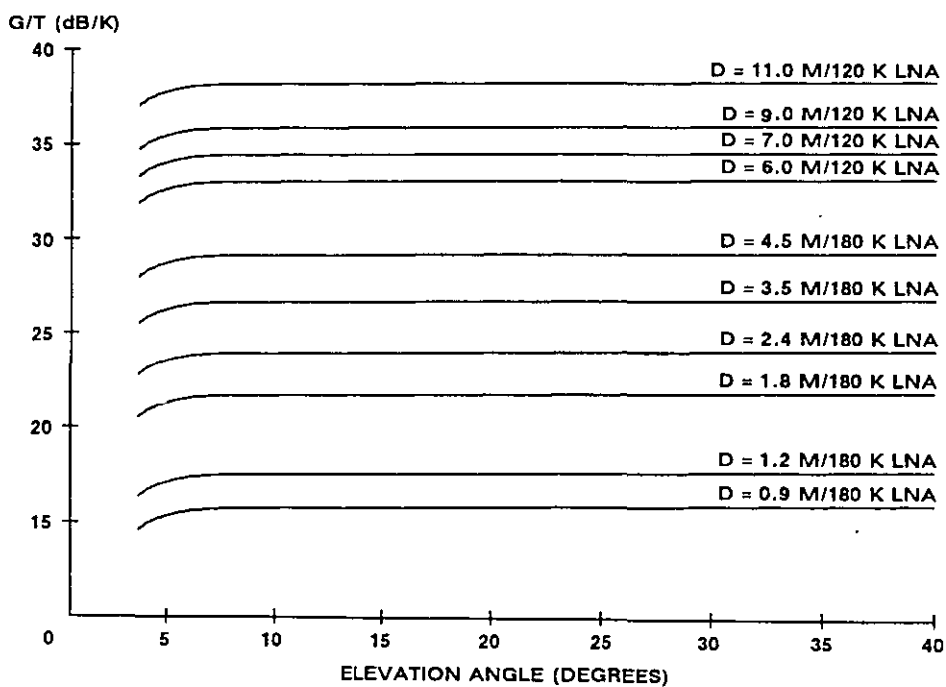


Figure 6 11-11b Typical Ku-band g/T system performance versus elevation angle for different commonly used antenna diameters

SECTION 6: TELEVISION TRANSMISSION FACILITIES

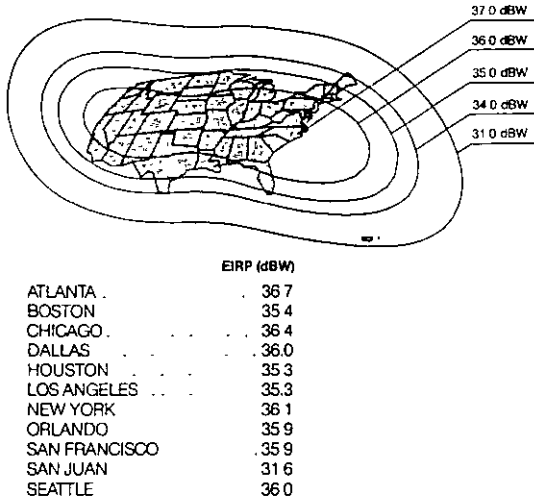


Figure 6.11-12a C-band satellite EIRP footprint.

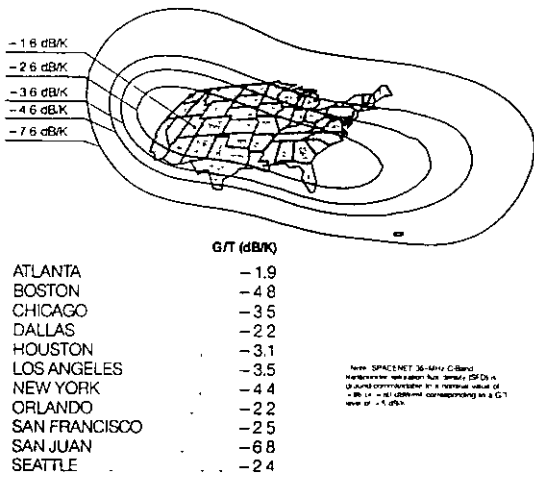


Figure 6.11-12b C-band satellite G/T footprint

Downlink C/N

Likewise the downlink  $(C/N_o)_d$  can be calculated by:

$$(C/N_o)_d = EIRP_d - L_d + (G/T)_{e_s} + 228.6 \quad [21]$$

and

$$EIRP_d = EIRP_s - BO_o \quad [22]$$

- where:  $EIRP_d$  = Downlink EIRP (dBW)
- $EIRP_s$  = Saturated EIRP (dBW)
- $L_d$  = Downlink space loss (dB)
- $(G/T)_{e_s}$  = Earth station G/T (dB/K)
- $BO_o$  = Transponder output Back-Off (dB)

It is important to note that Equations 20 and 22 are related by the non-linear power transfer function of the transponder, therefore, for transponder operation below saturation the input and output relationship needs to be resolved graphically with the aid of Figure 6.11-15 or its equivalent

Once uplink and downlink noise contributions are determined the composite link performance in terms of total carrier to noise density ratio  $(C/N_o)_t$  can be readily obtained by simple noise power addition since the uplink and downlink contributions are incoherent. This yields:

$$(C/N_o)_t = \{ (C/N_o)_u^{-1} + (C/N_o)_d^{-1} \}^{-1} \quad [23]$$

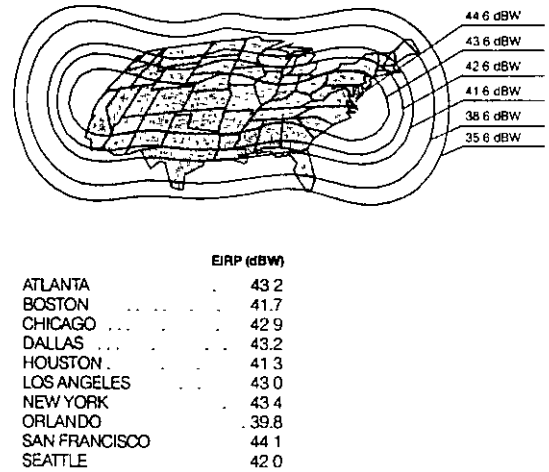


Figure 6.11-13a Ku-band satellite EIRP footprint

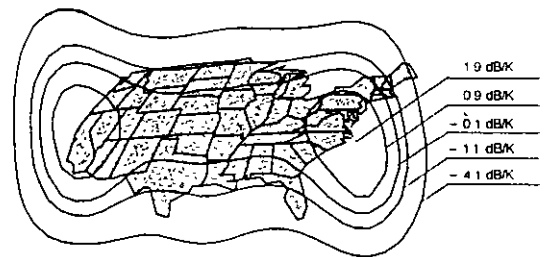


Figure 6.11-13b Ku-band satellite G/T footprint

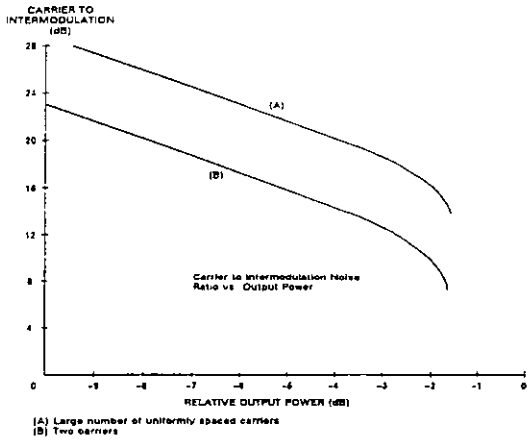


Figure 6.11-14. Output power normalized to single carrier saturation point.

This equation represents a simplified situation in that only thermal noise is added to the carriers. In actuality there are other sources of perturbations and interference; transponder non-linearity is the cause of some of the more important ones. As shown in Figure 6.11-15, operating the transponder near maximum power for better efficiency implies that compression, due to the instantaneous non-linear transfer characteristic of the amplifier relative to the signal amplitude, becomes more significant. Under this condition, when more than one frequency is amplified, interaction between the signals occurs and consequently a spectrum of spurious frequencies or intermodulation products is generated.

Particularly, the so called third order intermodulation product of the form  $(2f_i - f_j)$ , a consequence of the third order non-linearity of the transponder,

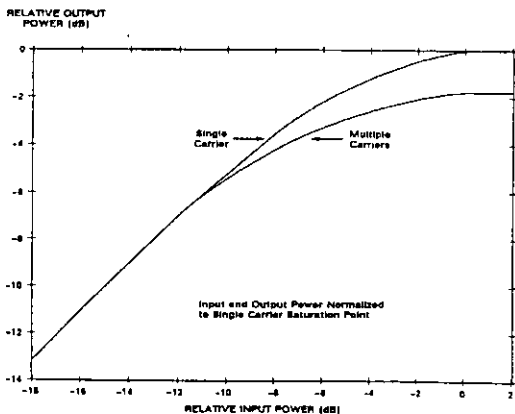


Figure 6.11-15 TWT power transfer characteristics

constitutes a significant interfering signal since it is the largest product and it falls in the same operating bandwidth of the information signal. Figure 6.11-14 shows how carrier-to-intermodulation ratio varies as a very sensitive function of the transponder operating output back-off.

**System C/N**

Figure 6.11-16 depicts a complete satellite link. Other sources of interference have been added, such as uplink interference due to off beam radiation from other earth stations and uplink cross-polarization isolation, combined, represented by the quantity  $(C/I_o)_u$ . Similarly in the downlink the quantity  $(C/I_o)_d$  represents the combined effects of downlink cross-polarization isolation and adjacent satellite interference. When all these terms are considered the total link  $(C/N_o)_l$  can be calculated by:

$$(C/N_o)_l = \{ (C/N_o)_u^{-1} + (C/I_o)_u^{-1} + (C/N_o)_d^{-1} + (C/I_o)_d^{-1} \}^{-1} \quad [24]$$

Figure 6.11-17 shows the typical interaction of the different terms in Equation 24 as a function of transponder input back-off and in the presence of thermal and intermodulation noise. The total  $(C/N_o)_l$  can be maximized by reducing the transponder input drive and adjusting the transponder gain. Backing off the TWT reduces  $(C/N_o)_u$  and also  $(C/N_o)_d$  (through the input/output relationship of the transponder), but as  $(C/N_o)_l$  increases rapidly when the input drive is reduced, an optimum value of  $(C/N_o)_l$  is obtained at a specific back-off level. Interference noise can be kept down by proper antenna design, transponder sensitivity and frequency coordination of satellite services.

**Rain Effects on System Performance**

Rain is the dominant factor in satellite propagation for frequencies above 10 GHz. Rain propagation has been studied intensively [10] since the late 1960s and only a brief discussion will be presented here. Due to the basic interaction of electromagnetic waves with water in liquid form, raindrops cause absorption, scattering and depolarization phenomena. Absorption and

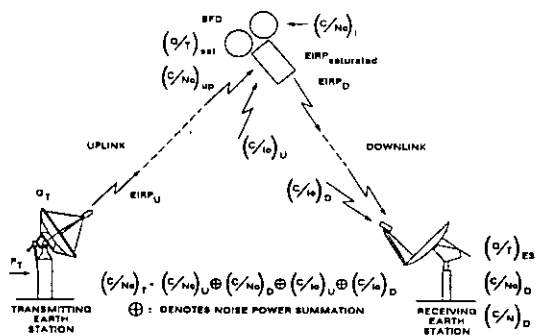


Figure 6.11-16. Satellite link model

SECTION 6: TELEVISION TRANSMISSION FACILITIES

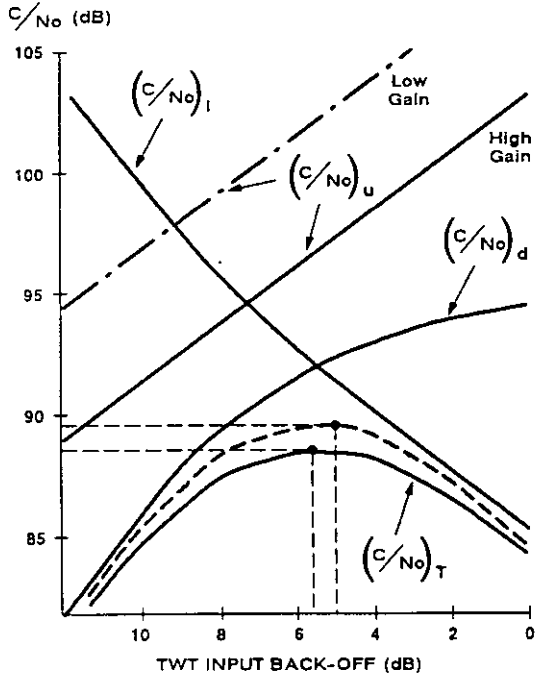


Figure 6.11-17 Optimum TWT operation.

scattering result in signal attenuation and an increase in sky noise temperature, with the consequent degradation of the received  $C/N_o$ . Depolarization has an effect on dual polarization systems and creates interference between cross-polarized signals.

**Signal Attenuation**

The amount of attenuation depends fundamentally on the rain intensity or rain rate and the signal path

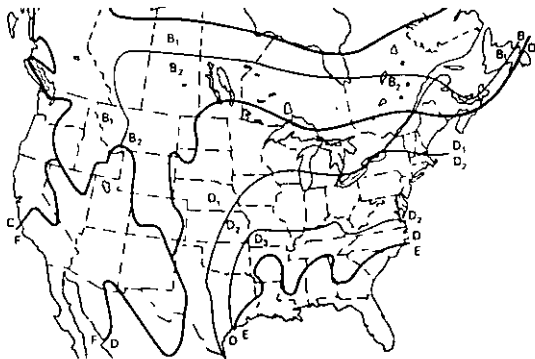


Figure 6.11-18. Rain rate climate regions for the continental United States showing the subdivision of Region D (From NASA Propagation Effects Handbook for Satellite System Design, ORI TR 1679)



Figure 6.11-19 Rain rate climate regions for Europe. (From NASA Propagation Effects Handbook for Satellite System Design, ORI TR 1679.)

length in rain. Rainfall data are available for most parts of the world; different types of climates have been defined and boundaries of their regions identified. Figures 6.11-18 through 20 show the NASA rain rate climate regions. The long term behavior of rain is described by the cumulative probability distribution or exceedance curve. This gives the percentage of time that the rain rate exceeds a given value. Table 6.11-2 gives the rain-rate distribution values versus per cent of year for the various rain climate regions of Figures 6.11-18 through Figure 21. Figures 6.11-21 (a) and (b) plot the rain rate cumulative probability distributions for the regions presented on the previous maps.

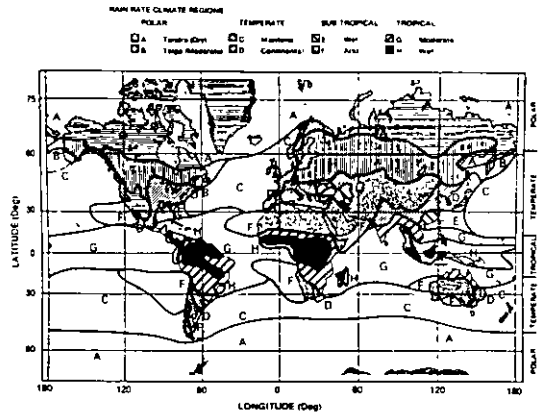


Figure 6.11-20 Global rain rate climate regions, including the ocean areas. (From NASA Propagation Effects Handbook for Satellite System Design, ORI TR 1679.)

**Table 6.11-2**  
**Point rain rate distribution values (millimeters per hour) vs. percent of the year rain rate is exceeded.**

Percent of Year	Rain Climate Region										Minutes Per Year	Hours Per Year
	A	B	C	D	D <sub>2</sub>	D <sub>1</sub>	E	F	G	H		
0.001	28.0	54.0	80.0	90.01	02.0	127.0	164.0	66.01	29.0	2512.0	5.3	0.09
0.002	24.0	40.0	62.0	72.0	86.0	107.0	144.0	51.0	109.0	220.0	10.5	0.18
0.005	19.0	26.0	41.0	50.0	64.0	81.0	117.0	34.0	85.0	178.0	26.0	0.44
0.01	15.0	19.0	28.0	37.0	49.0	63.0	98.0	23.0	67.0	147.0	53.0	0.88
0.02	12.0	14.0	18.0	27.0	35.0	48.0	77.0	14.0	51.0	115.0	105.0	1.75
0.05	8.0	9.5	11.0	16.0	22.0	31.0	52.0	8.0	33.0	77.0	263.0	4.38
0.1	6.5	6.8	7.2	11.0	15.0	22.0	35.0	5.5	22.0	51.0	526.0	8.77
0.2	4.0	4.8	4.8	7.5	9.5	14.0	21.0	3.8	14.0	31.0	1052.0	17.50
0.5	2.5	2.7	2.8	4.0	5.2	7.0	8.5	2.4	7.0	13.0	2630.0	43.80
1.0	1.7	1.8	1.9	2.2	3.0	4.0	4.0	1.7	3.7	6.4	5260.0	87.66
2.0	1.1	2	1.2	1.3	1.8	2.5	2.0	1.1	6	2.8	10520.0	175.30

Source: NASA Propagation Effects Handbook for Satellite Systems Design, ORITR 1679

The calculation of the rain attenuation involves two basic steps. The first step is to determine the rain rate in mm/hr as a function of the cumulative probability of occurrence. This probability will be defined by the grade of service or availability of the link to be pro-

vided. The second step consists of the calculation of the actual rain attenuation associated with the rain rate that was exceeded with such probability.

The attenuation per unit of length (specific attenuation),  $\lambda_r$  (dB/Km), is tied to the rain rate  $R$  (mm/hr), by the empirically derived relationship:

$$\lambda_r = a(f)R^{b(f)} \quad (\text{dB/km}) \quad [25]$$

where  $a(f)$  and  $b(f)$  are frequency dependent coefficients. For the frequency range between 8.5 and 25 GHz, Equation 25 becomes:

$$\lambda_r = 4.21 \cdot 10^{-5} f^{2.42} \cdot 1.41 \cdot f^{-0.0779} R \quad (\text{dB/km}) \quad [26]$$

The attenuation per unit length is heavily frequency dependent, Figure 6.11-22 shows frequency dependence of  $\lambda_r$  for various rain rates

Introducing the concept of equivalent path length,  $L_e(R)$ , the total rain attenuation in decibels is simply:

$$A_r = \lambda_r L_e(R) \quad (\text{dB}) \quad [27]$$

Equivalent path length is primarily determined by the height of the freezing level or  $0^\circ$  isotherm, which depends on latitude, season and rain rate, the cosecant of the elevation angle and site altitude. For latitudes within  $\pm 30^\circ$ , the freezing level is at 4.8 km. Curves of equivalent path lengths versus elevation angle and for different rain rates are shown in Figure 6.11-23.

The rain attenuation is required to be added to the satellite link as a margin to allow the specified availability under fading conditions. Figures 6.11-24(a) and (b) show typical rain attenuations versus rainfall rate in the transmit and receive Ku-bands for different elevations angles.

### Noise Contribution

In addition to the attenuation, rain also degrades the performance of a satellite link by increasing the earth station antenna noise temperature. In clear weather the antenna sees the cold background of space, but in rain it receives thermal radiation from the raindrops. The increase in antenna noise temperature due to rain,  $T_r$ , may be estimated by:

$$T_r = 280(1 - 10^{-A/10}) \quad (\text{K}) \quad [28]$$

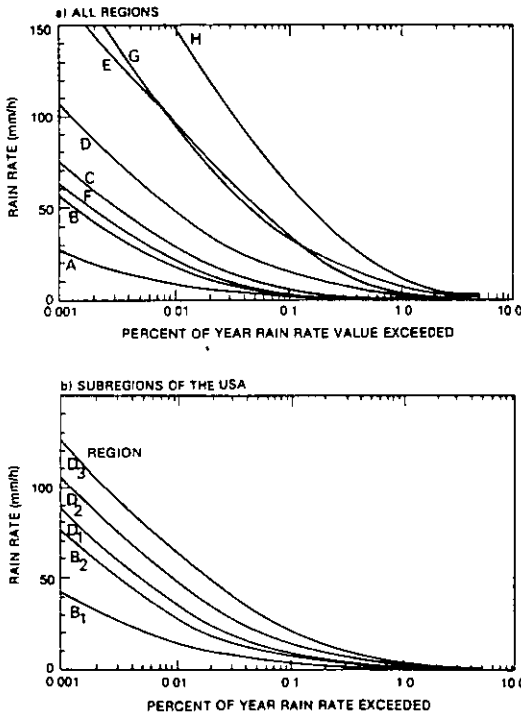


Figure 6.11-21 Rain rate cumulative probability distributions for the regions presented on the previous maps (reprinted from Louis J Ippolito, R D Kaul, and R.G Wallace, Propagation Effects Handbook for Satellite Systems Design [NASA Reference Publication 1082(03)], National Aeronautics and Space Administration, Washington, DC, June 1983. Courtesy of NASA.)

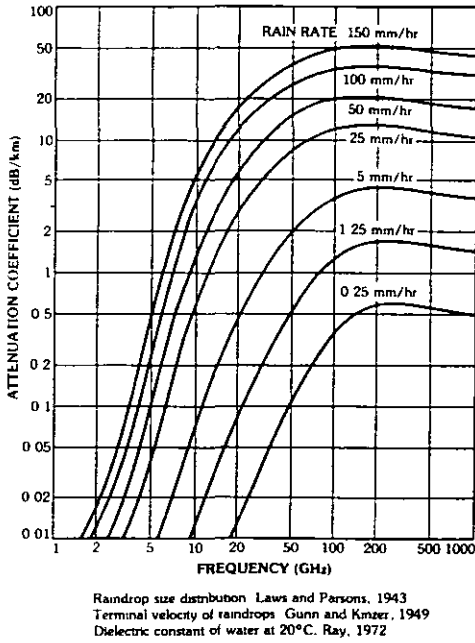


Figure 6.11-22. Attenuation per unit length versus frequency and rain rate. (From K. Miya, ed., Satellite Communications Technology Tokyo: KDD Engineering and Consulting, Inc., 1982.)

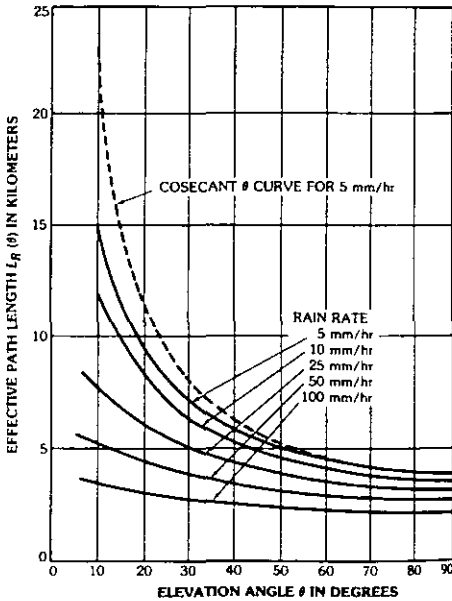


Figure 6.11-23. Equivalent path length versus rain rate and elevation angle (from K. Miya, ed., Satellite Communications Technology Tokyo: KDD Engineering and Consulting, Inc., 1982.)

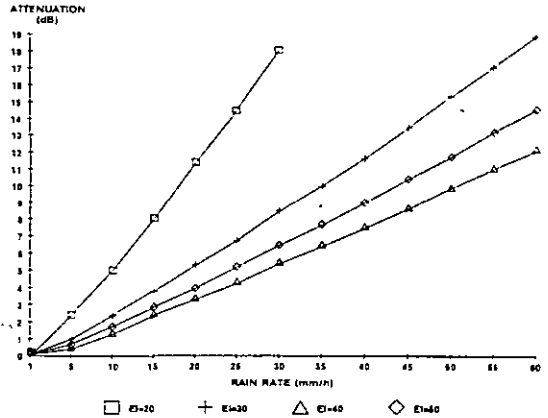


Figure 6.11-24a. Rain attenuation (11.95 GHz) 4.8 km zero-degree isotherm.

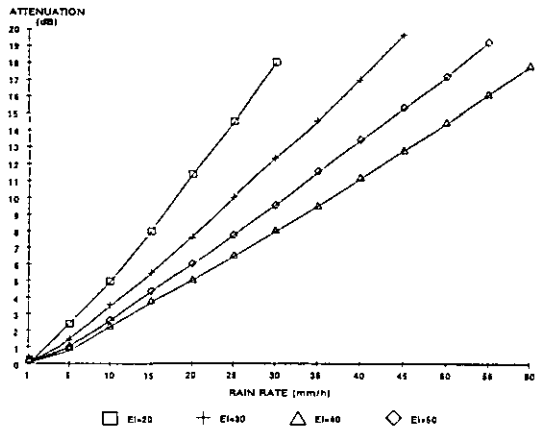


Figure 6.11-24b. Rain attenuation (14.25 GHz) 4.8 km zero-degree isotherm.

where  $A$  is the rain attenuation in decibels. Figure 6.11-25 shows the impact of the rain contribution of noise temperature on the normal clear sky  $G/T$  for different clear sky system temperatures. The  $G/T$  degradation corresponding to the rain attenuation for the stipulated link availability also must be added to the satellite downlink. This is to provide sufficient margin to compensate for the combined rain effect of signal attenuation and noise increase.

The allocations of rain fade margins in the uplink and downlink can be done independently, corresponding to specific availability requirements of the uplink or downlink and consistently with the availability requirement of the total link. The assumption is that, due to the localized nature of the rain fades, the uplink fade and downlink fade can be considered as two statistically independent processes. Therefore, total link availability can be obtained as the reciprocal of the

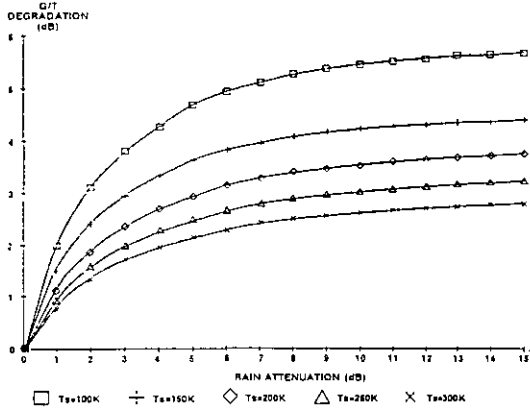


Figure 6.11-25. G/T rain degradation.

summation of the uplink and downlink outages calculated as if they occurred independently and one at a time.

**Example of System Link Calculation**

Table 6.11-3 shows a typical satellite link budget for a video uplink and downlink for Ku-band operation where a 5 dB uplink power control has been applied to mitigate the effects of rain fade in the uplink. A C-band link budget would contain similar terms but the uplink power control to mitigate the effects of rain would not be necessary.

**Baseband Performance Link Analysis**

As stated previously, the overall quality of the delivered baseband signal can be expressed in analog systems by the S/N or in digital systems by the BER. Other performance parameters such as phase and frequency

Table 6.11-3  
Link Budget for Typical Ku-band Video Satellite Link

Satellite	Spacenet-II			
Beam Type	Conus			
Type of Service	FM/Video			
Transmit/Receive Connectivity	7.0/4.5 meter			
Occupied Bandwidth per Carrier	30.0 MHz			
Available Bandwidth per Carrier	36.0 MHz			
Transponder Bandwidth	72.0 MHz			
Parameter	Values			
<b>I UPLINK NOISE</b>	Clear Sky	Uplink Fade	Downlink Fade	Units
Earth Station EIRP per Carrier	75.0	80.0	75.0	dBW
Pointing Losses	0.5	0.5	0.5	dB
Path Loss	207.0	207.0	207.0	dB
Isotropic Antenna Area	44.5	44.5	44.5	dBW/m <sup>2</sup>
Saturation Flux Density	-81.0	-81.0	-81.0	dBW/m <sup>2</sup>
Rain Attenuation	0.0	6.0	0.0	dB
G/T including Footprint Advantage	-1.1	-1.1	-1.1	dB/K
Input Back-off per Carrier	7.0	8.0	7.0	dB
Uplink Thermal C/N	20.2	19.2	20.2	dB
Co-channel Interference	27.0	24.0	27.0	dB
Off Beam Emissions Interference	26.0	25.0	26.0	dB
Total Uplink C/(N + I)	18.5	17.2	18.5	dB
<b>UPLINK AVAILABILITY</b>	99.99%			
<b>II INTERMODULATION NOISE</b>	20.0	19.0	20.0	dB
<b>III DOWNLINK NOISE</b>				
Satellite Saturation EIRP	43.0	43.0	43.0	dBW
Transponder Output Back-off/Carrier	4.5	6.5	4.5	dB
EIRP per Carrier	38.5	36.5	38.5	dBW
Path Loss	206.0	206.0	206.0	dB
Rain Attenuation	0.0	0.0	3.0	dB
Pointing Losses	0.5	0.5	0.5	dB
Earth Station G/T	29.5	29.5	29.5	dB/K
G/T Degradation	0.0	0.0	2.2	dB
Downlink Thermal C/N	15.3	13.3	10.1	dB
Co-channel Interference	27.0	25.0	19.8	dB
Total Downlink C/(N + I)	15.0	13.0	9.7	dB
<b>DOWNLINK AVAILABILITY</b>	99.85%			
<b>IV TOTAL C/(N + I) NOISE</b>				
Total C/(N + I)	12.6	10.9	8.8	dB
Occupied Bandwidth per Carrier	74.8	74.8	74.8	dB-Hz
C/(N <sub>c</sub> + I <sub>c</sub> ) Total	87.4	85.7	83.6	dB-Hz
Required C/N <sub>r</sub>	83.5	83.5	83.5	dB-Hz
Margin	3.9	2.2	0.1	dB
<b>TOTAL LINK AVAILABILITY</b>	99.75%			



linearity and intersymbol interference, can be utilized to fully characterize quality as is common in any transmission system. However, since satellites are inherently wide band repeaters, S/N and BER are the most sensitive performance factors that depend on link operational parameters.

The  $C/N_n$  versus S/N performance of different modulation schemes can be characterized by rather simple mathematical equations. The most common analog modulation technique in satellite transmission is frequency modulation (FM). Because of its simplicity and the low cost of the receivers and demodulators, FM is widely utilized in the transmission of television signals. Equation 29 allows the computation of the S/N as a function of  $C/N_n$  and modulation parameters.

$$(S/N)_n = C/N_n + 10 \log(12\Delta F^2/B_n^2) + W \quad [29]$$

or in terms of carrier-to-total-noise power ratio in a bandwidth B:

$$(S/N)_n = C/N + 10 \log(12\Delta F^2/B_n^2) + 10 \log(B/B_n) + W \quad [30]$$

where:

- $(S/N)_n$  = Weighted Signal-to-noise Ratio (dB)
- $C/N_n$  = Carrier-to-noise density ratio (dB)
- $\Delta F$  = Peak composite video deviation (MHz)
- $B$  = IF predetection noise bandwidth (MHz)
- $B_n$  = Video filter bandwidth (MHz)
- $W$  = Deemphasis and weighting improvement (dB)

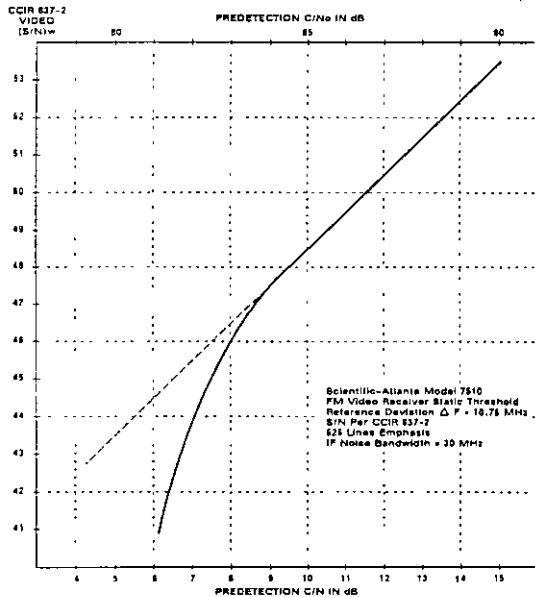


Figure 6.11-26. Signal-to-noise ratio performance of FM video demodulator vs  $C/N$  and  $C/N_n$ .

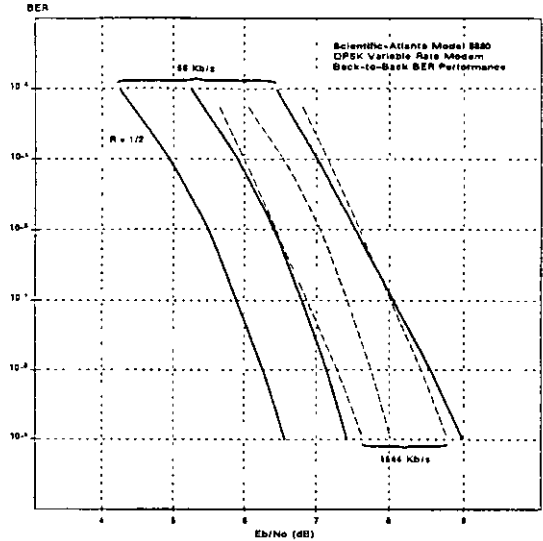


Figure 6.11-27. BER modem performance vs. bit energy over noise density ratio.

For NTSC and 30 MHz bandwidth these parameters are typically:  $\Delta F = 10.75$  MHz,  $B = 28$  MHz,  $B_n = 4.2$  MHz and  $W = 13.8$  dB. Figure 6.11-26 shows the result of Equation 29 with the previous transmission parameters at high levels of  $C/N$ . The departure from a linear relationship at low values of  $C/N$  is not predicted by Equation 29 but represents the actual performance of typical FM demodulator. This phenomenon is known as the *threshold effect*.

In digital satellite systems the most common modulation technique is phase shift keying (PSK). Variations of this technique are known as binary PSK or BPSK in the case that logic symbols zeros and ones are mapped into RF signals  $180^\circ$  apart in phase; and as Quadrature PSK or QPSK when the phases are  $90^\circ$  apart. In recent years 8PSK, using  $40^\circ$  phases, has also come into widespread use. The BER performance of these systems is evaluated as a function of the energy per bit of information transmitted ( $E_b$ ) versus noise density,  $E_b/N_n$ . Sophisticated digital coding and decoding techniques exist that, by adding error control bits to the information data stream, allow substantial improvements in BER that can translate into transmit power reductions of up to 5 dB. The ratio between the uncoded data rate and the coded one is called coding rate ( $R$ ). Figure 6.11-27 shows the performance of a typical QPSK modulator and demodulator for different data and coding rates.

### Earth Station Block Diagram

The block diagram of Figure 6.11-28 depicts an earth station capable of providing uplink services for both encrypted video and data in the vertical and hori-

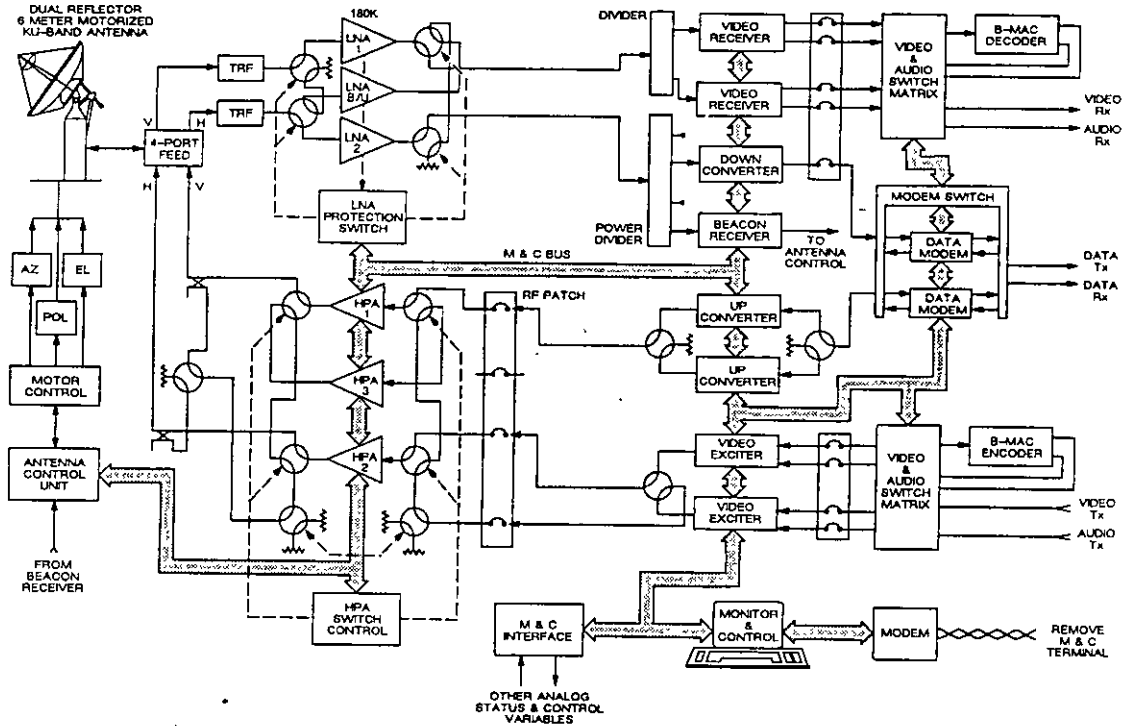


Figure 6.11-28 Encrypted video and data broadcast earth station block diagram

zontal polarizations simultaneously. All subsystems are redundant for maximum reliability. The backup video exciter and HPA are also capable of occasional video uplinks through transmit couplers in either polarization. A computer based monitor and control system, by means of a serial control bus, offers centralized operation of the complete earth station with the ability of monitoring all status and controlling all variable parameters of every subsystem from the local or remote terminals.

Figure 6.11-29 shows the block diagram of the corresponding dual polarization receive only terminal. This low cost earth station, with an L-band (950 MHz to 1450 MHz) inter-facility link (IFL) can provide simultaneous reception of encrypted video and data.

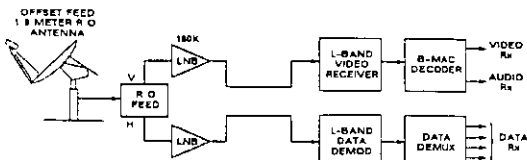


Figure 6.11-29. Receive-only earth station for encrypted video and data broadcast.

### Interference Analysis

The consideration of interference in a satellite communication system is important, not only from the standpoint of the desired satellite signal being interfered with, but also as it applies to the satellite signals generating interference into other systems. It is mandatory for a proposed satellite transmit system in the United States to submit a coordination filing that includes an interference analysis to the FCC. This analysis must show the impact of the proposed system on existing operational systems and must satisfy the allowable interference requirements of the FCC. Coordination for receive only systems is not mandatory and is only necessary when a C-band system desires interference protection from future terrestrial systems.

In August 1983, the FCC finalized a new satellite orbital assignment plan based on a frequency and polarization plan to allow satellite spacing to be reduced from the previous 4° to 2° with an interim average spacing of 2.5° at C-band. The implementation of this plan depended on several important technical achievements including:

- The adoption of a  $[29 - 25 \log(\theta)]$  dB<sub>i</sub> peak side-lobe envelope for angles off boresight between 1 and 7°
- Frequency reuse for all satellites

- Adjacent satellite, same frequency transponders being orthogonally polarized
- Homogeneity of satellite EIRP and saturation flux density characteristics for minimum spacing

**Model for Interference Analysis**

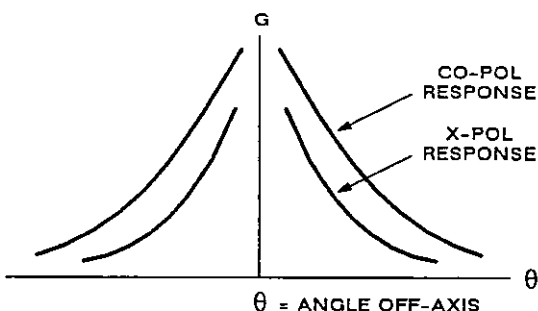
The interference analysis presented in the following sections is based on models for the antenna characteristics, the spectral characteristics for the desired and interfering carriers and assumes the final implementation of a uniform 2° spaced satellite environment about the geostationary orbital arc.

**Antenna Characteristics**

The primary characteristic of the antenna which affects the interference analysis is the angular discrimination, the gain differential between the on-axis gain and the gain of an off-axis angle for the interfering source. For this analysis, the copolarized radiation patterns of the assumed earth station antennas are characterized by the  $[29 - 25 \log(\theta)]$  dBi envelope. The cross-polarized radiation patterns are characterized by  $[19 - 25 \log(\theta)]$  dBi envelope (see Figure 6.11-30). In actuality, the antenna radiation sidelobe may fall below or above these reference envelopes by some predetermined acceptable level. Any sidelobes that are below the reference envelope and at the appropriate pointing angles of adjacent satellites would reduce the interference and, conversely, any sidelobes above the envelope pointing at adjacent satellites would increase the interference. The cross-polarization discrimination of 10 dB is assumed to apply for clear sky conditions. It should be pointed out that during periods of heavy rain, the polarization of the incoming/outgoing signals may be affected such that the full 10 dB is not realized.

**Satellite Characteristics**

The analysis that follows is based on a satellite deployment model with cofrequency transponders on adjacent satellites being cross-polarized with each other. The calculations are performed with this model



GREATER SEPARATION BETWEEN SPACECRAFT PROVIDES INCREASED DISCRIMINATION AND LOWER INTERFERENCE

Figure 6.11-30. Earth station antenna radiation characteristics

to demonstrate the expected results in a uniform satellite environment. Three cases of this model are examined:

1. A homogeneous model in which interfering and desired satellites have the same saturation flux density and radiated EIRP. (The radiation patterns yield the same signal strength at any given location on the ground.)
2. A model in which the interfering satellite EIRP exceeds the desired satellite EIRP by 2 dB.
3. A model in which the interfering satellite EIRP exceeds the desired satellite EIRP by 4 dB.

Note that the spacecraft antennas are assumed to have a minimum cross-polarization discrimination of 35 dB

EIRP is a very important consideration. Antenna and transponder characteristics are such that their initial EIRP contours on the earth's surface are not identical. Differences in the initial EIRP contours and differences in transponder aging must be considered in a practical system. An orbital spacing plan that is predicated on differential EIRPs of less than 2 dB represents an impractical burden, both on the satellite manufacturers, and on the FCC in assuring compliance with a more stringent specification. Therefore, it is suggested that the calculations for the second case (2 dB variations in EIRPs) be taken as representing a practical case.

The calculations will also be based on geosynchronous rather than topocentric angles and do not include stationkeeping inaccuracies. An average topocentric angle for the contiguous United States (CONUS) can be estimated by multiplying the geocentric angle by 1.08

**Sources of Interference**

Interference into a geostationary satellite communication system can originate from several sources, including the following:

- Adjacent satellite signals
- Internal cross-polarization signals (half transponder frequency offsets)
- Terrestrial microwave signals (does not apply for Ku-band or Ka-band)

These three are analyzed separately in the following paragraphs and then combined to determine the total interference into the system.

**Adjacent Satellite Interference**

Interference from adjacent satellites occurs in two ways: uplink interference from earth stations transmitting to adjacent satellites and downlink interference from adjacent satellite transmission into the desired earth station. The interference in both the uplink and downlink consists of many signals (23 of 24 channels for a fully loaded frequency reuse satellite), but it is primarily caused by the co-frequency channels/or transponders and the two half transponder bandwidth

offset-channels in a frequency reuse system. Figure 6 11-31 The particular interferers for the C-band example system are the following:

- a) The co-frequency, cross-polarized channel on the first adjacent satellite on each side.
- b) The two 20 MHz offset-frequency, co-polarized channels on the first adjacent satellite on either side.
- c) The co-frequency, co-polarized channel on the second adjacent satellite on either side.
- d) The two 20 MHz offset-frequency, cross-polarized channels on the second adjacent satellite on either side.

The contribution to interference from satellites at orbital positions greater than 4° from the desired satellite tends to be noise-like in that it is the result of a number of small, relatively non-coherent signals.

The equations for calculation of the adjacent satellite interference are given below:

$$(C/I)_u = (EIRP)_e - \sum_{i=1}^N \oplus \{ (EIRP)_i - [G_i - G(\theta_i)] + F_i + P_i \} \quad [31]$$

where,

- $\sum_{i=1}^N \oplus$  = Series power summation
- $(EIRP)_e$  = Earth station radiated power in dBW
- $(EIRP)_i$  = Effective radiated power of interfering earth station in dBW
- $G_i$  = Peak gain of the interfering earth station in dBi
- $G(\theta)$  = Gain of the interfering earth station in direction  $(\theta)$  in dBi
- $F_i$  = Frequency discrimination factor for  $i$ th earth station
- $P_i$  = Polarization discrimination factor for  $i$ th earth station

$$(C/I)_d = (EIRP)_{sat} + G_e - \sum_{i=1}^N \oplus \{ (EIRP)_i + G_e(\theta_i) + F_i + P_i \} \quad [32]$$

where

- $(EIRP)_{sat}$  = Effective radiated power of satellite in the direction of the receive earth station in dBW

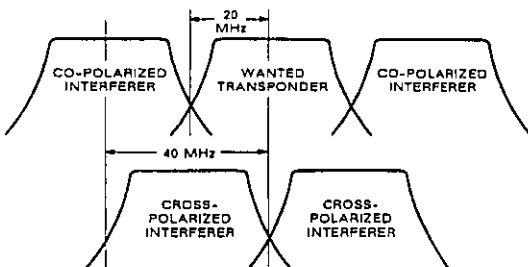


Figure 6 11-31 Frequency reuse transponder plan

- $G_e$  = Gain of the receive earth station in dBi
- $G_e(\theta)$  = Gain of the receive earth station in the direction  $\theta$ , in dBi
- $F_i$  = Frequency discrimination factor for the  $i$ th earth station
- $P_i$  = Polarization discrimination factor for the  $i$ th earth station
- $N$  = Number of transponders considered ( $N \geq 3$ )
- $M$  = Number of adjacent satellites considered ( $M \geq 4$ , typically 8, 4 on each side)

The total adjacent satellite interference is then calculated by combining the uplink and downlink contributions in a power summation manner.

$$(C/I)_{adj sat} = (C/I)_u \oplus (C/I)_d \quad [33]$$

The polarization discrimination factor in the previous equations is the system discrimination rather than that of the receive or transmit antenna alone. A well designed dual linearly polarized antenna can achieve excellent cross-polarization discrimination on or near the main beam axis (greater than 35 dB or 40 dB relative to the copolarized energy) and reasonable rejection of the cross-polarized signals in the close-in sidelobe regions. The adjacent satellite signals are received through the sidelobes of the earth station, and the  $[19 - 25 \log(\theta)]$  envelope is assumed in the analysis. This assumption, rather than being conservative, may be optimistic when one considers the interactions of the ionosphere and atmosphere on the transmitted signals (from the earth station and/or the satellites) and the polarization angle alignment between satellites. A more conservative analysis may assume a slightly reduced discrimination of perhaps  $[21 - 25 \log(\theta)]$  for the cross-polarized sidelobe energy in the off-axis regions.

The frequency discrimination factor is related to the spectra of the desired and undesired signals. This factor can range from 0 to 12 dB depending upon the interfering power from the different services. For example, the  $F_i$  term, where an FM/TV signal is interfering with a FM/TV signal occupying the same bandwidth, would be 0 dB. For a 20-MHz offset-frequency FM/TV signal, with a 36 MHz bandwidth,  $F_i$  could range from 3 to 15 dB depending on the characteristics of the video signals. It is suggested that for typical FM/TV a value 6.5 to 8.0 dB is realistic. The 8.0 dB value is suggested by the FCC, but a conservative value of 6.5 dB will be used in the example analysis.

**Internal Interference**

The internal interference in a satellite system is primarily due to the two adjacent 20-MHz offset-frequency channels. The interfering power from different services has been calculated by convolving the power spectra of the individual services. This data, taken together with the appropriate polarization discrimination term, determines the amount of interference and is given in Table 6.11-4. The polarization discrimination

**Table 6.11-4**  
**Summary of Internal Interference for TV/FM Service.**

I		Uplink Pol Disc	Downlink Pol Disc		
Satellite		35.0 dB	35.0 dB		
Ground Station		35.0	35.0		
Faraday		35.0	29.0		
Resultant		28.0 dB	26.0 dB		
II Atmospheric Effect—25° Elevation Angle					
% Time	Rain Rate	Uplink	Downlink		
99.0	0.5 in/hr	30.5 dB	33.0 dB		
99.9	1.5 in/hr	21.0	25.0		
99.99	3.0 in/hr	16.5	20.0		
III Resultant Polarization Discrimination					
% Time		Uplink	Downlink		
99.0		23.1 dB	22.8 dB		
99.9		17.8	19.5		
99.99		14.5	16.5		
IV Carrier-to-Interference TV/FM					
% Time	(XPD) <sub>1</sub>	(XPD) <sub>2</sub>	(C/I) <sub>1</sub>	(C/I) <sub>2</sub>	(C/I) <sub>3</sub>
99.0	23.1	22.8	27.1	26.56	23.81
99.9	17.8	19.5	21.2	21.26	18.22
99.99	14.5	16.5	18.6	17.96	15.26

term, is dependent on the climatic conditions which are dealt with in Table 6.11-4 by a percent of time condition.

**Terrestrial Interference**

Terrestrial microwave carriers are centered on frequencies offset by 10-MHz from the satellite carriers. To analyze the effects of terrestrial carriers on the FM/TV system, it is necessary to determine the power level of the interfering signal and the spillover of the terrestrial carrier spectra into the passband of the receiver. The first factor involves site details, such as angular discrimination and distance to the interfering transmitter. The second factor can be computed from the spectral distribution projected for the terrestrial carrier and the filter characteristic of the receiver. For the purpose of this analysis, it is assumed the C/I due to terrestrial microwave is 25 dB.

**Interference Analysis for FM/TV Service**

The interference for the FM/TV service is based on the following parameters:

Parameter	Specification
Transponder EIRP	34 dBW
Antenna Size (diameter)	
Transmit	10 m
Receive	3 m, 4.5 m 7 m, or 10 m
Uplink IRP	80 dBW
Transmit Power	4.5 kW

Each of the antennas listed previously is presently used in FM/TV systems. Many are licensed and regulated and therefore protected from interference in certain respects. Many receive only earth stations are unli-

censed and therefore not protected. The result of the analyses is presented in Figures 6.11-32 through 6.11-35. Each figure includes three cases of desired signal EIRP relative to the interfering signal EIRP and the effect of variable terrestrial interference is shown.

**Sun Transits and Eclipses**

Communication satellite systems experience predictable service interruptions involving the sun. A sun transit outage occurs when the pointing angles from a receiving earth station to a satellite and to the sun so nearly coincide that the additional noise power presented by the sun renders transmission unusable. A solar eclipse occurs when the earth shadows the sun from the satellite. The eclipse event is not as serious as the sun transit event since the satellite has battery backup systems to augment the solar primary power.

Daily sun transits of all geostationary satellites serving an earth station occur during one week in the spring and again in the fall. The exact dates depend primarily upon the latitude of the receiving earth station. The geometry and duration associated with a sun transit are controlled by the off-axis gain of the earth station antenna, the receiving system noise temperature, the solar noise power profile and the minimum acceptable

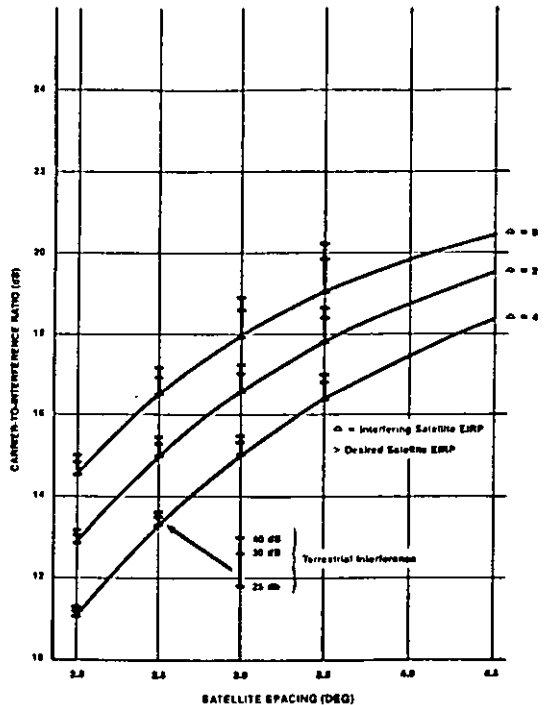


Figure 6.11-32. Carrier-to-interference ratio vs satellite spacing for a 10-meter uplink and a 3-meter downlink. FX = 65 dB, PX = 10 dB, Co-Pol 29-25 Log  $\theta$  envelope and adjacent satellite polarization interleaving.

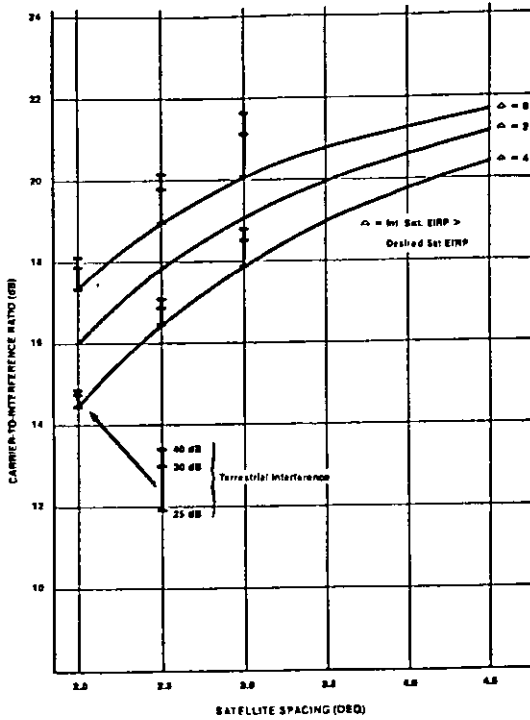


Figure 6-11-33. Carrier-to-interference ratio vs satellite spacing for a 10-meter uplink and a 4.5-meter downlink. FX = 6.5 dB, PX = 10 dB Co-Pol 29-25 Log  $\theta$  envelope and adjacent satellite polarization interleaving

S/N ratio. In late February or early March, short daily outages affect earth station systems situated near the United States-Canadian border. Two or three days later these systems experience maximum outages lasting five minutes or more, depending upon transmission parameters and permissible S/N. Outages at these earth station locations end after an additional two to three days and the sun transit outage paths progress southward at a rate of about 3° latitude per day. All outages affecting United States earth station antenna systems above north latitude 26° cease prior to mid-March. Conversely, in the fall the daily outages progress from south to north, affecting southern United States earth stations beginning October 1 and ending in the north about mid-October

Eclipses of geostationary satellites can be expected for a total of about 90 evenings per year in the spring and fall. Eclipses occur near apparent midnight of the time zone at each satellite's longitude, beginning in late February or early March and ending mid-April. Fall events begin about September 1 and end mid-October. Eclipses of about 70 minutes duration occur on the dates of the spring and fall equinoxes. Communication satellites are provided with batteries to prevent

circuit outages and to maintain pointing, attitude control, stationkeeping, telemetry and command capabilities during eclipses.

### EQUIPMENT CHARACTERISTICS

An earth station system is made up of four major subsystems: the antenna subsystem, the transmitting subsystem, the receiving subsystem and the monitor and control subsystem.

#### Antenna

The antenna is one of the more important component parts since it provides the means of transmitting signals to the satellite and/or collecting the signal transmitted by the satellite. The antenna must not only provide the gain necessary to allow proper transmission and reception, but also must have radiation characteristics that discriminate against unwanted signals and minimize interference into other satellite or terrestrial systems. A further function of the antenna is to provide the means of polarization discrimination of unwanted signals. The individual communication system operational parameters dictate to the antenna designer the necessary electromagnetic, structural and environmental specifications necessary for the antenna.

Antenna requirements can be grouped into several major categories: electrical or RF, control systems,

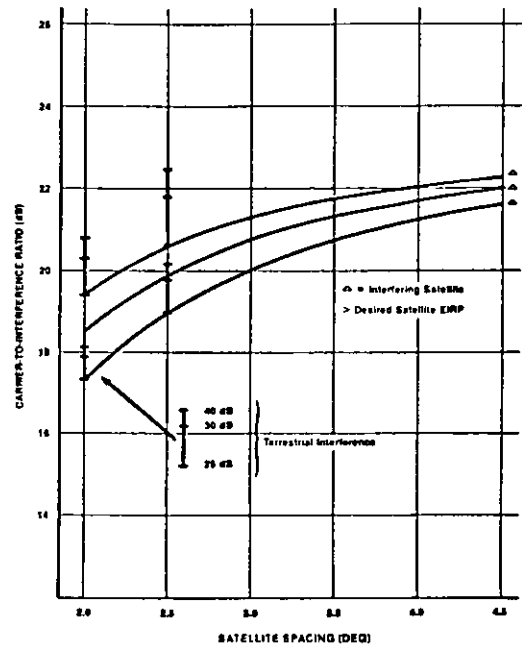


Figure 6-11-34. Carrier-to-interference ratio vs satellite spacing for a 10-meter uplink and a 7-meter downlink. FX = 6.5 dB, PX = 10 dB Co-Pol 29-25 Log  $\theta$  envelope and adjacent satellite polarization interleaving.

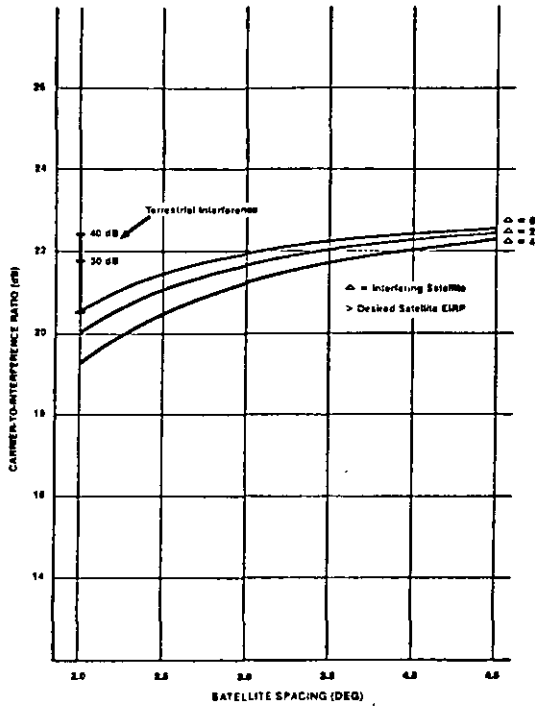


Figure 6.11-35 Carrier-to-interference ratio vs. satellite spacing for a 10-meter uplink and a 10-meter downlink.  $F_X = 6.5$  dB,  $P_X = 10$  dB Co-Pol 29-25 Log # envelope and adjacent satellite polarization interleaving.

pointing and tracking accuracies, environmental and miscellaneous requirements such as radiation hazard, primary power distribution, etc. Table 6.11-5 summarizes many of the more important parameters of an earth station antenna.

**Electrical Performance**

The primary electrical specifications of an earth station antenna are gain, noise temperature, VSWR, power rating, receive/transmit group delay, radiation pattern, polarization, axial ratio, isolation and  $G/T$ .

All of the parameters except the radiation pattern are determined by the system requirements. The radiation pattern should meet the minimum requirements set by the FCC and/or the ITU-R. Earth stations that operate in a regulated environment in the United States domestic system must meet the requirements set forth in the FCC regulations for earth station antennas pertaining to antenna aperture diameter, sidelobes, and/or radiated power density (see Part 25, paragraph 25.209 of the FCC Rules and Regulations).

The desired radiation properties to satisfy the communication system design dictate the choice of the type of antenna to be employed as an earth station. The three most important radiation properties are gain, sidelobe performance and noise temperature. Most earth station antennas are designed to maximize gain and minimize noise, thereby maximizing  $G/T$ . These two criteria have led to the predominance of reflector type antennas for earth station applications although other types of antennas such as arrays have been used.

**Types of Earth Station Antennas**

Several types of earth station antennas are now in use within the United States and abroad. These antennas can be grouped into two broad categories: *single beam antennas* and *multiple beam antennas*. A single beam earth station antenna is defined as an antenna which generates a single beam which is pointed toward a satellite by means of a positioning system. A multiple beam earth station antenna is defined as an antenna that generates multiple beams by employing a common reflector aperture with multiple feeds illuminating that aperture. The axes of the beams are determined by the location of the feeds. The individual beam identified with a feed is pointed toward a satellite by positioning the feed without moving the reflector. The dual-frequency antennas may be considered another class of antennas as they produce two coincident simultaneous beams and as such are categorized as single beam antennas.

**Single Beam Antennas**

The majority of the earth station antennas in use today are single beam antennas. Single beam antenna types used as earth stations are paraboloidal reflectors with focal point feeds (prime focus antenna), dual

Table 6.11-5  
General Considerations for Earth Station Antenna Design.

Electrical Performance	Mechanical Performance	System Considerations
Frequency (Bandwidth)	Angular Travel	Operational Function
Gain	Drive Speed and Acceleration	Local and/or Remote Operation
Noise Temperature	Pointing and Tracking Accuracies	Availability and Maintainability
Radiation Pattern	Compatibility and Environmental Conditions	Design Lifetime
Polarization	Reflector Surface Accuracy	Interface Conditions with Other Subsystems
Axial Ratio	Physical Dimensions	
VSWR	Weight	
Power handling Capability		
Port-to-port isolation		
Out-of-band Emissions		

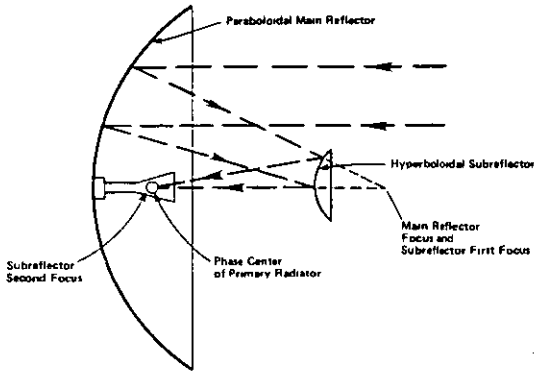


Figure 6.11-36a. Cassegrain antenna geometry.

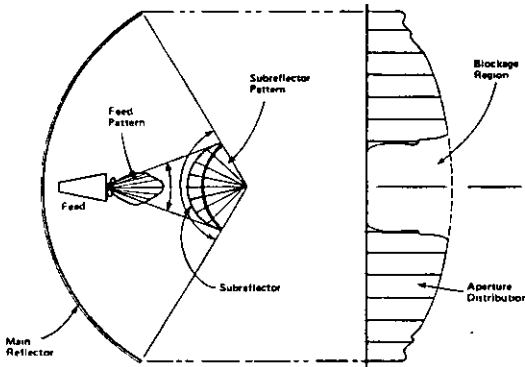


Figure 6.11-36b. Aperture distribution of a cassegrain antenna

reflector antennas such as the Cassegrain and Gregorian configurations, horn reflector antennas, offset-fed paraboloidal antennas and offset-fed, multiple reflector antennas. Each of these antenna types has its own unique characteristics and the advantages and disadvantages have to be considered when choosing them for a particular application.

**Axisymmetric Dual Reflector Antennas**

The predominant choice of most system operators has been the dual-reflector Cassegrain antenna. Cassegrain antennas can be divided into three primary types:

- The classical Cassegrain geometry employing a paraboloidal contour for the main reflector and a hyperboloidal contour for the subreflector (Figure 6.11-36). The paraboloidal reflector is a point focus device with a diameter  $D_p$  and a focal length  $f_p$ . The hyperboloidal subreflector has two foci. For proper operation, one of the two foci is the real focal point of the system and is located coincident with the phase center of the feed; the other focus, the virtual focal point, is located coincident with the focal point of the main reflector.

- A geometry consisting of a paraboloidal main reflector and special shaped, quasi-hyperboloidal subreflector. The geometry of Figure 6.11-37 is appropriate for describing this antenna. The main difference between the classical Cassegrain and this antenna is the subreflector has been designed such that the overall efficiency of the antenna has been enhanced, thereby yielding improved gain performance. This technique is especially useful with antenna diameters of approximately 30–100 wavelengths; for example, a 5 m antenna in the 6/4 GHz frequency band.
- A generalization of the Cassegrain geometry consisting of a special-shaped, quasi-paraboloidal main reflector and a shaped, quasi-hyperboloidal sub-

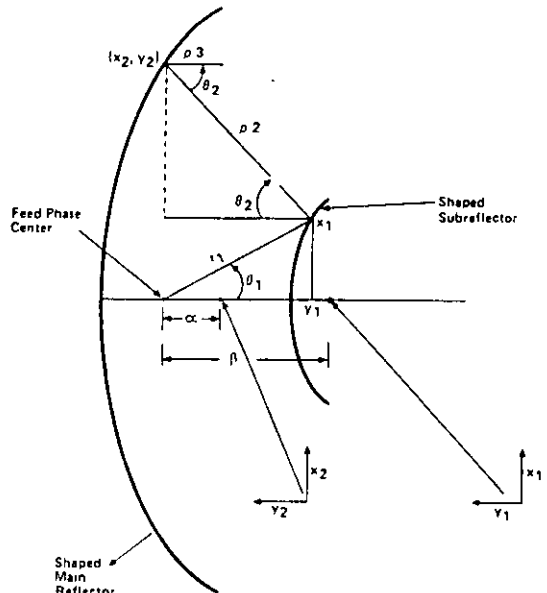


Figure 6.11-37a. Dual-shaped reflector geometry.

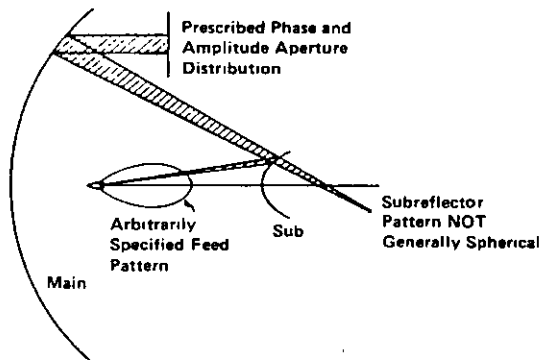


Figure 6.11-37b. Circularly symmetric dual-shaped reflectors



reflector. The subreflector is shaped to redistribute its incident energy such that the illumination of the main reflector is optimized for high gain and desired radiation pattern. The main reflector is then shaped to correct the phase of the aperture field such that it is in-phase. The feed must have a high beam efficiency and its radiation pattern should be circular symmetric. This technique allows the antenna designer to synthesize the surfaces to achieve an arbitrary aperture distribution.

The dual reflector antenna offers excellent gain performance and for aperture sizes larger than approximately 75 wavelengths the sidelobe performance can meet the FCC pattern requirements. Dual reflector designs are employed for earth station antennas for apertures as small as 50 wavelengths to as large as 500 wavelengths.

**Prime Focus Fed Paraboloidal Antennas**

The prime focus fed paraboloidal (PFFP) antenna is another of the most often employed antennas for earth stations. This type of antenna can have excellent sidelobe performance in all angular regions except the spillover region around the edge of the reflector, but even in this region the pattern requirements of the FCC can be met. This antenna configuration has a lower cost than dual reflector antennas and offers a good compromise choice between gain and sidelobes. Its basic limitations are in its location of the feed for transmit applications and for aperture sizes less than approximately 30 wavelengths, the blockage of the feed and the feed support structure raises the sidelobes with respect to the main beam such that it becomes exceedingly difficult to meet the FCC sidelobe requirements. The PFFP antenna is used for many receive only earth station antennas as well as for transmit/receive applications when only one transmit polarization is required.

**Offset-Fed Reflector Antennas**

The offset-fed reflector antenna, Figure 6.11-38, has been used primarily in small aperture antennas for VSAT applications. The offset-fed reflector antenna can employ a single main reflector or multiple reflectors, with two reflectors the more prevalent of the multiple reflector designs. The offset, front-fed reflector, consisting of a section of a paraboloidal surface, eliminates the direct aperture blockage from the feed and feed supports and minimizes diffraction scattering by removing the feed and feed support structure from direct illumination of the aperture current distribution. The sidelobe patterns of small apertures can meet the FCC and ITU-R requirements. The limitations of the offset-fed single reflector antenna are in its polarization performance, reduced cross-polarization performance off-axis for linear polarizations and beam squints in opposite directions for two orthogonal circular polarizations. The offset geometry typically means higher manufacturing cost except in the case of small, single piece reflectors such as employed in the VSAT applications.

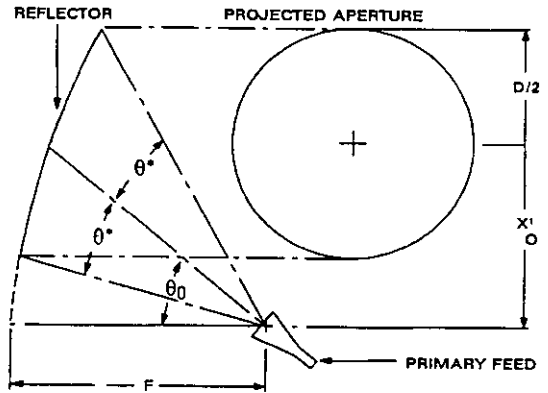


Figure 6.11-38. Single offset reflector antenna

The offset dual reflector antenna, Figure 6.11-39, can be designed to have all the desirable characteristics of an axisymmetric antenna with increased gain and lower sidelobes. The polarization problems associated with the single offset reflector design can also be compensated for with a two reflector antenna design. The only disadvantages of the offset dual reflector antenna are its high cost of manufacturing for large apertures consisting of multiple sections and the complexity of its mount geometry and its associated high cost.

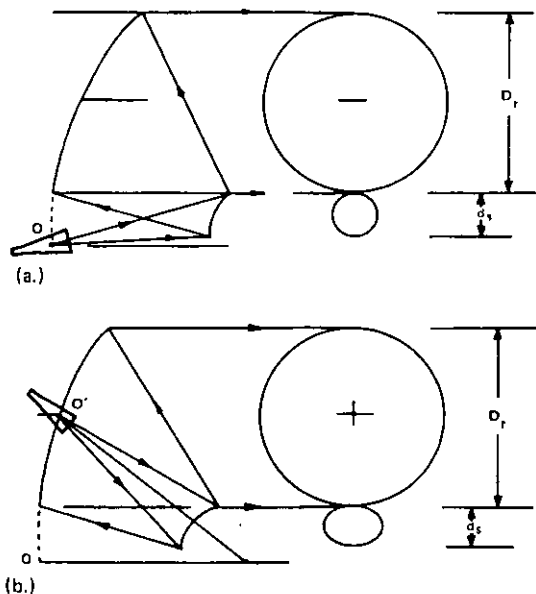


Figure 6.11-39 Offset dual-reflector geometries a) double-offset geometry, (feed phase center and paraboloidal vertex at O); b) open cassegrainian geometry (feed phase center located at O'; paraboloidal vertex, at O).

**Beam Waveguide Antennas**

The beam waveguide antenna, Figure 6.11-40, utilizes a beam waveguide transmission system to minimize the loss between a multiple reflector antenna and its feed which is located below the rotating axis of the positioning system. This configuration allows the HPA and LNA subsystems to be housed indoors and convenient for maintenance and repair. The beam waveguide design is applicable for very large apertures and is very costly to manufacture. The use of beam waveguide systems has been primarily for 30 m C-band (Intelsat) Standard "A" earth stations and for some TT&C earth stations.

**Multiple Beam Antenna**

Several multiple beam antenna (MBA) configurations, are used for earth station applications (see Figure 6.11-41). These include the spherical reflector, the torus antenna and a class of offset-fed, Cassegrain antennas. All of these configurations employ multiple feeds to generate the multiple beams. The multiple feeds must be physically small such that the individual beams may be pointed at desired satellites. When the desired satellites are spaced as close as 2° apart, the MBA antenna may not be practical. The obvious advantage of the MBA antenna is that a single antenna installation can transmit or receive signals to several satellites

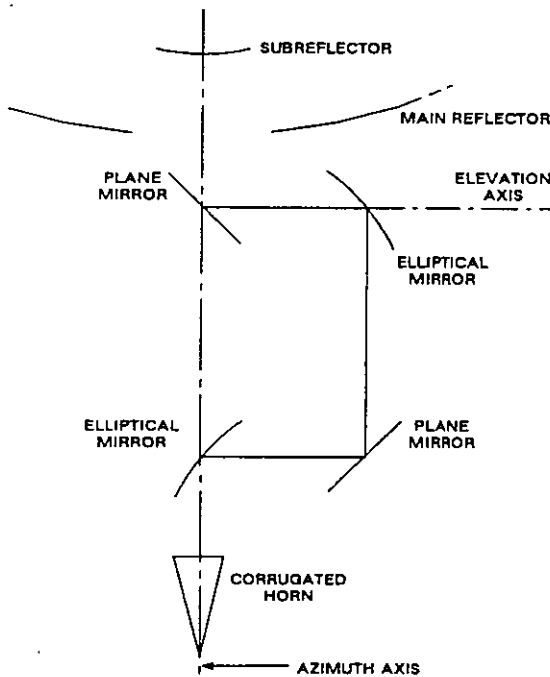
simultaneously. The disadvantages are the complexity of the feed arrangements for maintaining pointing for several satellites at the same time when the primary antenna aperture, the main reflector, remains fixed with respect to the earth's coordinates and the stringent requirements for the initial installation of the antenna system. As a result of these disadvantages the MBA antenna is not often employed as an earth station antenna.

**Reflector Feed Configurations**

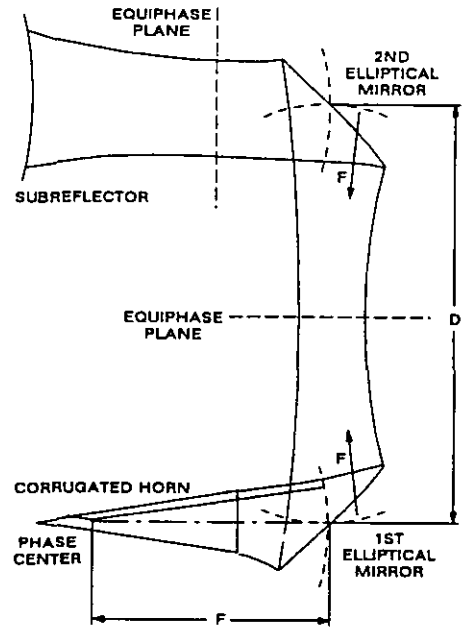
There are many different feed configurations used in earth station antennas. The feed configurations are typically classified by the number of transmit and receive ports available. The frequency bands of operation are those specified above for FSS operation in the United States or the appropriate FSS bands for international services. Note that C-band or Ku-band refers to the frequency segments for both transmit and receive bands.

The more popular feed systems are classified as follows:

**Two-Port Feed** configuration may have two orthogonally polarized receive ports or a single transmit port and a single receive port. The transmit and receive ports may be either co-polarized or cross-polarized with respect to each other. The two-port feed are available in either C-band or Ku-band.

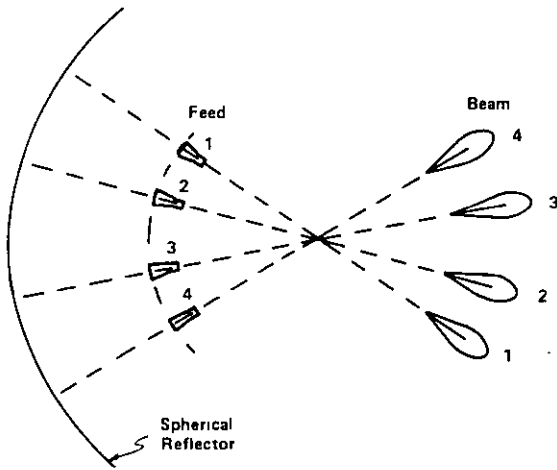


PRINCIPLE OF BEAM - WAVEGUIDE FEED

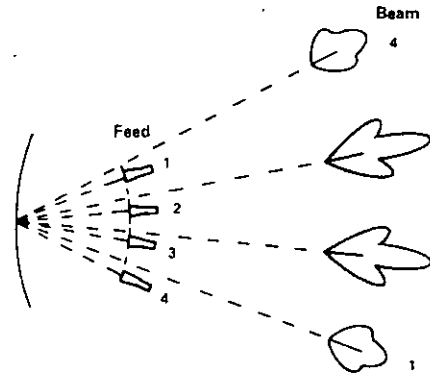


FIELD PROPAGATION THROUGH BWG

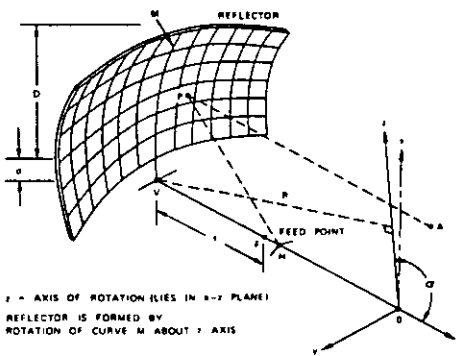
Figure 6.11-40. Beam waveguide antenna



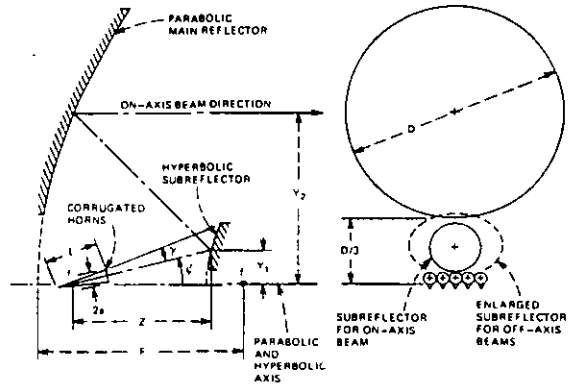
Conventional spherical multibeam antenna using extended reflector and multiple feeds



Alternative spherical multibeam antenna using minimum reflector aperture with scanned beam feeds



Torus-antenna geometry  
(Copyright 1974, COMSAT Technical Review.  
Reprinted by permission.)



Geometry of the offset-fed multibeam Cassegrain antenna.  
(Copyright, 1974, American Telephone and Telegraph Company.  
Reprinted by permission.)

Figure 6.11-41 Multiple beam configuration.

**Three-Port Feed** has two receive ports and a single transmit port. The receive ports provide for two orthogonal polarizations. The three-port feeds are available in either C-band or Ku-band.

**Four-Port Feed** provides for dual polarization capability for both the transmit and receive applications. This feed configuration is also referred to as a fre-

quency reuse feed. The four-port feed configurations are available for either C-band or Ku-band.

**Dual Band Feed** provides for the simultaneous reception of C-band signals and Ku-band signals from a hybrid satellite. The dual band feeds are typically a single aperture, that is the C-band and Ku-band radiating apertures occupy the same space and usually sacri-

rice gain and sidelobe performance to provide the dual frequency operation. This is true for the single reflector and dual reflector designs.

An alternate configuration that does not sacrifice radiation performance utilizes a dual reflector geometry where the subreflector is a frequency selective surface (fss). This configuration typically uses a prime focus C-band feed, a fss subreflector which is transparent to C-band and reflective for Ku-band and a Ku-band dual-reflector feed. The Ku-band feed may be as simple as a single-port feed to a full frequency reuse, four-port feed, whereas C-band is a prime focus, receive-only feed.

**Mechanical Performance**

The mechanical design of an earth station antenna must provide the structural integrity to accurately point the antenna beam towards the desired satellite and to maintain the pointing accuracy within the environmental conditions for the locale. Further, the mechanical design of the antenna must ensure the required tolerance of the radiating surface such that the radiation performance of the antenna is not compromised. The antenna pedestal must also provide the means to steer the antenna beam to the satellites of interest.

The location and size of an earth station antenna system (antenna, pedestal or mount, electronics and control housing) usually make it subject to local building codes. The code which is almost universally accepted is the *American Standard Building Code Requirements for Minimum Design Loads in Buildings and Other Structures, ANSI A58.1*. Paragraph 1.3 of that Standard states:

Buildings or other structures and all parts thereof, shall be designed and constructed to support safely all loads, including dead loads, without exceeding the allowable stresses (or ultimate strengths when appropriate load factors are applied) for the materials of construction in the structural members and connections. When both wind and earthquake loads are present, only that one which produces the greater stresses need be considered and both need not be assumed to act simultaneously.

The loads that must be safely supported by an earth station antenna system are the weight of the antenna and the attached equipment, the expected ice and snow load, earthquake load and the wind load. Of these, the wind load is usually the largest single contributor to the stress and deflection of the structure.

Earth station antennas have a specification that is variously called maximum wind, survival wind, or withstand wind. These terms should be considered synonymous. At the manufacturer's specified survival wind the system must be safely supported without exceeding the allowable stresses for the materials. Survival wind, as defined herein, when combined with ice and dead weight results in the *Design Load* as defined in Standard EIA-222C. In addition to survival wind, two other sets of wind conditions are usually specified, the operational wind velocity and the drive-to-stow wind velocity. The operational wind velocity is the

maximum value at which the antenna system fully meets the performance specifications. The drive-to-stow wind velocity is the maximum value the antenna may be driven through the azimuth and elevation actuators to the prescribed stow position (usually zenith).

**Positioning Systems**

There are two broad classes of positioning systems used for satellite earth station antennas. One class consists of orthogonal two-axis configurations; the other is the one-axis or single-axis configuration. The two-axis systems are characterized by the orientation of the lower most axis with respect to the earth. A two-axis system having its lower axis perpendicular to the ground is called an *elevation-over-azimuth* (see Figure 6.11-42a). One that has its lower axis parallel to the ground (see Figure 42b) is called *X-Y*. One that has its lower axis parallel to the earth's axis of rotation is called an *hour angle-declination or polar* (see Figure 6.11-42c). Each of the three positioning systems has the beam-axis or pointing direction perpendicular to the upper axis. Providing there are no physical limitations, all three types can theoretically point in any direction.

Development of single-axis antenna mounts was brought about by efforts to reduce the costs and to simplify the positioning of the antenna beam with respect to the geostationary orbit. This geometry has restricted applications due to its lack of capability to follow satellites in inclined orbits and its inherent error as the pointing transverses the geostationary arc.

The elevation-over-azimuth positioner has become the choice for most systems. Figure 6.11-43 is a graph of azimuth and elevation angles versus a particular site latitude and longitudinal difference between the satellite and the site. The horizontal and vertical rectangular coordinates are site latitude and difference longitude, respectively. The curved lines running toward and labeled at the top of the graph are the required azimuth angles (add 180° if satellite is west of site, subtract from 180° if satellite is east of site). The curved lines running toward and labeled at the left margin (down to 15°) are the required elevation angles. (The elevation lines of 10° and below are labeled at the top of the graph.) To determine the required azimuth and elevation pointing angles, find the satellite site longitudinal difference and move vertically on this line until it intersects the horizontal latitude line. At this intersection interpolate between bounding azimuth and elevation curves for the requiring angles.

The azimuth and elevation angles to a particular geostationary satellite can be calculated using the satellite longitude, Z; the site longitude, Y; the site latitude X; and the following equations:

$$C = Z - Y \text{ degrees} \quad [34]$$

$$A(\text{azimuth}) = 180 + \tan^{-1}[\tan(C)/\sin(X)] \text{ degrees} \quad [35]$$

$$E(\text{elevation}) = \tan^{-1} \left\{ \frac{\cos(C) \cdot \cos(X) - 0.15126}{[\sin^2(C) + \cos^2(C) \cdot \sin^2(X)]^{1/2}} \right\} \text{ degrees} \quad [36]$$

SECTION 6: TELEVISION TRANSMISSION FACILITIES

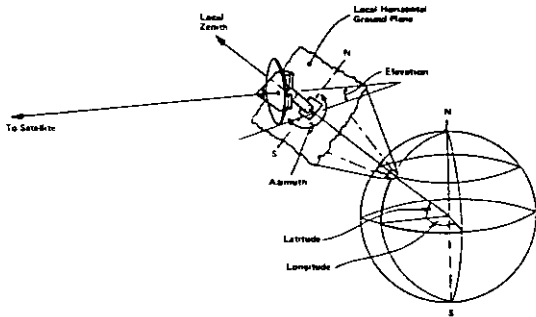


Figure 6 11-42a. Elevation-over-azimuth geometry.

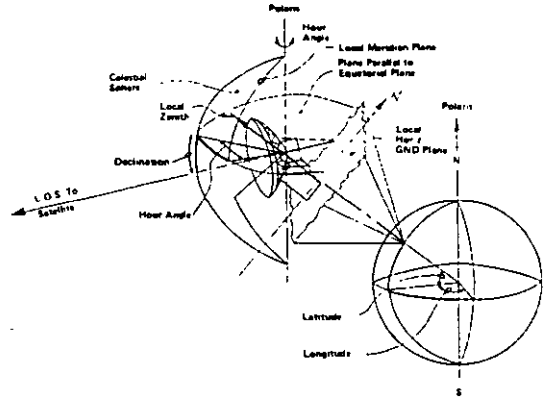


Figure 6 11-42c. Polar mount geometry.

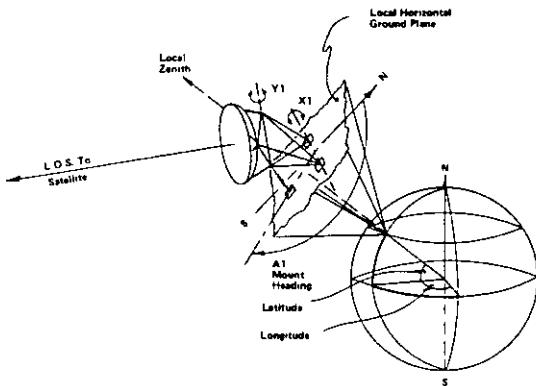


Figure 6 11-42b. X-Y mount geometry

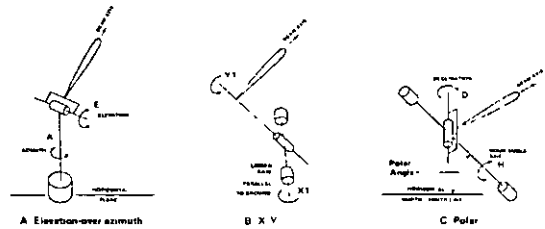


Figure 6 11-42d. Schematic illustration of two-axis earth station positioning systems.

All of the other environmental conditions at a particular site should be addressed, such as effects of solar radiation, lightning strikes, damage by salt water, acid rain and pollution gases, in the planning and implementation of the earth station system.

**Pointing and Tracking**

The pointing and tracking accuracy are two very important considerations for a earth station antenna system. Pointing accuracy is defined as the precision with which an antenna can be held (for fixed position antenna) or steered under the specified operating conditions. The pointing error is a measure of pointing accuracy and is defined as the space angle difference between the command vector and the actual position of the antenna communication RF axis. Pointing error is usually specified to less than 0.2 of the half power beamwidth (HPBW), of the antenna in the transmit frequency band. Tracking accuracy is the precision with which an antenna can track a source under specified operating conditions. The tracking error is a measure of tracking accuracy and is defined as the space angle difference between the communication RF axis of the antenna and the vector to the RF source. Tracking error is usually specified to be less than 0.1 of the HPBW. Table 6.11-6 lists the sources of error that should be considered in an overall budget or calculation of pointing accuracy and tracking accuracy.

Many earth station systems operate in the point mode, that is, there is no requirement for automatic tracking of the satellite. This condition exists when

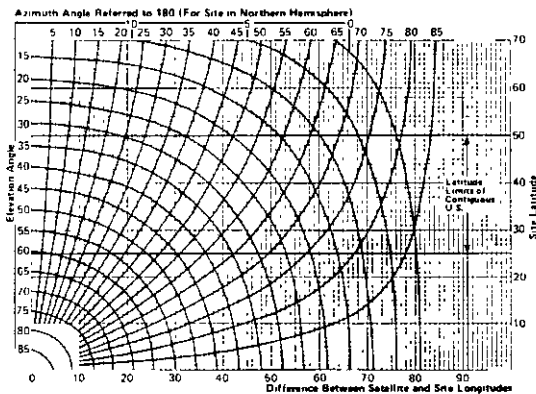


Figure 6 11-43 Universal azimuth-elevation look angles

**Table 6.11-6**  
**Pointing and Tracking Error Budget Terms.**

Pointing Error Budget	
Velocity Lag	Breakaway friction
Wind up of gear train	Secant potentiometer
Angle encoder	Tachometer
Angle encoder coupling	Amplifier drift
Level	Amplifier bias
North alignment, initial zeroing of encoders	Motor cogging
AZ-EL axis orthogonality	Backlash
RF-EL axis orthogonality	Servo dead zone
Reflector alignment	Servo noise
Structural Distortion	Axis wobble
Gravity	Radome diffraction
Ice	Boresight shift vs. polarization
Wind	Boresight shift vs. frequency
Thermal	
Acceleration	
Foundation displacement	
Acceleration lag	

Tracking Error Budget	
Velocity lag	Wind torque (servo)
Tracking receiver	Null axis—beam axis alignment
Acceleration lag	Breakaway friction
Tachometer	Motor cogging
Amplifier drift	Backlash
Servo noise	

the satellite orbital location is maintained within a small fraction of a degree ( $<0.1^\circ$ ) and when the earth station antenna half power beamwidth is sufficiently broad ( $>0.5^\circ$ ). Automatic tracking may become necessary as the antenna becomes large in terms of wavelengths (very narrow RF beam) or if the satellite is allowed to transverse an inclined orbit. The complexity of the tracking system is determined by the overall system accuracy requirements and the allowance in EIRP and  $G/T$  that is budgeted for impaired operation.

A hierarchy of pointing and tracking systems is as follows:

- a) Initial fixed pointing is satisfactory (receive only)
- b) Repointing of the antenna is required to switch between various satellites or to correct for satellite motion
- c) Tracking is required to correct for satellite drift. Satellite position vs time is known and program track is satisfactory
- d) Automatic tracking is necessary but can be satisfied by a simple step-track system
- e) Full automatic tracking is necessary (extended inclined orbits)

The simple step-track system is satisfactory for most satellite communication applications when automatic tracking is required. The step-track systems generate tracking information by moving the RF beam in several steps, comparing the signal level, deciding the proper direction to move for the next step and then continuing this process until the RF signal is maximized. The step-track system uses a very low frequency servo loop and therefore will not track out such disturbances as wind. Step-track can be susceptible to fade conditions

unless the sampling circuitry is preset to cut off when a large signal loss is evident. Steptrack may also be augmented with a program track mode whereby the satellite movement is memorized and then followed by a memory command circuit.

Fully automatic tracking systems are typically used for TT&C earth stations or for those earth stations operating under extreme conditions with very narrow RF beamwidths. The automatic tracking configurations include conical scan, electronic beam scanning (Single Channel Monopulse, ESCAN) and three channel monopulse. The electronic scanning and three channel monopulse techniques offer the advantage of providing a data channel and a transmit channel without tracking modulation superimposed on the signals. This is not possible with the conical scanning technique

### Transmit Electronics

The transmit subsystem consists of equipment from baseband to the high power RF amplifier. These electronics include baseband processors for combined video and audio signals, modulators, upconverters and high power RF amplifiers. Subcarrier modulators are used to insert various audio signals on the video signal prior to the wideband modulation of the signal

### Analog Video Services

#### Baseband Processor

The incoming analog video signal is first processed by the baseband processing module. The video signal is preemphasized for either 525-line (NTSC) or 625-line (PAL/SECAM) operation and passed through a low pass roofing filter. Preemphasis acts to improve the output video signal-to-noise ratio by compensating for the increase in noise density with frequency (triangular noise) which is characteristic of the receiver's FM demodulator. (The preemphasis is removed by a deemphasis network after the receiver discriminator).

Energy dispersal modulation is applied to the incoming video signal. Satellite transmissions of video signals are processed in this manner to disperse the RF spectrum thus preventing concentration of energy. This reduces interference with terrestrial microwave and other satellite links and reduces intermodulation among the multiple carriers which exist in a real satellite. Energy dispersal modulation is applied using a triangular waveform with apex located at the vertical intervals of the video signal.

#### Subcarrier Modulator

Each subcarrier modulator inputs an audio signal and modulates that signal onto a carrier positioned in the range between 5.0 and 8.5 MHz. Typical subcarrier frequencies are 6.2 MHz and 6.8 MHz. Most video exciters synthesize the center-frequency of the subcarrier with a resolution (stepsize) of 10 kHz. Generally, a subcarrier modulator will allow for selection of preemphasis. Frequency deviation (the amount of frequency modulation applied) is also typically adjustable between 50 kHz and 500 kHz peak

**Wideband Demodulator**

The wideband modulator frequency modulates the composite signal (baseband video and subcarriers) onto a 70 MHz IF carrier. The frequency deviation is adjustable up to 15 MHz peak. The modulation bandwidth of the output signal for NTSC video is approximately 36 MHz for full transponder application.

**Upconverter**

The upconverter converts the modulated 70 MHz IF signal to a frequency range compatible for satellite transmission. Generally, the signal is converted to C-band or Ku-band

**Video Exciters**

Most commercial-use video signals transmitted by satellite are of two types: a broadcast quality commercial television signal or compressed, digitally encoded representation of a video signal.

Compressed digital video is typically used by private business television networks for training and internal communication on secure channels.

**Analog Video Exciter**

A system that transmits conventional analog video, as used for broadcast quality transmission, will use a video exciter. The video exciter inputs a set of baseband signals and outputs a single signal suitable for transmission over a satellite link. The center-frequency of the output signal generated by the video exciter is a frequency in the range of the frequency band in use (5.925 to 6.425 GHz for C-band, 14.0 to 14.5 GHz for Ku-band). The set of baseband signals typically consists of a video signal and one or more audio signals. In some cases, one of the audio signals is used to encode a data control channel. A block diagram of a typical video exciter is shown in Figure 6.11-44.

**Digital Video Codecs**

A system used for transmission of compressed digital video uses a video codec (coder/decoder) to sample the applied analog video and audio waveforms, generating a digital representation of the input signals. Additionally, most codecs perform compression to reduce the bit rate of the signal. At least two formats of digital video are represented as broadcast quality. First, the D2 format encodes video at approximately 112 Mbps. This format is sometimes used for studio tape playback

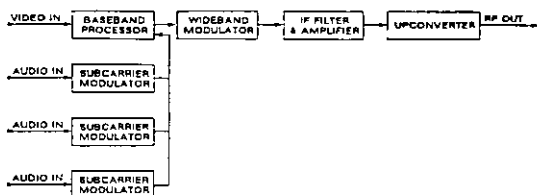


Figure 6.11-44 Typical video exciter block diagram

and recording of programming. Second, a 45 Mbps system is available for transmission of video over DS3 digital circuits. DS3 is a standard rate (45.3 Mbps) available from common carriers.

**High-Power Amplifier**

The high power amplifier (HPA) amplifies the RF output signal from the upconverter to the required power level for transmission to the satellite. Amplifiers for satellite video applications are typically sized in the range from 1 W to 3 kW. Amplifiers in the 1 to 10 W range are available in solid-state configurations. Travelling wave tube (TWT) amplifiers are available in configurations up to approximately 750 W. For power levels above 750 W, Klystron tube amplifiers are used.

Video uplink systems using U.S. domestic C-band satellites usually employ 3.0 kW Klystron HPA's. However, newer applications using higher power Ku-band satellites typically use lower power TWT amplifiers. Three hundred watt TWT amplifiers are commonly used in occasional video service applications such as education, private business networks and satellite news gathering.

The HPA usually contains bandpass filters to reject harmonics and power sampling circuits for monitoring the output transmit power and the reflected power from the antenna. Often, protection circuitry is added to turn off the HPA when the reflected power exceeds some predetermined level.

**Automatic Transmit Identification System**

With the increase in uplink activity in the 1980's, there has been a growing problem with interference between carriers. Most incidents are unintentional, but there have been reported cases of malicious interference. To counter the problem, the FCC introduced a requirement that video uplinks must incorporate an automatic transmit identification system (ATIS), to identify the source of the transmission. The ATIS signal is a FM subcarrier positioned at 7.1 MHz. The ATIS subcarrier contains a message composed of international Morse code characters to identify the source of the signal and provide a telephone number for communication with its operator. The message is repeated every 30 seconds and includes a unique 10 digit ID code that is unchangeable by the operator. The subcarrier frequency of 7.1 MHz was chosen since it is very close to the second harmonic of the color subcarrier and therefore not useable for any possible revenue source. The subcarrier injection level of -26 dB referenced to the unmodulated main carrier represents a reasonable compromise between ATIS system sensitivity, resistance to interference and power taken from the main carrier. This injection level is approximately 0.05 of the normal level of a monaural TV associated audio subcarrier

**Audio Service**

Audio signals are transmitted by satellite in both analog and digital form. Most of the domestic U.S. nationally distributed audio material is delivered in

digital format. The satellite distribution encodes program material in digital form at the source and distributes the information in that form.

Other networks (state and regional networks) transmit audio using single channel per carrier (SCPC) systems. These systems frequency modulate the applied audio signal onto a carrier and upconvert the signal to a satellite compatible frequency range.

**Digital Audio Transmission**

The digital audio system supports four types of signals, voice-grade, 7.5 kHz audio, 15 kHz audio and data. The 7.5 kHz and 15 kHz audio signals are sampled at 16 kHz and 32 kHz respectively. The signal is digitized with a 15 bit converter and u-law companded to 11 bits plus a parity bit. The voice-grade signal is digitized with a continuously variable slope delta modulation (CVSD) scheme producing a digital bit rate of 32 kbps. The resultant set of digital signals are multiplexed into a single T1 (1.544 Mbps) bit streams for transmission to the earth station. The T1 signals are routed to the earth station over redundant paths. The earth station receives the multiple, redundant T1 bit streams and demultiplexes the data into the original set of digital signal components.

These component digital signals are then multiplexed into a 7.68 MHz aggregate bit stream. The 7.68 Mbps data is forward error correction encoded, modulated onto a 70 MHz IF carrier and upconverted/amplified to a C-band or Ku-band frequency for satellite distribution. For more information on the digital transmission of the digital information, see the previous section on digital transmission.

Typical bit rates for a 15 kHz audio channel using conventional pulse code modulation (PCM) is 512 kbps. Companding techniques reduce this bit rate to 384 kbps. The availability of low cost, high performance digital signal processing (DSP) integrated circuits have now resulted in more effective compression techniques for digital audio encoding. Techniques such as sub-band coding and frequency domain transforms are used to provide, typical bit rates of 128 kbps for the same 15 kHz audio channel. Thus, DSP techniques have provided dramatic increases in spectrum efficiency.

**Receive Electronics**

The receive electronics are similar in scope to the above transmit subsystem but, of course, operate in the reverse order. First the incoming RF signal is filtered, amplified, downconverted (optional, depending on the frequency band of operation) and passed to the receiver where the signal is further downconverted, amplified and demodulated to baseband.

**Low-Noise Amplifiers/Low-Noise Converters**

The first active signal processing of a downlinked satellite signal occurs at the low noise amplifier (LNA) or low noise block/converter (LNB). Traditional C-band broadcast applications have used a LNA mounted at the antenna connected to the indoor electronics

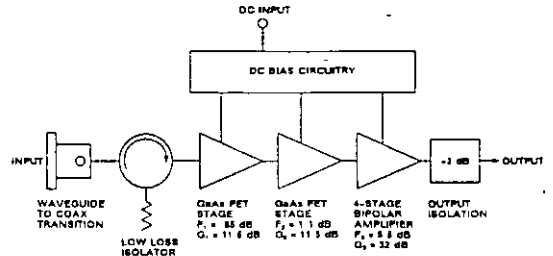


Figure 6 11-45. LNA block diagram.

through a length of coaxial cable. Typical Ku-band systems use a LNB at the antenna that amplifies and downconverts the signal to L-band (950 MHz to 1450 MHz). The functions of the LNA are as follows:

- Provide high gain and low noise to establish high system  $G/T$
- Provide transition from antenna waveguide to TEM coaxial cable. Since long waveguide runs are expensive, the LNA is designed to accept a waveguide input and provide a coaxial line output
- Provide adequate mechanical strength to permit mounting directly to the antenna waveguide and to allow connection of a long coaxial cable to the unit
- Provide RFI/EMI tight weatherproof housing for circuitry

A block diagram of a typical LNA is shown in Figure 6.11-45.

**Video Receivers**

The video receiver takes the received satellite signal and produces a collection of baseband signals. The baseband signals are a video signal and one or more audio signals. Traditionally, broadcast quality applications used C-band video receivers. However, with the increased use of Ku-band and decreasing costs for LNB's, many users have converted to L-band systems. A block diagram of a typical video receiver is shown in Figure 6.11-46. The downconverter converts the input RF signal to an intermediate frequency, typically 70 MHz. The demodulator acquires the modulated video signal from the 70 MHz signal.

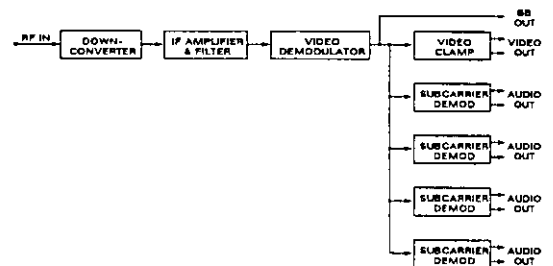


Figure 6 11-46 Typical video receiver block diagram.



**Downconverter**

The downconverter converts the RF-input signal to a intermediate frequency (IF) prior to demodulation. This intermediate frequency is typically 70 MHz. The downconverter will provide either a single input or multiple inputs for multiple antenna, multiple polarization operation. Single input downconverters require an external relay to select the appropriate polarization input. Modern video receivers typically provide up to four inputs to provide convenient use for two antenna, dual-polarization operation.

The downconverter inputs a signal in range of 3700 MHz to 4200 MHz for C-band operation or in the range of 950 MHz to 1450 MHz (L-band) for C- and Ku-band operation. For the latter case, the LNB downconverts the input RF signal to L-band frequencies.

**IF-Filter/Amplifier**

The output of the downconverter is routed to the 70 MHz IF filter/amplifier. The signal is first bandpass filtered. In the early days of satellite video services the video receivers provided a single IF filter bandwidth, however, most video receivers offered today provide multiple IF filter bandwidths to provide convenient half transponder as well as full transponder operation. Some video receivers provide up to six IF filter bandwidths. Six IF filter bandwidths are economical because of the availability of surface acoustic wave (SAW) filters for this application.

**Demodulator**

The filtered, amplified IF signal is fed to the demodulator for FM demodulation. The output of the demodulator is the baseband video and multiple audio subcarriers

**Video Processing**

After demodulation, the video baseband contains the 30 Hz triangular energy dispersal waveform which is removed by a circuit referred to as the clamp. A low pass filter is applied to remove the audio subcarrier from the video baseband signal.

**Subcarrier Demodulator**

Video receivers generally provide up to four audio subcarrier demodulators and provide baseband audio (generally 600 Ω balanced) outputs.

**Digital Demodulator/Downconverter**

Digital data is extracted from a intermediate frequency carrier by the demodulator section of a modem. (For detailed information about the operation of the modem, refer to the section on digital transmission). The digital demodulator separates the transmitted data stream from the carrier. The transmitted data stream is then processed by the FEC decoder removing the error correction bits, correcting detected errors and outputting the received data and clock signals.

**Protection Switching**

With the exception of receive only systems most satellite transmission systems contain redundant sub-

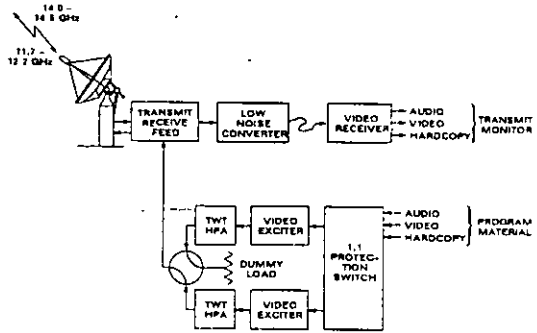


Figure 6 11-47 Redundant Ku uplink protection system

systems to facilitate very high availability specifications. Satellite teleports advertise availability specifications as high as 99.995%. Protection switching implements automatic subsystem redundancy. The protection switch monitors one or more online subsystems for failure. Upon detecting a failure in the subsystem, the protection switch switches the inputs and outputs from the online unit to the backup unit and configures the backup to the configuration of the failed online unit.

The configuration of the subsystems protected by a protection switch is referred to as m:n. "m" refers to the number of backups available. "n" refers to the number of online units monitored and protected by the protection switch. "1:1" refers to the simplest configuration—a single backup is available to replace a single online unit. A typical 1:1 protection system for a Ku-band uplink is shown in Figure 6.11-47. A typical 1:1 C-band downlink is shown in Figure 6.11-48. Operation of the 1:1 configuration is simplified in that the backup may be tuned to the same configuration as the online unit; switching to the backup merely requires switching the source of the input and output signals from the online unit to the backup. An example of a larger configuration is "2:6", where two backup units are available to protect six online units. These larger configurations are used for large multiple-channel uplinks. The larger configurations become more cost-effective as the number of online channels increases.

**Monitor and Control Systems**

Monitor and control refers to systems used to monitor earth station components for failures and provide manual and automatic control of the components.

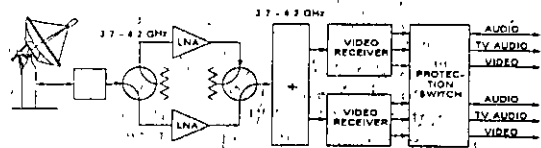


Figure 6 11-48. C-band redundant downlink protection system.

These systems are widely used for a variety of reasons. First, even though most earth station components provide front panel monitor and control functions, there are generally too many earth station components to monitor from the front panels of the respective components. A monitor and control system provides a single point of monitoring and control for the operator thus easing the operator workload allowing the operator to handle more transmissions. Second, many earth stations are located remotely from the studio. A monitor and control system provides remote monitoring and control (operation) of the earth station. Remote operation is facilitated through the use of a low speed data circuit between the earth station equipment and the monitor and control computer in the studio. This circuit is typically a subcarrier on a microwave-radio channel, a dial-up phone circuit with computer modems, or a dedicated EIA-422 hard wire connection for distances less than 1000 m.

#### Earth Station Control Computer

Monitor and control systems are based upon the use of a general purpose computer executing applications software designed for monitor and control of communications systems. This computer is referred to as the earth station controller.

#### Operator Interface

Earth station control computers provide a video monitor for display and a keyboard for operator interaction. The system displays earth station status in the form of a hierarchical, graphical display. The upper level display shows a high level block diagram of the earth station. The operator may select more detailed displays of subsystems by selecting the subsystem symbol from the screen. The earth station components/subsystems are coded with color to indicate state. Typical color conventions for earth stations are as follows.

- Blinking red indicates an unacknowledged alarm.
- Red indicates an acknowledged alarm.
- Amber indicates ready or standby; Green indicates online/OK/normal.

In some cases, an audible alarm is provided. When a new alarm condition occurs, the audible alarm is turned on. The operator must acknowledge the alarm to turn off the audible alarm.

#### Earth Station Interface

The computer interfaces to the earth station components through a number of interfaces, including serial, contact closure and other customer supplied interfaces.

- **Serial Interfaces.** The most common interface is a serial ASCII protocol based interface. The interface is usually an asynchronous character oriented scheme utilizing EIA-232C or EIA-422 signal levels. EIA-232C interfaces are used for short cable distances (computer to device) less than 5 m or for connection to a modem. EIA-422 interfaces may be used for cable lengths of up to 1000 m and are used in multi-drop mode thus allowing many devices to share a single interface port.

- The protocols are usually ASCII based since there is no satellite communication standard and most vendors use their own version of an interface protocol. Thus, earth station computers must offer a number of serial equipment interface ports and also support a variety of protocols on those ports.
- **Contact Closure Interfaces.** The second type of interface commonly used is the contact closure interface. Older components typically provided contact closure interfaces and offered no serial interface functions. Many of these components are still in use today. In addition, there are components such as waveguide switches and shelter alarms (intrusion, air conditioner, emergency generator, etc.) that only offer a contact closure interface. For example, a waveguide switch may provide two status points and two control points. Thus, earth station computers must provide some method of monitoring and controlling status and contact closure controls. Some vendors offer systems that connect the contact closure directly to the computer. Others offer general purpose interfaces that reside in the earth station and interface to the earth station computer through a serial interface.

Status inputs to the earth station computer are usually optically isolated. The earth station computer supplies the optical isolator. The monitored device sinks current through the isolator to indicate one of two states. The alternate state is no current flow.

Control outputs are of two types. The most flexible interface is the Form C output. The Form C output provides a common connection and a normally opened (NO) and normally-closed (NC) connection. The second type of control output is the open collector output. This interface provides a connection to the collector of a transistor to sink current. One control state is with the transistor on thus sinking current from the controlled device. The alternate state is with the transistor off.

- **Vendor Supplied Computer Interfaces.** A third type of earth station interface is a vendor supplied, device specific contact closure adaptor. Most TWT amplifiers provide contact closure based remote monitor and control interfaces. Additionally, forward and reflected power indications are provided by a signal with voltage level proportional to power. Additionally, some TWT amplifiers require an analog current signal to control the attenuator. However, most TWT amplifier vendors offer an interface adaptor that converts the contact closures to a serial protocol based EIA-232-C or EIA-485 interface. These adaptors reside in the rack with the TWT amplifiers and connect to the earth station computer through a serial connection.

#### CONCLUDING REMARKS

There are many additional aspects of the design, installation, operation and maintenance of an earth station antenna system that have not been discussed in this

chapter. The site selection and preparation are, in particular, critical to the successful operation of the system as well as the foundation design. Details of this aspect of the earth station design should be accomplished with the help of qualified consulting engineers and frequency coordination experts. The operations building and/or equipment houses should be in close proximity to the earth station, if possible, but remote operation is possible. The power requirements for the earth station should also be carefully planned to provide adequate power for the electronics, including the transmitter equipment and any power required for antenna deicing where applicable.

## BIBLIOGRAPHY

- Cook, J.H. Jr., & Hollis, S., eds., *Communications Symposium '83 Notebook*, Scientific-Atlanta, Inc., Atlanta, GA., November, 1983.
- Freeman, R.L., *Reference Manual for Telecommunications Engineering*, Wiley-Interscience Publications, John Wiley & Sons, Inc., New York, N.Y.
- Inglis, Andrew F., ed., *Electronic Communications Handbook*, McGraw-Hill Book Co., New York, NY., Chapters 2, 5, 6, & 17.
- Ippolito, Louis J., Kaul, R.D., Wallace, R.G., *Propagation Effects Handbook for Satellite Systems Design*, NASA Reference Publication 1082, December 1981.
- Johnson, R.C. & Jasik, H., *Earth Station Antennas*, *Antenna Engineering Handbook*, Cook, J.H., Jr., McGraw-Hill Book Co., New York, NY., Chapter 36.
- Jordan, Edward C., *Reference Data for Engineers: Radio Electronics, Computers and Communications*, Howard W. Sams & Co., Inc., Indianapolis, IN.
- Martin, James, *Communications Satellite Systems*, Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs, NJ.
- Morgan, W.L. & Gordon, G.D., *Communications Satellite Handbook*, Wiley-Interscience Publications, John Wiley & Sons, Inc., New York, NY.
- Pratt, T. & Bostan, C.W., *Satellite Communications*, John Wiley & Sons, New York, NY.
- Pritchard, W.L. & Sciulli, J.A., *Satellite Communication Systems Engineering*, Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs, NJ.