

13

**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA
DE MEXICO.**



**FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES
CUAUTITLAN**

**CARACTERISTICAS DE UN SATELITE
EN ÓRBITA
GEOESTACIONARIA.**

TRABAJO DE SEMINARIO

QUE PARA OBTENER EL TITULO DE

**INGENIERO MECANICO
ELECTRICISTA**

PRESENTA

282220

FERNANDO GAMALIEL BRAVO ZARAZUA

ASESOR

ING. JUAN GONZALEZ VEGA



Universidad Nacional
Autónoma de México



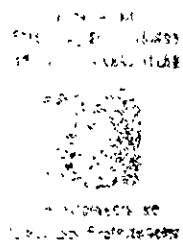
UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES CUAUTITLAN
UNIDAD DE LA ADMINISTRACION ESCOLAR
DEPARTAMENTO DE EXAMENES PROFESIONALES



DR. JUAN ANTONIO MONTARAZ CRESPO
DIRECTOR DE LA FES CUAUTITLAN
PRESENTE

ATN: Q. Ma. del Carmen García Mijares
 Jefe del Departamento de Exámenes
 Profesionales de la FES Cuautitlán

Con base en el art. 51 del Reglamento de Exámenes Profesionales de la FES-Cuautitlán, nos permitimos comunicar a usted que revisamos el Trabajo de Seminario: COMUNICACIONES: Características de un Satélite en Orbita Geostacionaria.

que presenta el pasante: Fernando Gamaliel Bravo Zarazua.
 con número de cuenta: 8811791-3 para obtener el título de :
Ingeniero Mecánico Electricista.

Considerando que dicho trabajo reúne los requisitos necesarios para ser discutido en el EXÁMEN PROFESIONAL correspondiente, otorgamos nuestro VISTO BUENO.

A T E N T A M E N T E
"POR MI RAZA HABLARA EL ESPIRITU"

Cuautitlán Izcalli, Méx. a 30 de Marzo de 2000

MODULO	PROFESOR	FIRMA
<u>I</u>	<u>ING Juan González Vega.</u>	<u>[Firma]</u>
<u>II</u>	<u>ING Jorge Ramírez Rodríguez.</u>	<u>[Firma]</u>
<u>III</u>	<u>ING Vicente Magaña González.</u>	<u>[Firma]</u>

AGRADECIMIENTO

A DIOS

POR TODO LO QUE ME HA DADO.

A MI PADRE

POR EL APOYO INCONDICIONAL QUE SIEMPRE ME HA BRINDADO.

A MI ABUELA

POR SU CARIÑO Y COMPRESION.

A MIS PROFESORES

LES AGRADEZCO, TODO EL APOYO BRINDADO, DURANTE MIS ESTUDIOS

INDICE

I.-INTRODUCCIÓN	1-7
II.-GENERALIDADES	8-12
2.1.-Sistemas Convencionales de Propulsión	12-13
2.2.-Sistema de Control Térmico	14-15
2.3.-TTAC Rastreo,Telemando y Telemetría	15-17
2.4.-Sistema de Posición y Orientación	18-24
2.5.-Sistema Estructural	25-26
III.-ANTECEDENTES	27-44
IV.-LANZAMIENTO	45
4.1.-Misión de Lanzamiento	45-46
4.2.-Ventanas de Lanzamiento	46-47
4.3.-Trayectoria de Lanzamiento	47-50
4.4.-Sistema de Lanzamiento	50
4.5.-Sitios de Lanzamiento	51
4.6.-Principios de Propulsión	52-54
4.7.-Sistema de Propulsión para Satélites Geoestacionarios	54-59
4.8.-Características de un Vuelo	60
4.9.-Otras Características y Requisitos de los Sistemas de lanzamiento	61.
4.9.1.Cofia y Adaptador	62-64

V.-COLOCACIÓN	65-71
----------------------	-------

VI.-CARACTERÍSTICAS GENERALES DE LOS SATÉLITES GEOESTACIONARIOS	72
--	----

6.1.-Descripción Básica	72-74
6.2.-Análisis de la Misión	74-75
6.3.-Lanzamiento	75
6.4.-Órbitas de Transferencia	76-77
6.5.-Órbita de Deriva	77-78
6.6.-Conservación de la Estación.	79-81
6.7.-Modulo de Servicio	82
6.7.1.-Carga de Comunicación o Carga Útil.	82-84
6.7.2.-Receptor de Banda Ancha.	84-85
6.7.3.-Demultiplexor.	85-86
6.7.4.-Cadena de Amplificación de Potencia.	87-88
6.7.5.-Multiplexor de Salida	88
6.7.6.-Antenas.	89
6.7.7.-Redundancia	90
6.7.8.-Plan de Frecuencias.	90-91

6.8.- PLATAFORMA	92
6.8.1.-Estructura	92
6.8.2.-Sistema de Control Orientación de la Órbita.	92-95
6.8.2-1.-Control Térmico	99-96
6.8.3.-Sistema de Energía	97
6.8.4.-Sistema de Telemetria,Telemando y Distancia.	97-101
6.9.-Control Orbital de Asiento.	102-103
6.10.-Propulsión	103-104
6.11.Potencia	104
6.12.-Pirotécnicos.	104
6.13.-Centro de Control y Estación de TT y S.	105-107
6.13-1.- Eclipses	108-109

VII.-SERVICIOS.	110
Servicios de Video	110
Servicios de Radiodifusión	111
Televisión por Cable.	111
Televisión Directa.	112
Televisión de Alta Definición	113
Televisión Educativa	113
Redes Privadas de Datos	114
Radiodifusión Sonora.	114
Telefonía Publica Internacional.	115
Telefonía Nacional.	115

BIBLIOGRAFIA.

I.- INTRODUCCION

Los satélites y las sondas de exploración del espacio extraterrestre se lograron construir, al desarrollarse los cohetes de gran potencia, que se emplean como vehículos para su lanzamiento.

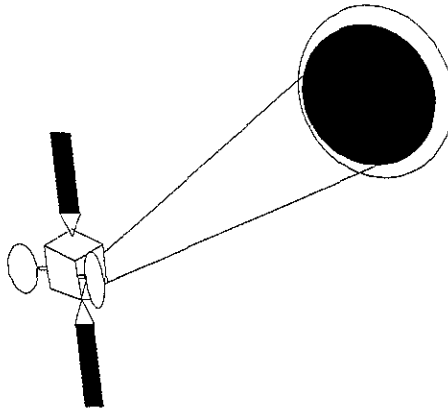
Los satélites comerciales surgieron de la necesidad de establecer enlaces confiables de comunicación internacional, de amplia cobertura, especialmente entre continentes, tanto para la comunicación telefónica y telegráfica como para la televisión. Los primeros cables telefónicos trasatlánticos, sucesores de los cables telegráficos submarinos, permitieron una mayor calidad de las comunicaciones que los ruidosos e inestables enlaces por radio a grandes frecuencias, pero debido a su sola característica de comunicar solo dos puntos geográficos específicos no facilitaban la comunicación directa de un punto a múltiples destinos para la distribución de señales de tipo, difusión entre cualquier país de un continente y cualesquiera otro, en otras latitudes.

El físico y escritor de ciencia ficción Arthur C. Clarke propuso la idea de aplicar el concepto de la Órbita Geostacionaria para ubicar en ella satélites artificiales para comunicación de cobertura global. La aplicación de esa idea permitió el desarrollo de los sistemas de satélites comerciales que han tenido mayor utilización a nivel mundial.

Sin embargo, por diversas razones, tanto para aplicaciones civiles como militares, para uso comercial, meteorológico, de prospección de los recursos de la Tierra o de otra naturaleza, también se ha empleado un gran número de satélites de órbitas diferentes a la geostacionaria. De hecho, la mayoría de los sistemas más ambiciosos de satélites comerciales con inicio de operación reciente o cercanos a operar contemplan el uso de órbitas bajas que la llamada Geostacionaria.

Los satélites de comunicación pueden recibir y enviar desde el espacio ondas de radio en cualquier dirección que se tenga previsto en su diseño. Normalmente la dirección de recepción y de emisión es de y hacia grandes áreas de tierra **figura 1.1** y en algunos sistemas de satélites también de y hacia otros satélites.

El hecho de poder emitir desde un satélite una señal que pueda recibirse con intensidad similar y simultáneamente en cualquier punto de una gran superficie de la tierra es casi tan importante como la característica anterior e indispensable para aprovechar estos sistemas para los servicios de comunicación bidireccional en toda su área de cobertura, es decir, para los que implican el diálogo entre los puntos extremos de la comunicación, como el servicio telefónico o un servicio bidireccional de comunicación de datos o la transmisión de televisión por satélite.



UN SATELITE GEOESTACIONARIO PUEDE CUBRIR MAS DE UN TERCIO DE LA SUPERFICIE DE LA TIERRA.

Figura 1.1 Representa un satélite de gran cobertura.

Un solo satélite puede emplearse para cubrir una gran superficie de la tierra o para cubrir básicamente un solo país, y aun contar con haces de emisión adicionales que cubran con mayor intensidad una porción menor de un país, la figura anterior representa un satélite de gran cobertura o huella mediante el cual pueden comunicarse entre si estaciones terrenas ubicadas en cualquier lugar de ella y la siguiente figura nos muestra un satélite de cobertura nacional **figura 1.2**

La órbita ecuatorial llamada Geoestacionaria representa un círculo virtual a cerca de 36,000 km. sobre la superficie terrestre en el cual es posible ubicar satélites que giren en sincronía con la rotación de la Tierra. Debido a que existen perturbaciones que tienden a desplazar lentamente a los satélites de sus posiciones fijas en dicha órbita, para lograr que permanezcan en ellas se emplean fuerzas de corrección de pequeña magnitud aplicadas en determinados intervalos de tiempo.

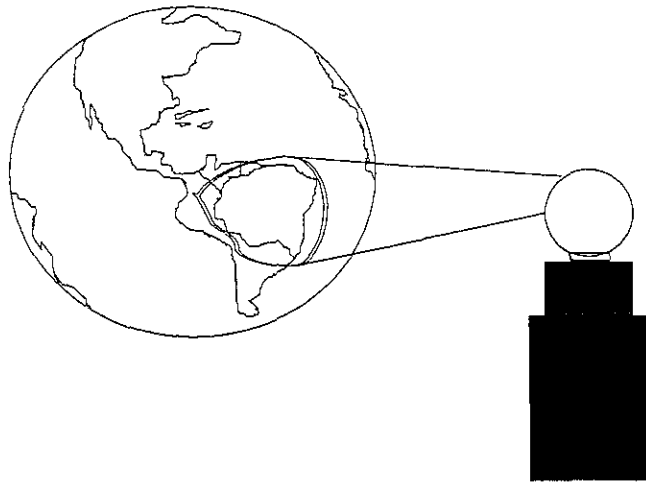


Figura 1.2 Satélite de cobertura Nacional.

Vista desde un satélite en órbita, la tierra abarcaría aproximadamente 17 grados de ángulo visual, por lo que los haces de recepción y de emisión del satélite se deben conservar en este ángulo o en uno menor para optimar la comunicación, evitando hasta donde sea posible radiar energía al espacio exterior. La cobertura máxima útil de dichos haces medida sobre la superficie de la Tierra en grados del ecuador o de los meridianos es de unos 145 a 150 grados, por lo que un sistema de cobertura global requeriría un

mínimo de tres satélites en la órbita Geoestacionaria para abarcar todo el planeta, excepto las regiones polares, a las cuales solo pueden comunicar los satélites en otras órbitas que para ese fin sean mas convenientes.

La principal ventaja de que un satélite ocupe una posición fija en la órbita Geoestacionaria

Consiste en que dentro de su zona de cobertura puede comunicarse con estaciones terrenas que cuenten con antenas de apuntalamiento fijo de haces muy concentrados para aumentar extraordinariamente tanto la potencia recibida de las señales del satélite como la que es posible enviar en dirección del mismo.

En la recepción y en la transmisión se puede entonces tener suficiente energía radiada para una alta calidad de la comunicación con el mínimo consumo total de energía, gracias a su concentración principalmente en un ángulo de 1 grado o menor .Esta característica es de gran importancia para los denominados servicios por satélite. Las estaciones de bajo trafico bidireccional que se comunican por medio de un satélite pueden ser miles, y las de recepción directa señales de televisión pueden ser millones, por lo que resulta muy importante el ahorro de la inversión total en ellas evitando el uso de dispositivos de seguimiento de los satélites o para la orientación continua.

Debido a que los satélites pueden prestar servicios móviles en el mar, tierra y espacio aéreo sin limites de cobertura, al desarrollo de nuevas tecnologías, y a una mayor aceptación política de la concepción de servicios comerciales privados, su potencial en este mercado ha aumentado en forma extraordinaria en los últimos años para la comunicación de transportes terrestres, aéreos y marítimos, e incluso para la

comunicación personal con terminales portátiles muy ligeras, acaparando muchos proyectos mas ambiciosos del momento actual.

Los servicios móviles comerciales por satélite se han prestado durante muchos años empleando la órbita Geoestacionaria, pero debido a dos ventajas operativas particulares de los satélites de órbitas mas bajas, junto con razones económicas y de diseño, los nuevos sistemas de satélites de cobertura global para servicio móvil se están concibiendo para órbitas bajas.

El periodo de Circunvolución de un satélite no Geoestacionario es típicamente menos de 2 a 12 horas según la altitud de la órbita, teniendo una cobertura gráfica en constante movimiento como se muestra en la siguiente **figura 1.3**, por lo que desde cualquier punto en la tierra solo se puede establecer comunicación durante pocos minutos.

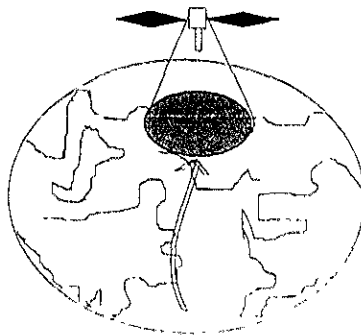


Figura 1.3 Cobertura en movimiento de un satélite de órbita baja.

También debido a la facilidad para establecer redes de estaciones terrenas de distintos niveles de tráfico, con opción de diversas configuraciones y tecnologías, sin limitaciones de cobertura y bajo el control total del usuario, la comunicación por satélites ha sido atractiva para muchas empresas a fin de establecer redes propias diseñadas para las necesidades de su comunicación interna. En el caso de los Geoestacionarios esto se puede lograr arrendando la capacidad necesaria directamente del propietario del satélite, o de sus agentes o pagando solo el servicio de una red adhoc que otra organización dedicada a estas actividades y seleccionada libremente le proporcione, en los países en que la reglamentación es permitida.

Es de notarse que la capacidad de tráfico planeada para un satélite o para un conjunto de satélites en la órbita geoestacionaria, a fin de prestar servicios en una zona de cobertura o huella determinada, no depende de la ubicación de las redes de estaciones terrenas que operen en dicha región a través de él o de ellos. Esto se debe a la inherencia flexibilidad de los satélites de comunicación, que los hace relativamente tolerantes a los errores de planeación, ya que una misma cobertura se compensan los errores de falta o de reducción de demanda con los de exceso en otras zonas, aunque se trate de distintos servicios.

Al terminar su vida útil, los satélites que operan en la órbita Geoestacionaria deben ser desactivados y colocados en una órbita cuando menos 100 km. mas alejada quedando a la deriva sin control, formando parte de los despojos espaciales de la tierra creados por el hombre .

II.- GENERALIDADES

Un satélite puede dividirse en dos partes fundamentales para su operación el conjunto de equipos y antenas que procesan las señales de comunicación, de los usuarios como función substancial, denominado carga útil o de comunicaciones, y la estructura de soporte con los elementos de apoyo a dicha función. Existe una interacción precisa ente ambas partes que debe preservarse y controlarse en todo momento.

La carga útil tiene el amplio campo de acción de la cobertura de la huella del satélite y del empleo de las ondas de radio en una extensa gama de frecuencias, que constituyen la capacidad de comunicación al servicio de los usuarios, en tanto que la acción de los elementos de la plataforma no se extiende fuera de los límites del propio satélite, salvo en la comunicación con su centro de control. A su vez, el llamado centro de control actúa recíprocamente tanto con la carga útil como con la plataforma, para adecuar el funcionamiento del satélite a las necesidades de operación y a los servicios contratados por usuarios.

La plataforma puede dividirse para su análisis funcional en varios subsistemas que apoyan la operación satisfactoria de la carga de comunicación como muestra la siguiente **figura 2.1**

La estructura de la plataforma sirve de soporte para sus demás elementos como para la carga útil. Debe tener la suficiente resistencia para soportar las fuerzas y vibraciones del lanzamiento y a la vez un peso mínimo conveniente.

Esta construida con aleaciones metálicas ligeras y con compuestos químicos de alta rigidez y bajo coeficiente de dilatación térmica, resistentes al deterioro.

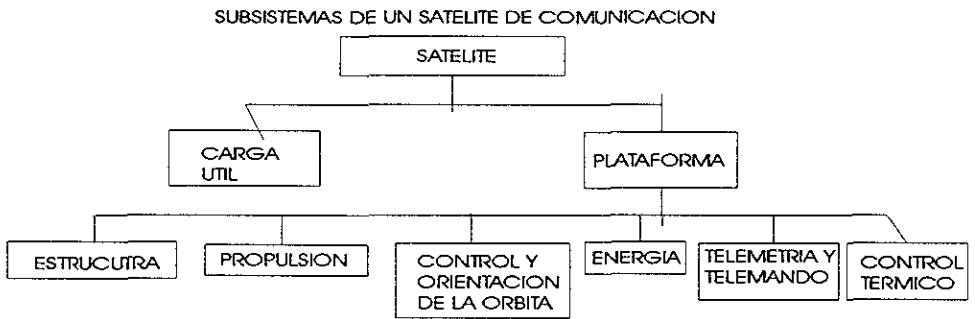
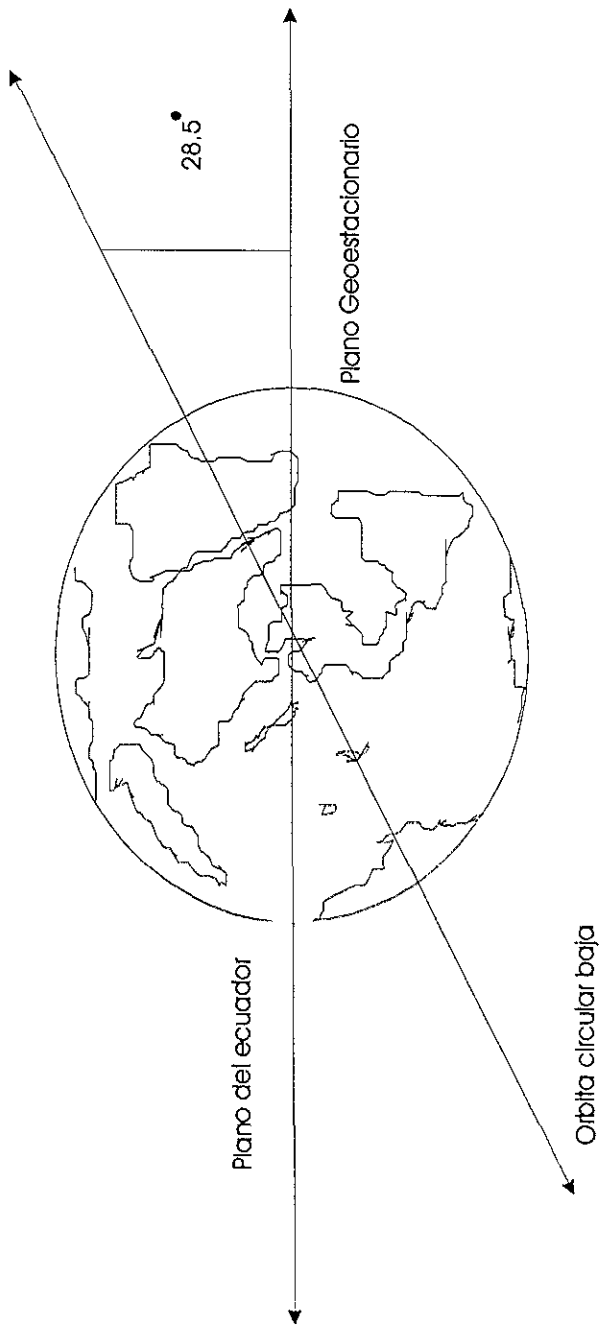


Figura 2.1 Subsistemas de un Satélite de Comunicación.



Plano Geostacionario.

SUBSISTEMA	FUNCION
Antenas	Recibir y transmitir señales de Radiofrecuencia
Comunicaciones	Amplificar las señales y cambiar su frecuencia
Energía Eléctrica	Suministrar electricidad con los niveles corriente
Control Térmico	Regular la temperatura del conjunto
Posición y Orientación	Determinar la posición y orientación del satélite.
Propulsión	Proporcionar incrementos de velocidad y pares Para corregir la posición y orientación.
Rastreo Telemetria y Comando.	Intercambiar información con el centro de control En tierra para conservar el funcionamiento del Satelite
Estructural	Alojar los equipos y darle rigidez al conjunto.

Tabla 2.1.1

Principales Subsistemas de un Satélite y sus funciones.

Los sistemas de propulsión pueden incluir un motor de apogeo que permita que el satélite llegue a su órbita de destino después de ser liberado por el vehículo de lanzamiento si este no lo hace directamente. Si el satélite debe ubicarse en una posición determinada de la órbita Geoestacionaria, y los servicios de lanzamiento utilizan un vehículo que solo sea capaz de dejarlo en una órbita elíptica con apogeo cercano a aquella, una opción de diseño permite programar una serie de encendidos breves de dicho motor cuando menos en el apogeo para llevarlo por aproximaciones sucesivas a la órbita circular al incrementarse progresivamente la altitud de perigeo.

2.1 SISTEMAS CONVENCIONALES DE PROPULSION.

-Motor de Apogeo de combustible sólido.

-Sistema de Propulsión Monopropelente para maniobras en órbita.

Una vez en la órbita y emplazamiento descados, las correcciones causadas por las desviaciones fuera de ellos debidas a las perturbaciones causadas por el Sol, la Luna y la propia Tierra se realizan mediante pequeños impulsores, cuyo numero depende del tipo de satélite, los cuales pueden emplear.

Propulsantes líquidos, gas o iones. En los satélites Geoestacionarios típicamente los propulsantes químicos requeridos para conservar su posición durante su vida útil representan de 20 a 40% de masa adicional a la de la nave sin combustible o masa seca en misiones de 10 a 15 años.

El subsistema de control de orientación o actitud esta constituido por las partes y componentes que permiten conservar la precisión del apuntamiento de la emisión y recepción de las antenas del satélite dentro de los límites de diseño, corrigiendo no solo las desviaciones de estas por dilatación térmica de imprecisión y montaje, sino de toda la nave en su conjunto . Para este fin cuenta con sensores y dispositivos giroscopicos como referencia, y un procesador digital con algoritmos de corrección que le pueden permitir un amplio grado de autonomía de su función y que incluyen control de oscilaciones transitorias mediante amortiguamiento. Las correcciones de orientación pueden realizarse por medio de los impulsores y por otros elementos a bordo.

El subsistema de energía esta constituido generalmente por células solares que alimentan los circuitos eléctricos de la nave, las baterías que aseguran el suministro durante los eclipses y los dispositivos de regulación y adaptación que evitan tanto la introducción de pulsos en las líneas de alimentación hacia la carga útil como las variaciones de voltaje que podrían ser causadas por el ángulo de recepción de los rayos solares, la mayor o menor distancia del Sol o el deterioro de las células.

2.2 SISTEMA DE CONTROL TERMICO.

FUNCION:

- Mantener el equilibrio térmico entre el calor generado internamente y la energía absorbida del Sol y la Tierra.

- Sol en línea de vista
- Eclipses.
- Radiación
- Conducción interna, en menor grado.

METODOS

- Conducción interna , en menor grado.

DISPOSITIVOS MATERIALES.

*Espejos de cuarzo.

*Plásticos aislantes.

*Pinturas de diversos colores según la absorbencia.

*Calefactores para casos de eclipses.

* Caloductos.

El sistema de telemetría permite conocer el estado de todos los subsistemas. Utiliza un gran número de sensores que detectan o miden estados de circuitos y variaciones de temperatura, presión, voltaje, corriente eléctrica, etc.

Convierte esa información en datos codificados y los envía en secuencia al centro de control a través de un canal especial de comunicación se utiliza para acción inmediata si fuera necesario y se registra para su análisis estadístico y detallado.

2.3 TTAC

RASTREO, TELEMETRIA Y COMANDO.

Permite conocer la operación y posición del satélite y enviar ordenes.

Enlace estación TTAC – Satélite

- omni : órbita de transferencia.
- Plato : en operación.

Determinación de la posición del satélite.

- Distancia TTAC – Satélite

Medición del retraso de una señal de referencia, en la trayectoria Tierra- Satelite-Tierra .
Precisión aprox. 100 m .Normalmente se emplean 6 o 7 tonos varios KHz modulados en fase.

- Dirección TTAC- Satélite

A partir de ángulos de elevación y acimut de la TTAC para recibir señal máxima.

Sensores en cientos de puntos de prueba (temperatura, presión, corriente, posición de interruptores.)

Tx PCM entre 200 1000 b / seg.

- **Comandos (atenuadores, propulsores, conmutaciones de amplificadores.)**

El sistema de telemando permite enviar ordenes al satélite desde el centro de control a través de un canal de comunicación dedicado que se activa cuando estas se transmiten. Los comandos pueden tener efecto tanto sobre la carga útil como sobre la plataforma y solo son admitidos por el satélite mediante códigos de seguridad que evitan su acceso ilegítimo, debido a las consecuencias catastróficas que pueden tener un comando inadecuado y a que es fácil tener acceso al satélite no solo desde cualquier lugar dentro de la huella objetivo, sino en condiciones propicias ,desde cientos de kilómetros fuera de ella si se emplea suficiente potencia en una estación terrena transmisora.

Para evitar variaciones de temperatura extremas en los componentes del satélite, fuera de las toleradas para su adecuado funcionamiento y duración, el subsistema de control térmico emplea conductos de calor y radiadores que lo disipan fuera de la plataforma. También protege a las partes de frío intenso durante los eclipses o en áreas no expuestas al Sol por medio de calefactores eléctricos y emplea materiales aislantes para lograr el equilibrio térmico requerido dentro de la nave. Los dispositivos de control interno permiten modificar las acciones térmicas cuando es necesario.

SENSORES DE SOL:

Complementan / sustituyen a los sensores de tierra en caso de interferencias geométricas / físicas del sol o la luna / órbitas de transferencia y deriva.

Efecto Voltaico.

Celda solar que detecta la presencia / dirección sol

Corriente variable en función del ángulo de incidencia del sol.

2.4 SISTEMA DE POSICION Y ORIENTACION

-Estabilización por giro.

-Estabilización Triaxial (volantes giratorios). Figura 2.2

-Medición del rango / señal piloto Tierra – Satélite – Tierra / diferencia en fase , Tx y Tr – distancia

- Medición del ángulo en el arco Geoestacionario.

Interferometria / comparación de señales piloto recibidas por estaciones separadas.

Técnica de máxima recepción / movimientos escalonados de la antena terrestre hasta obtener máxima recepción.

-Medición de la Orientación.

Sensores de sol / elementos fotovoltaicos / la magnitud de la corriente eléctrica es función de la dirección de los rayos del sol.

Sensores de Tierra / bolómetros o termopilas que detectan el calor emitido por la tierra.

Sensores de radiofrecuencia (intelsat VI)

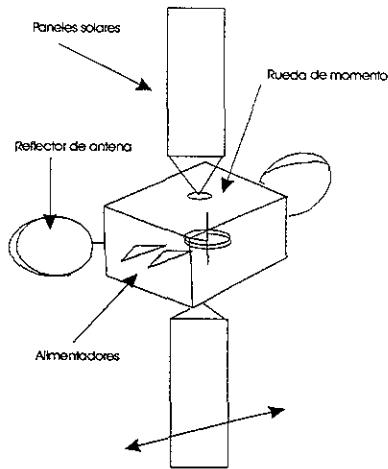


Figura 2.2 esquema de un satélite estabilizado en tres ejes.

-Sensores de Tierra

Barren la superficie de la Tierra, midiendo a la vez los ángulos de rotación para definir la posición del satélite. **figura 2.3** Sensores de tierra.

Radiación Infrarroja de la Tierra.

Sensores / mecanismo de barrido, sistema óptico, detector y procesador electrónico: bolómetros, fotodiodos, termopilas.

Bolometro / termistor: resistencia variable por calor, y función de la radiación incidente. Detección de cambios de aprox. 0.001 k – precisión típica 0.05 en orientación.

Indicador de cruce del horizonte terrestre- satélites estabilizados por giro. Puede ser dirijible por pasos o incrementos.

Sensor Cónico- satélites de estabilización triaxial, órbitas de amplio rango de altura. El campo de vista del sensor es desviado por un prisma que gira continuamente.

Como se menciona anteriormente, un satélite de comunicación puede operar en una amplia gama de frecuencias. Las diversas bandas de frecuencias que pueden utilizar los satélites son, Para satisfacer las necesidades mundiales de comunicación, cada banda de frecuencias puede ser utilizada simultáneamente por muchos países, con las debidas precauciones técnicas para evitar interferencias que pueden originarse por la dificultad de limitar radiaciones solo a las areas de servicio. Cuando por las interferencias que se originarían no es posible el uso simultaneo de toda una banda por cada uno de los países de una región, se Puede realizar una planificación regional anticipada, aprobada por todos los países de la misma.

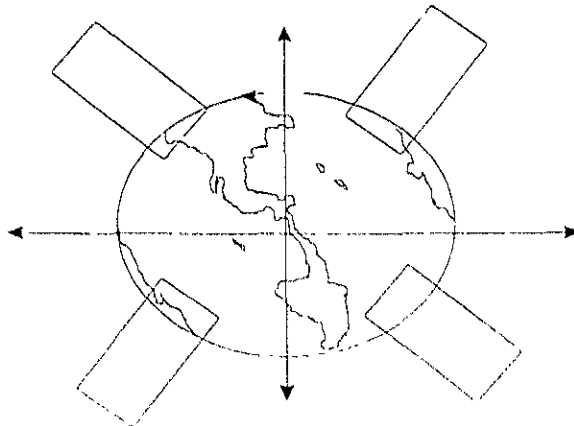


FIGURA 2.3 Sensores de Tierra.

Un sistema de comunicación por satélite consiste de uno o mas satélites, uno o mas centros de control de los mismos y estaciones terrenas que se comunican entre si a través de aquellos. Un sistema constituido por un solo satélite geoestacionario, un centro de control y un numero indeterminado de estaciones terrenas **figura 2.4**.

El satélite recibe señales de las estaciones terrenas, las convierte y las transmite a la zona de cobertura. Otras funciones incluyen la recolección de datos de propio funcionamiento y su transmisión al centro de recolección de datos de su propio funcionamiento y su transmisión al centro de control mediante el subsistema de telemetría y el control autónomo de diversas partes de los demás subsistemas. En un sistema mas grande, si lo determinan los requisitos de diseño, puede tener comunicación directa con otros satélites.

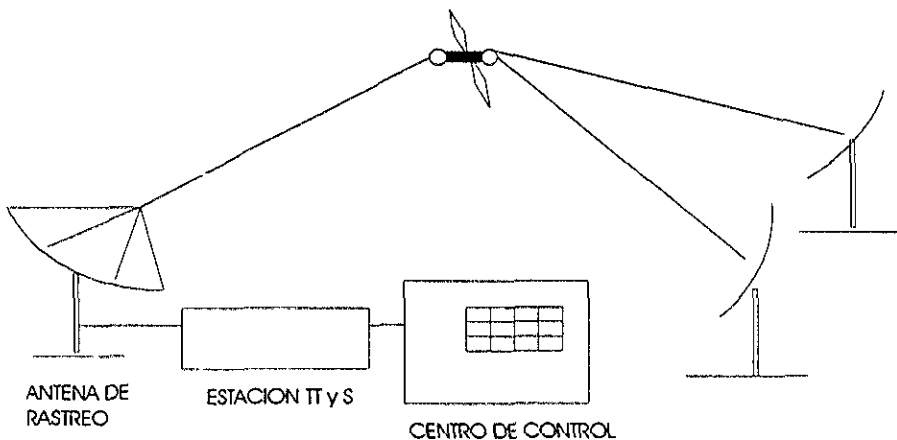


Figura 2.4 Partes constitutivas de un sistema de comunicación por satélite.

El centro de control tiene como función principal vigilar el estado de todos los subsistemas del satélite y, mediante ordenes de control al satélite, conservar dentro de los valores tolerados todos los parámetros esenciales para su buen funcionamiento. Entre otros, deben conservarse dentro de tolerancia los parámetros de posición y apuntalamiento del satélite mediante maniobras programadas. En caso de presentarse condiciones de falla, valores fuera de tolerancia y otras anormalidades, debe realizar diversas comprobaciones, y en caso necesario utilizar procedimientos de emergencia y reemplazar algunas de las funciones autónomas del satélite, con objeto de restablecer las condiciones normales de operación. Además, el centro de control tiene una variedad de funciones adicionales, como activar o modificar las configuraciones alternativas de operación respecto de colectividad y coberturas, estimar el combustible remanente en el satélite y generar información para los usuarios sobre riesgo próximo en las comunicaciones o sobre interferencias que se hayan presentado y, opcionalmente, para participar en las maniobras de la órbita de transferencia de los nuevos satélites del propio sistema o de otros sistemas después de ser liberados por el vehículo de lanzamiento.

La función de las estaciones terrenas de tráfico es transmitir, recibir o transmitir y recibir señales de comunicación de o hacia otras estaciones a través del satélite.

También pueden existir estaciones terrenas de control de red que principal o exclusivamente reciban y envíen señales de control para permitir la comunicación entre otras estaciones de una misma red.

También pueden existir estaciones terrenas de control de red que principal o exclusivamente reciban y envíen señales de control para permitir la comunicación entre otras estaciones de una misma red.

Las estaciones de telemetría, telemando y seguimiento de los centros de control del sistema intercambian con los satélites señales que no están destinadas a otras estaciones. Por último, a estaciones terrenas que por razones de operación, economía o por otras circunstancias combinan algunas de las funciones mencionadas.

Un sistema de comunicación que opera por medio de un satélite tiene un segmento espacial y un segmento terreno. El segmento espacial está formado por el satélite y su centro de control, mientras que el conjunto de estaciones terrenas de la red que se comunican entre sí y a través de las cuales es posible la conexión con las redes, constituye el segmento terreno.

Los sistemas de comunicación por satélite pueden ser domésticos para servicio de un solo país, o internacionales, que incluyen los de servicio global a varios continentes y los regionales para proporcionar servicio a un número restringido de países, aparte del aspecto de la estructura propia del sistema. Para establecer y operar un sistema comercial de comunicación por satélite es necesario cumplir un complicado proceso, con duración de varios años.

Uno de los aspectos potencialmente conflictivos desde el punto de vista económico y político es la saturación de la órbita geostacionaria, con más de 2000 satélites operativos y en proyecto, que dificulta la coordinación para el uso de posiciones en ella. En los últimos años se han sentido casos de solicitudes y registro de posiciones orbitales como medio para obtener recursos económicos, por otra parte se hacen grandes

esfuerzos por lograr responsablemente el uso de la órbita Geoestacionaria mediante negociaciones entre países interesados.

Tanto los satélites como, los vehículos desechables para su lanzamiento se construyen bajo una orden específica, cuya duración esta sujeta a retrasos imprevistos en mayor proporción que en otro tipo de proyectos.

En el caso de falla de un vehículo de lanzamiento en un vuelo se puede presentar una repercusión doble sobre los siguientes vuelos del mismo tipo de vehículo, ya que mientras se investiga la causa de la falla se suspende el programa de lanzamientos, y en caso de detectarse en una imperfección o insuficiente margen de seguridad en un componente, es necesario esperar su reemplazo después de que sea corregido el diseño y fabricado el nuevo. Este tipo de acontecimientos implica un retraso que depende de las precauciones que se hayan tomado para su caso, o incluso disponer de un costoso reemplazo completo del satélite en tierra.

Una desventaja de un sistema de solo uno o dos satélites para la misma zona de servicio consiste en el riesgo potencial de falla total de un satélite en órbita cuando ya este operando.

La vida útil planeada de los satélites comerciales destinados a la órbita Geoestacionaria es de 10 o mas años en la actualidad. Esta duración en servicio esta determinada en forma ineludible por la duración del combustible que les permite conservar su posición en la órbita original y también por el deterioro de las células solares y en ultima instancia por el deterioro o la falla de otras partes de la nave espacial.

2.5 SISTEMA ESTRUCTURAL.

- Armazón rígido, resistente, ligero.
- Soportar fuerzas y aceleraciones / despegue y operación en órbita.
- Soportar cambios térmicos, impactos, radiaciones.
- Aluminio, Magnesio, titanio, berilio, acero.
- Plásticos reforzados con fibras de carbono – panal de abeja de aluminio.
- Masa entre 10 y 20 % del total del satélite.

Un satélite diseñado para operación Geoestacionaria puede prolongarse durante algunos años, si cerca del final de su vida planeada se opera en órbitas sincrónicas inclinadas respecto del plano del ecuador, con lo cual puede ahorrarse hasta un 90% o más del combustible consumido por año y puede ser conveniente en circunstancias particulares, principalmente para satélites que operen con estaciones terrenas de relativamente alto tráfico y no muy numerosas, ya que las que cuentan con antenas de alta ganancia deben estar dotadas o dotarse de sistemas de rastreo o seguimiento del satélite.

Un aspecto que resulta importante de resaltar dentro de las generalidades de un satélite en Órbita Geoestacionaria es que su sistema es más útil para sistemas de comunicación comerciales limitados a la cobertura geográfica de un solo país o una región, a pesar del hecho paradójico de que al mismo tiempo son las que permiten mayor cobertura.

Este tipo de órbita se encuentra a una Altura de 35787 km. , en la que los satélites parecen inmóviles desde las estaciones terrenas que tienen acceso a ellas.

Clasificación de regiones . La región 1 abarca Africa, los países Arabes, Europa y los países anteriormente constituían la URSS, la región 2 que abarca los países de América y la región 3 que incluye Asia y Oceanía.

Para la comunicación de los satélites Geoestacionarios los enlaces de cada estación hacia un satélite deberán ser efectuados con un potencia muy elevada para evitar que se reciba la señal con baja radiación, por razones a las bandas de frecuencias mas comunes para este tipo de satélites para la región de las Américas como ejemplo **Tabla 2.1.2**

Banda	Ejemplos de atribución(GHz)	Designación alternativa
L	1.525 – 1.71	Banda de 1.5 GHz
S	1.99 – 2.20 2.5 – 2.69	Banda de 2 Ghz Banda de 2.5 Ghz
C	3.4 – 4.2 , 4.5 – 4.8 5.15 – 5.25 , 85.7 - 7.075	Banda de 4/6 Ghz Banda de 5/7 Ghz
X	7.2 – 8.4	Banda de 7/8 Ghz
Ku	10.7 – 13.25 , 13.75 – 14.78	Banda de 11/14 Ghz Banda de 12/14 Ghz
Ku	27.0 – 31.0	Banda de 30 Ghz

Tabla 2.1.2 Frecuencias mas comunes para este tipo de satélites en América

III .- ANTECEDENTES

No puede tenerse una imagen completa de la comunicación por satélite sin considerar aunque sea someramente su desarrollo histórico, por lo que en este título se describen brevemente en forma cronológica algunos aspectos de dicho desarrollo.

La siguiente reseña está orientada hacia a los desarrollos más notables relacionados con la comunicación para servicios comerciales por satélite, aunque durante los años 1958 a 1963 se realizaron los primeros experimentos mediante satélites científicos construidos en diversos países que fueron determinantes para conocer mejor las características del espacio exterior y cuando menos su efecto inmediato sobre los dispositivos y materiales que podrían ser utilizados en los satélites comerciales.

Como se mencionó anteriormente, en 1945 Arthur C. Clarke concibió un sistema de comunicación de tres estaciones espaciales de cobertura global en órbita sincrónica. En ese tiempo no era posible materializar la idea propuesta principalmente porque no se contaba

con un vehículo de lanzamiento suficientemente potente para lograrlo, lo cual era indispensable para realizar los experimentos que permitieran conocer mejor las condiciones del espacio exterior y desarrollar la tecnología para la supervivencia y el control de la plataforma.

En 1957 se lanzo el satélite artificial **Sputnik – 1** de la URSS detectándose las primeras señales radioelectricas de telemetría transmitidos por un satélite artificial de la Tierra.

En 1958 se lanzaron el primer satélite **Echo – 1** de EUA que realizo la transmisión pasiva de estación terrena a estación terrena de señales telefónicas mediante la reflexión en su superficie metalizada en forma de globo de 30 metros de diámetro. En ese ,mismo año se realizo un experimento mediante el satélite Courier – 1B de EUA en una órbita con apogeo a unos 1200 km. de altitud, el primero con células solares para la retransmisión, demostrando los subsistemas esenciales de comunicación, teledida y telemando.

El satélite Telstar- 1 de la compañía AT & T de EUA fue lanzado en 1962 en una órbita con apogeo a 5600 km. de altitud, siendo el primer satélite con amplificador a base de tubo de ondas progresivas, permaneciendo operativo durante 7 meses. Después, en ese mismo año se lanzo el satélite Relay 1 construido por RCA para la National Aeronautic Space Agency (NASA) de EUA, en una orbita con apogeo de 7400 km., operando en la banda C (6/4 GHz). Su altura era de 0.84 m, con una antena omnidireccional, teniendo una masa de 78 kg.

Una cuestión que origino controversia y dudas en esos primeros años fue la relativa a las órbitas mas adecuadas para la comunicación por satélite. Algunos pensaron que no era posible ubicar satélites en una órbita Geoestacionaria y otros que seria muy costoso lograrlo, además de las objeciones por el aspecto del retraso de tiempo por el largo recorrido de la señal. También en ese mismo año se lanzo el satélite Syncom 2 de la NASA en una órbita Geoestacionaria, construido por Hughes Aircraft Company, constituyendo el primer satélite geosincrono operativo, el cual demostró la viabilidad técnica y la calidad del servicio posible mediante un sistema global de comunicaciones por satélite en la órbita geoestacionaria.

Syncom pesaba 68 kg. al momento de lanzamiento y contenía una carga útil que permitía el uso de 300 circuitos telefónicos y un canal de televisión en la banda S, contando con un sistema de control de orientación de peróxido de nitrógeno. Syncom 3, lanzado en 1964, fue el primer satélite Geoestacionario, permitiendo a los europeos ver por televisión los juegos Olímpicos de Tokio en vivo.

El primer satélite comercial, el Intelsat I, **figura 3.1** también conocido inicialmente como Early Bird, fabricado por Hughes Aircraft Company y designado por la compañía como serie HS 303 se lanzo en 1965. Su diseño estaba basado en el de los Syncom, con algunas mejoras . Intelsat I, como sus antecesores, era estabilizado por rotación conjunta de todas sus partes sobre el eje de su cuerpo cilindrico que conservaba su orientación por la inercia del efecto giroscopico, contaba con 2 transpondedores operando en banda C y su capacidad de comunicación era de 240 circuitos telefónicos y un canal de

televisión, lo cual bastaba para triplicar la capacidad de circuitos telefónicos existentes a través del Atlántico norte.

También en 1965 se lanzó el satélite soviético Molniya I en una órbita elíptica muy particular adecuada para cubrir áreas cercanas al polo norte, con un periodo de circunvolución de 12 horas, empezando el servicio doméstico de transmisión de programas de televisión por satélite en la URSS. Molniya tenía un cuerpo cilíndrico de 1.6 m de diámetro y 3.4 m de altura del cual proyectaban seis paneles solares y dos antenas direccionales y su sistema de estabilización era de los denominados de tres ejes.

Entre 1965 y 1975 se lanzaron 29 satélites Molniya. En 1967 se lanzó el segundo satélite Intelsat II, **figura 3.2** cuatro meses después de haber fallado el lanzamiento del primero. Su diseño estaba basado en los de la serie HS 303 con mejoras, designándolo su fabricante como HS 303^a. El cuerpo del Intelsat II tenía 0.67 m de altura y 1.42 m de diámetro y pesaba casi el doble que el Intelsat I. Contaba con un transpondedor de 120 MHz que permitía el acceso múltiple de las estaciones terrenas, así como con baterías para suministrar energía durante los eclipses. Se colocaron 3 Intelsat II en 1967, por lo que el sistema Intelsat se acercó a una cobertura global. Con este sistema se dio gran apoyo a la misión Apolo que culminó con la llegada del hombre en 1969.

La tercera generación de satélites Intelsat inicio el uso de antenas mucho mas eficientes en los satélites comerciales, evitando el desperdicio de energía de mas de 90%. Esta mejora que permite aumentar la intensidad del haz hacia la zona de cobertura, fue posible mediante la contrarrotacion o rotación de las antenas opuesta a la rotación de estabilización del cuerpo del satélite.

Intelsat III **figura 3.3** construido por la compañía TRW, tenia también un cuerpo cilíndrico, con masa de 300 kg. al lanzamiento. Contaba con dos transpondedores en banda C. Entre 1968 y 1970 se realizaron 8 lanzamientos de satélites Intelsat III de los cuales el primer fallo, al ultimo satélite no le funcionó correctamente el motor de apogeo, no pudiendo colocarse en órbita y otros cuatro tuvieron problemas ya sea con la contrarrotacion de las antenas, originando su retiro prematuro, o en la carga útil, por lo que la serie no fue exitosa a pesar de sus mejoras.

Entre 1971 y 1973 se lanzaron 4 Intelsat IV **figura 3.4** , quedando establecido un sistema global con este tipo de satélites. Los Intelsat IV, construidos por Hughes, tenían cuerpo cilindrico de 2.38 m de diámetro y 2.81 m de altura, su masa al lanzamiento era de 1400 kg. y de 732 kg. inicial de órbita. Intelsat IV tenia un sistema de control de orientación o actitud de propulsión de hidracina, la carga útil contenía 12 transpondedores de 36 Mhz cada uno en banda C. Se lanzaron en total 8 Intelsat IV, el ultimo en 1975, habiendo fallado el vehículo de lanzamiento solo en el sexto. Esta generación fue altamente exitosa en su desempeño, convirtiéndose su diseño en la base

para algunos sistemas nacionales de satélites, su vida útil era de 10 años pero duraron mas, habiéndose retirado el ultimo en 1985.

En 1972 se lanzo el satélite Anik A1 de la compañía Telesat de Canadá, creándose el primer sistema nacional de comunicación por satélite fuera de la URSS.

El contratista principal de Anik A1 fue Hughes Aircraft Co. Tenia 12 transpondedores en banda C con capacidad para 5760 circuitos telefónicos o 12 canales de televisión. Los satélites Anik A2 y Anik A3 de características similares al anterior fueron lanzados por medio del cohete Delta en 1973 y 1975 respectivamente.

El primer satélite nacional de EUA, el Westar 1 de la compañía Western Union, fue lanzado en 1974 impulsado por el cohete Delta 2914. Basado en el diseño de Anik A1 y casi con las mismas dimensiones, Westar 1 tenia 12 transpondedores con capacidad de 7200 circuitos telefónicos. Westar 2 y Westar 3 fueron también lanzados por el lanzador delta 2914 en 1974 y 1979.

En 1974 se lanzo el satélite Simphonie 1, proyecto conjunto de Francia y la República Federal Alemana, constituyendo el primer satélite Geoestacionario de comunicaciones comerciales estabilizado en tres ejes. Tenia un cuerpo hexagonal con diámetro máximo de 1.7 m y altura de 0.5 m del cual se proyectaban tres paneles de celdas solares, con masa en órbita de 230 kg. Este satélite fue seguido por el Simphonie 2 lanzado en 1975.

Intelsat requería mayor capacidad total de tráfico que el proporcionado por la red de Intelsat IV a fin de satisfacer la demanda y para facilitar la conectividad del sistema era deseable lograrlo mediante satélites de mayor capacidad individual en vez de un mayor número de ellos. La solución se dio por medio de la serie Intelsat IV- A, **figura 3.5** con masa inicial en órbita de 860 kg. y con capacidad casi doble respecto de la generación anterior.

En esa época esta solución era apropiada para satélites de gran cobertura con un amplio espacio oceánico intermedio sin servicio, como los requeridos para la mayoría de las necesidades de la organización. Intelsat IV-A tenía una carga útil de 20 transpondedores, pero en otros aspectos era muy similar al Intelsat IV, con solo un poco más de masa. Entre 1975 y 1978 se lanzaron 6 Intelsat IV- A mediante el cohete Atlas Centauro.

En 1975 se lanzó el satélite Satcom 1 de RCA American Communications, Inc construido por RCA Astro Electronics Division. Este satélite de cuerpo rectangular del cual se proyectaban dos paneles de células solares tenía 585 kg. de masa en órbita al inicio de su vida y era estabilizado por tres ejes con la tecnología empleada por RCA para satélites meteorológicos de órbita baja.

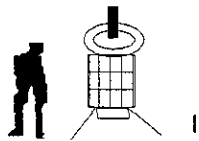


Figura 2.1
INTELSAT 1

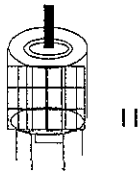


Figura 2.2
INTELSAT 2

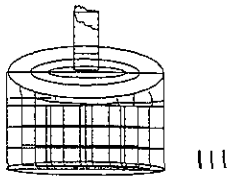


Figura 2.3
INTELSAT 3

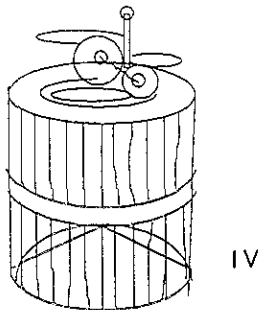


Figura 2.4
INTELSAT 4

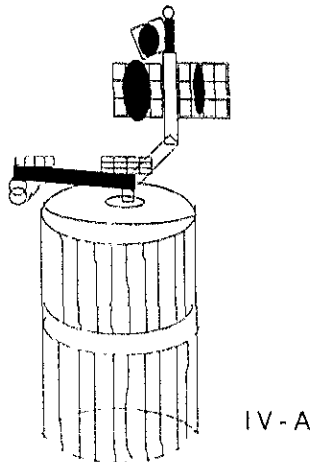


Figura 2.5
INTELSAT 5

En 1975 se lanzó el primer satélite Geoestacionario Raduga 1/ Stationar para servicio nacional en la URSS impulsado por el vehículo Protón D – 1- e equipado con un sistema de estabilización entre ejes.

En 1976 se lanzó Marisat 1, el primer satélite para comunicaciones marítimas, construido para Comsat como parte de una orden de tres satélites. Su cuerpo cilíndrico estabilizado por rotación tenía una masa inicial en órbita de 330 kg. La carga útil de Marisat operaba en las bandas UHF, L y C para prestar servicios de voz, teletipo, facsímil y datos en un sistema de cobertura global promovido por Comsat establecido en asociación con otras empresas importantes de comunicación de EUA. Ese mismo año se lanzaron Marisat 2 y 3.

La serie de 4 satélites Comstar de Comsat General Corporation (COMSAT) para servicio nacional de los EUA fue construida por Hughes Aircraft Co. El primer (Comstar- D1) se lanzó en 1976 y el último (Comstar- D4) en 1981. Comstar, basado en el Intelsat IV-A y con masa en órbita de 790 kg. contaba con reuso de frecuencias por polarización lineal cruzada y 24 transpondedores en banda C con capacidad de 18,000 circuitos telefónicos. Comstar se destinó en gran medida a prestar servicios a las dos grandes compañías telefónicas AT & T y GTE.

Intelsat V, **figura 3.5** diseñado para una vida útil de 7 años, tenía un cuerpo rectangular del cual proyectaban 2 paneles solares que producían 1290 watts de energía al fin de su vida, con masa en órbita 825 kg. al inicio de la misma.

Estaba estabilizado en tres ejes y tenía sistema de propulsión químico con precalentamiento para aumentar su eficiencia. Su carga útil tenía capacidad para 12,000 circuitos telefónicos y dos canales de televisión, mediante el reuso cuádruple de frecuencias en banda C y reuso doble de banda Ku a través de 27 transpondedores de diversas anchuras de banda.

El primer Intelsat V se lanzó en 1980 impulsado por el vehículo Atlas Centauro. En total se lanzaron nueve Intelsat V, el séptimo y octavo por medio del vehículo Ariane. El noveno fue lanzado por un Atlas Centauro en 1984, el cual falló. Los satélites Intelsat V F5 al F8 contaban con un subsistema de comunicaciones marítimas en banda L y banda C que fue arrendado a la organización INMARSAT.

En 1981 se lanzó a la órbita Geoestacionaria el satélite para comunicaciones marítimas Marecs A de la Agencia Espacial Europea, construido por varias empresas europeas, reuniendo a British Aerospace como contratista principal.

Este y otro satélite Marecs fueron arrendados a la organización de comunicaciones marítimas INMARSAT. Marecs era estabilizado en tres ejes, con masa inicial en órbita kg. La vida útil prevista de Marecs era de siete años.

El equipo de comunicaciones operaba en banda C y banda L, para servicio de voz / datos a baja velocidad, con capacidad equivalente para 60 circuitos telefónicos. En 1984 se lanzó Marecs B2, de características similares, por medio del mismo lanzador Ariane 3 con que se lanzó el primero.

En 1982 INMARSAT se hizo cargo de los satélites Marisat.

En 1985 se lanzó el primer satélite Geoestacionario Intelsat V-A, **figura 3.5 (A)** versión mejorada del Intelsat V, con la misma plataforma y con masa inicial en órbita de 1098 kg. El equipo de comunicaciones tenía capacidad equivalente para 15,000 circuitos telefónicos más 2 canales de televisión en 30 transpondedores y contaba adicionalmente con dos antenas puntuales en banda C. Hasta enero de 1989 se lanzaron 6 Intelsat V-A impulsados por vehículos Ariane y Atlas Centauro.

En 1989 se lanzó el primer satélite Intelsat VI **figura 3.6** construido por Hughes Aircraft Co. Como contratista principal con la participación de las compañías Spar Aerospace Limited de Canadá, Alcatel-Espace y Thomson-CSF de Francia, Selenia Spazio de Italia, Nippon Electric Company de Japón, British Aerospace del Reino Unido y AEG-Telefunken y MBB de la República Federal Alemania. Intelsat VI, diseñado para una vida útil de 14 años, tiene un cuerpo cilíndrico estabilizado por rotación de 3,6 m de diámetro y 11.8 m de altura con las antenas desplegadas, peso de cerca de 4 toneladas al lanzamiento y masa de 1800 kg. al principio de su vida en órbita, generando 2200 watts de energía al fin de su vida.

Intelsat VI fue el primer satélite comercial en incorporar un sistema de acceso múltiple por división en tiempo conmutado en el satélite (SS / TDMA), una tecnología que permite la interconexión flexible de los haces según la demanda de tráfico. Hasta 1991 se lanzaron 5 Intelsat VI, tres de ellos por medio de vehículos Ariane y dos por vehículos Titán III.

En octubre de 1990 se lanzó el primer satélite Inmarsat II construido para la organización INMARSAT por British Aerospace Dynamics Group como contratista principal. Inmarsat II, diseñado para una vida útil de 10 años, es del tipo de estabilización en tres ejes con masa al lanzamiento de 1270 kg. Su carga útil opera en banda L y banda C con capacidad de 250 canales de voz en la dirección barco a tierra y 125 canales en la dirección tierra a barco. Su sistema de energía proporciona 760 watts al fin de vida. Hasta abril de 1992 se lanzaron 4 Inmarsat II, dos de ellos con el vehículo Delta y dos con el vehículo Ariane.

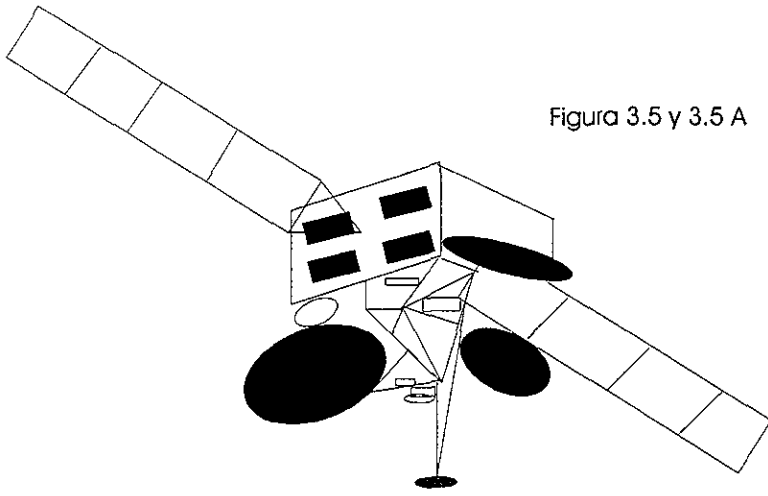


Figura 3.5 y 3.5 A

INTELSAT V , V -A

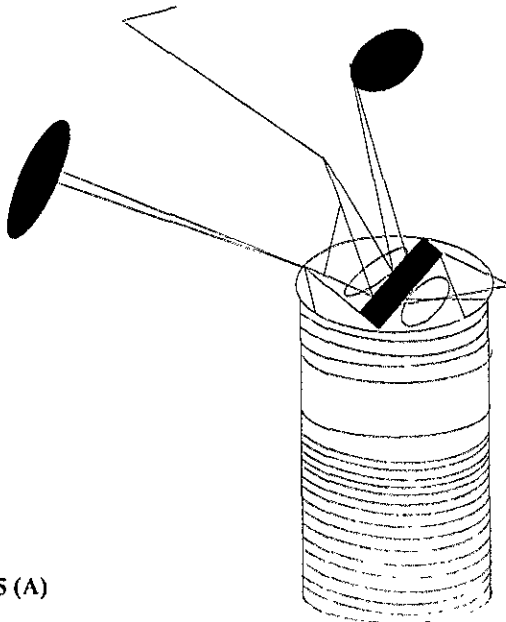


FIGURA 3.6

Figura 3.5 Y 3.5 (A)

Figura 3.6

INTELSAT V 1

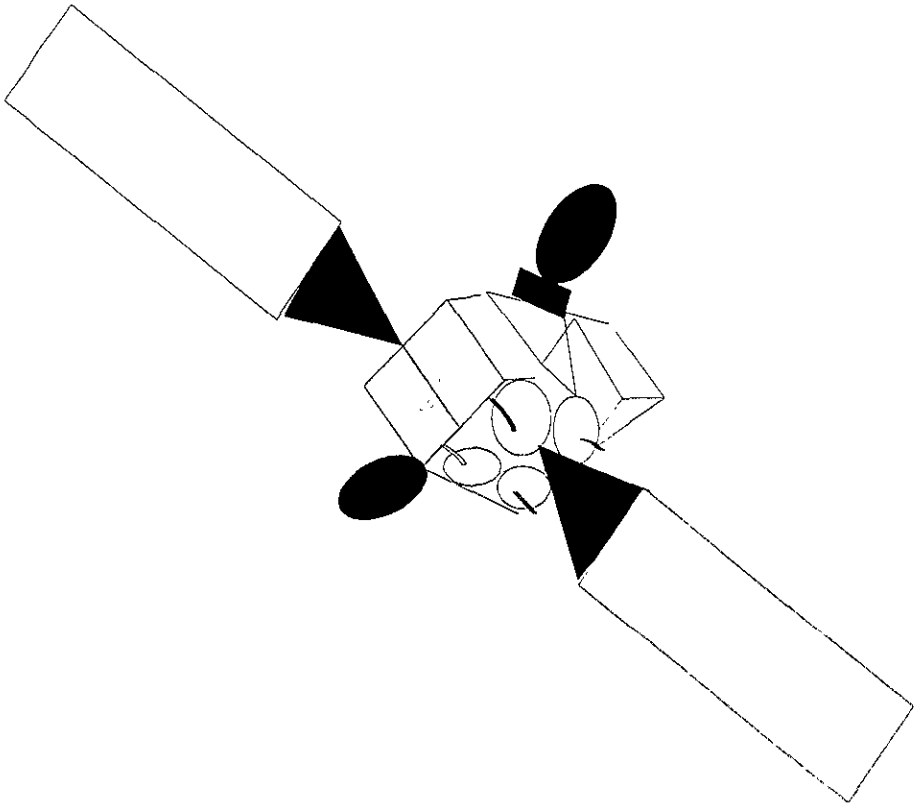
En junio de 1992 se lanzó el satélite Intelsat K por medio de un vehículo Atlas IIA, construido anteriormente por GE Astro Space y modificado para satisfacer la demanda de servicios en esta banda para televisión y servicios de negocios (IBS). Intelsat K es del tipo estabilizado en tres ejes con una masa inicial de 1512 kg. y diseñado para una vida útil de 10 años. La carga útil de este satélite consiste en 16 transpondedores de 54 MHz, 8 en polarización vertical y 8 en horizontal, operando en banda Ku.

En octubre de 1993 se lanzó el primer satélite Intelsat VII, **figura 3.7** construido por Space Systems/ Loral. Este satélite tiene menor capacidad en términos del número de transpondedores y anchura de banda utilizada, contando con reusos de frecuencia, que el Intelsat VI, pero tiene una mayor flexibilidad del uso de la misma mediante amplias alternativas de conectividad de enlaces ascendentes y excedentes, e inversión de orientación por giro de 180 g que le permite su mejor aprovechamiento por adaptación a las necesidades de tráfico y de coberturas, mayor potencia de los transpondedores, posibilidad de operación combinada de los mismos, modificación de frecuencias de operación en órbita y mejoras de diversos parámetros de desempeño.

Intelsat VII, diseñado para una vida útil de 12 años, es del tipo estabilizado en tres ejes, con plataforma rectangular de la que se proyectan dos paneles solares que generan más de 4000 watts. Con capacidad equivalente de 18,000 circuitos telefónicos más tres canales de televisión tiene un extenso reuso de frecuencias en sus 26 transpondedores de banda C y 10 transpondedores de banda Ku, con tres haces puntuales orientables.

Hasta marzo de 1995 se lanzaron 5 Intelsat VII, tres de ellos por medio del cohete Atlas IIAS y dos por medio del Ariane 44LP. En mayo de 1995 se lanzó el primero de tres satélites VII-A, **figura 3.7(A)** similar al Intelsat VII, con capacidad equivalente de 22.500 circuitos telefónicos más tres canales de televisión, 40 transpondedores y paneles solares mayores producen 5.3 kilowatts de potencia.

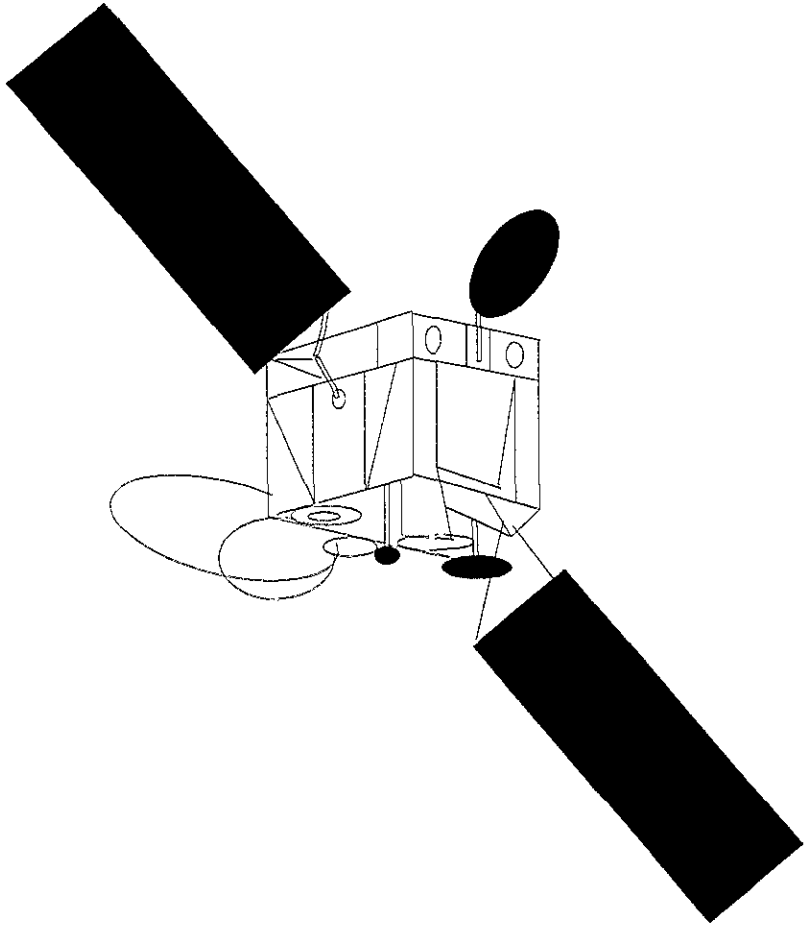
En febrero de 1997 se lanzó el primer satélite de la serie Intelsat VIII, **figura 3.8** teniendo como una de sus características distintivas su vida útil proyectada de 14 a 17 años. Sin embargo, su anchura de banda total y su potencia son algo menores que las de los Intelsat VII-A. **Figura 3.8 (A)**.



SATELITE INTELSAT VII , VII-A

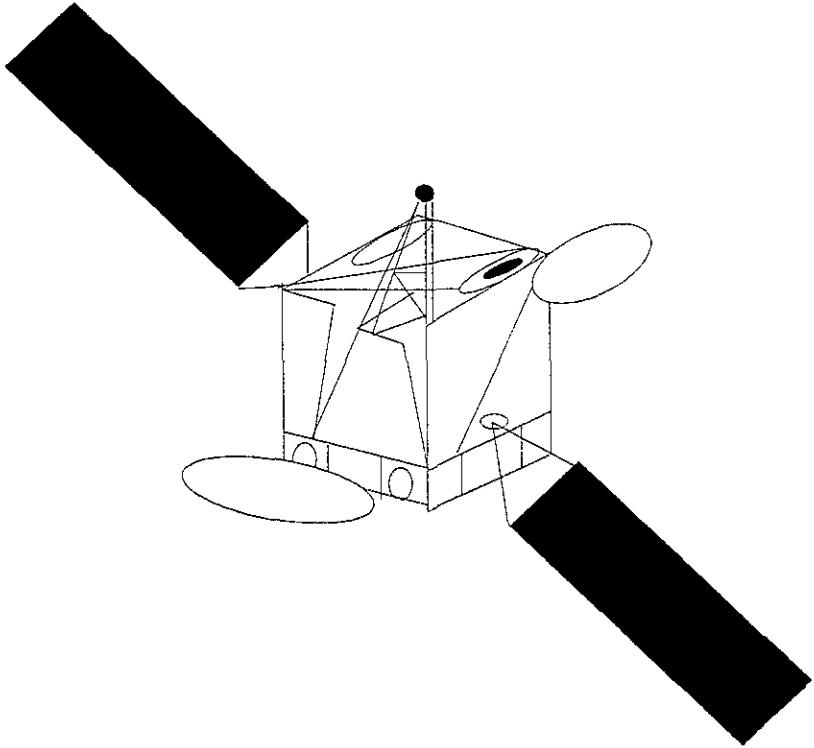
Figura 3.7 Intelsat.

Figura 3.7(A).



Satelite Intelsat VIII

Figura 3.8 Intelsat.



Intelsat V III - A

Figura 3.9 Intelsat.

IV.- LANZAMIENTO

Orbita Geoestacionaria.

4.1 MISION DE LANZAMIENTO.

Las misiones espaciales en general , incluyendo el diseño y construcción de los vehículos de lanzamiento, son complejas y costosas, y tienen diversos objetivos que en nuestro caso se reducen al lanzamiento de satélites comerciales de comunicación. En el caso de estos satélites el costo de lanzamiento, aun siendo mucho menor que en otras misiones, es de valor similar al costo del propio sistema de satélites. La capacidad, limitaciones y costo de los sistemas de lanzamiento influyen en forma determinante en el diseño de los mismos satélites, por lo que conviene incluso a los ingenieros de sistemas de satélites o de operación ajenos al proceso de lanzamiento conocer los principios básicos y características generales de estos sistemas.

Cuando están determinadas las características finales de un sistema de satélites que debe ser puesto en órbita se pueden someter a licitación los servicios de lanzamiento y precisar tanto el proceso de este como las maniobras posteriores para ubicar los satélites en sus posiciones definitivas.

Los proveedores de servicios de lanzamiento tienen establecidos requisitos de dimensiones de acoplamiento, tolerancia a la vibración y a las ondas acústicas que deben satisfacer a los satélites. En general, debe integrarse y ejecutarse como elemento indispensable para el lanzamiento un largo y complejo programa de coordinación en que participen el fabricante de los satélites, el operador futuro de los satélites, el proveedor de estos servicios y si es el caso cualquier otro operador de satélites que comparta un mismo lanzamiento.

4.2 VENTANAS DE LANZAMIENTO.

Para el lanzamiento de un satélite es conveniente que en el momento de despegue del vehículo portador el sitio de lanzamiento se encuentre aproximadamente en el plano de la órbita en que se desea inyectar al primero, lo cual en gran medida determina las ventanas de lanzamiento, o sea los tiempos apropiados para efectuarlo. Lo anterior se debe a que la trayectoria desde el despegue hasta la inyección en la órbita ocurre normalmente en un mismo plano. La órbita inicial del satélite tiene un plano fijo en coordenadas de inercia que el sitio de lanzamiento debe cruzar o cuando menos alcanzar periódicamente por causa de rotación de la tierra para que se cumplan las condiciones mencionadas.

Como el sitio de lanzamiento gira sobre el eje de rotación de la Tierra describiendo un círculo cuyo plano no pasa por el centro de esta, para órbitas directas solo existirán ventanas de lanzamiento previendo que la inclinación de la órbita sea igual o mayor a la latitud de lanzamiento. **figura 4.1**

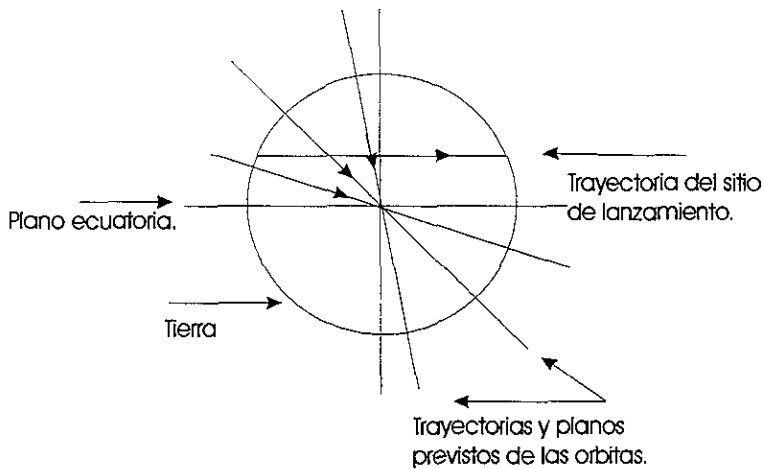


Figura 4.1 Ventanas de lanzamiento.

4.3 TRAYECTORIA DE LANZAMIENTO.

En el caso de una órbita Geoestacionaria la trayectoria de lanzamiento de un satélite incluye típicamente la etapa de ascenso hasta la órbita de estacionamiento y la inyección de transferencia. Aunque el vehículo portador generalmente constituido con mas de un cohete o motor produzca su ultimo impulso en dirección tangente a la órbita de estacionamiento, después puede realizar otras operaciones como la rotación y la reorientacion del satélite antes de desprenderse del mismo.

Una órbita de inyección elíptica tendrá su perigeo cerca del nodo descendente debido a la trayectoria de ascenso de un vehículo de lanzamiento que despegue de un sitio en el Hemisferio Norte. Utilizando la ventana que hace mas corta la trayectoria hasta el plano ecuatorial, el recorrido del satélite en solo una fracción de la órbita circular inicial puede ser

suficiente para asegurar el perigeo quede sobre el ecuador. Esto coloca el apogeo en el nodo ascendente, propiciando el menor consumo de propulsores en las maniobras de reducción de la inclinación cuando esto es requerido por el diseño de la órbita.

La siguiente **figura 4.2** ilustra un ejemplo la trayectoria típica mencionada en la cual la intersección de su plano con el ecuatorial se muestra como una línea punteada vertical, formando ambos planos ángulo que para Órbitas Geoestacionarias conviene que sea lo menor posible. El punto A es el sitio de lanzamiento. La rotación de la Tierra proporciona al vehículo portador energía cinética inicial.

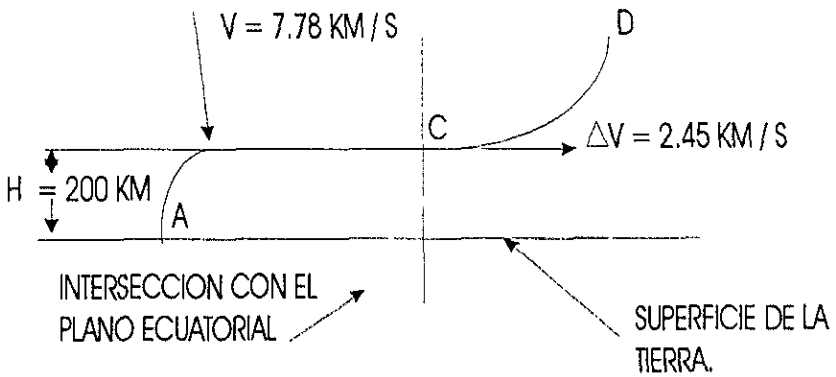


Figura 4.2 trayectoria típica.

El tramo AB representa el ascenso del portador hasta la órbita circular de estacionamiento por la rotación de fuerzas continuas durante la mayor parte del mismo, en el cual debe utilizarse, además de la energía cinética y potencial para alcanzarla, la necesaria para superar las fuerzas de arrastre o fricción de la atmósfera. Al terminar esta tramo el vehículo de lanzamiento deberá haber adquirido una velocidad de 7.784 km. / s si la altura de la órbita inicial es de 200 km. , quedando en equilibrio las fuerzas de inercia y de gravitación, por lo que se encontrara en la órbita de estacionamiento.

Aunque no se representa en la gráfica , es común que el punto B exceda un poco de la altura de la órbita de estacionamiento para luego descender a esta el portador. En el mismo tramo el vehículo de lanzamiento desecha los cohetes empleados en el y la cofia o funda rígida aerodinámica que protege al satélite de la presión y vibración insoportables que le causaría la atmósfera sin ella.

El lanzador navega en el tramo BC de la Orbita de estacionamiento sin impulso adicional, es decir, sin el apoyo del motor de la etapa final, pero después de haber desechado los de las etapas anteriores.

Es notable que en algunos casos la trayectoria en la órbita mencionada, ya que su función principal consiste en permitir que su punto de cruce con el plano ecuatorial se convierta en el perigeo de la órbita de transferencia. Teóricamente en dicho punto de cruce se aplica el impulso 2.455 km. / s que convierte una órbita en la otra en el caso de Satélites Geoestacionarios, sin que sea necesario que antes se complete una circunvolución.

No obstante, el obrador o vehículo recuperable STS realiza mas de un cruce del plano ecuatorial antes de que se aplique el impulso de conversión de órbitas, que en ese caso es proporcionado por un motor independiente de perigeo, el cual se enciende a continuación de que el vehículo lo hace girar para estabilizarlo y lo expulsa conjuntamente con el satélite, siendo finalmente desechado por este después de su extinción.

Si una parte activa del vehículo acompaña al satélite en el tramo CD , es decir, si no se trata de un caso como el del párrafo anterior, imprimirá rotación reorientara al satélite antes de separarse finalmente en el punto D. Generalmente después del lanzamiento el satélite permanece durante varias circunvoluciones en la órbita de transferencia para verificación de sus características antes de que esta sea circularizada y aquel colocado en posición definitiva.

4.4 SISTEMAS DE LANZAMIENTO.

Los sistemas de lanzamiento comprenden las complejas instalaciones de preparación y apoyo en el sitio de lanzamiento y los vehículos portadores. Incluso la ubicación geográfica del sitio de lanzamiento tiene un significado útil en estos sistemas . La función de cada operación de lanzamiento es colocar uno o mas satélites en órbita, ya sea de estacionamiento, de transferencia, de almacenamiento o la final.

El costo de los servicios de lanzamiento es alto, comparable al de los satélites que colocan en órbita, y la misión de lanzamiento representa el mas alto riesgo de falla catastrófica de un proyecto de comunicación por vía satélite.

4.5 SITIOS DE LANZAMIENTO.

Actualmente existen en todo el mundo poco mas de 20 sitios de lanzamiento de satélites, aunque generalmente solo una fracción de los permite el lanzamiento de determinados tipos de satélites a determinadas órbitas o esta disponible para participar en el de los disponibles. Para misiones en órbitas directas con muy poca inclinación tiene una doble ventaja que el sitio de lanzamiento este muy cerca del circulo ecuatorial, ya que se reduce el consumo de ergoles requeridos para eliminar la inclinación y aumenta el impulso inicial sin costo proporcionado por la rotación de la tierra,

También el clima es un factor favorable desfavorable para un sitio de lanzamiento ya que el mal tiempo, especialmente por vientos fuertes, tormentas y rayos, representa un alto riesgo y en ciertas estaciones del año restringe severamente las oportunidades de lanzamiento. Otro factor que limita la ubicación o la posibilidad de operación continua de un sitio de lanzamiento es la zona donde tienen que caer las partes de las primeras etapas que son expulsadas por el vehículo portador después de consumirse sus propulsores sin representar peligro para personas o bienes, por lo que generalmente dicha zona se encuentra en el mar.

4.6 PRINCIPIOS DE PROPULSION.

Los principios de propulsión en el espacio son aplicables tanto al vehículo de lanzamiento como al subsistema del satélite. No obstante en que la presión y la densidad atmosféricas tiene una variación muy grande en la atmósfera baja en que operan los lanzadores, otra diferencia importante entre los impulsores de un satélite y los vehículos portadores de satélites de comunicación consiste en que la actualidad la única opción viable de estos es la reacción química.

El cuadro 4.1.1 siguiente muestra valores típicos del impulso específico que se obtienen de solo unos diversos compuestos químicos empleados o probados en los vehículos de lanzamiento actuales, empleando en los líquidos la sobrepresión en la cámara de combustión.

TIPO Y PROPULSANTES
Motor sólido de polímeros orgánicos , polvo de aluminio y perclorato de amonio.
De dos ergoles líquidos:
Oxígeno e Hidrogeno líquidos (LO ₂ /LH ₂)
N ₂ O ₄ y MMH : Tetroxido de Nitrógeno, MMH : Monometilhidracina.
Tabla 4.1.1 valores típicos del impulso específico que se obtiene de algunos compuestos químicos.

El vehículo de lanzamiento normalmente está dividido en etapas para lograr una mayor eficiencia reduciendo su masa en cada una al desechar los tanques y demás partes de la anterior después de agotar su impulso y antes del encendido de la siguiente.

Existen modos analíticos para optimar la carga, aunque también puede lograrse por un procedimiento de cálculo de prueba y error. Empero, los métodos analíticos para obtener una distribución óptima de los incrementos de velocidad hasta llegar a la órbita inicial no necesariamente proporcionan un resultado óptimo para un lanzador desechable que además de llegar a la de estacionamiento produce el impulso para convertirla en una transferencia

En este caso combinado para los satélites de Órbita Geoestacionaria puede ser conveniente, que aprovechando su capacidad de encendidos múltiples la última etapa contribuya tanto en parte del ascenso hasta la órbita de estacionamiento como a la totalidad del impulso final, con el fin de permitir un ajuste más exacto de los incrementos de velocidad y de aprovechar óptimamente la reserva de ergoles. Con este fin la etapa anterior debe diseñarse para un incremento de velocidad menor que el que en otra forma le correspondería.

Además de la combinación de motores en un vehículo lanzador formando etapas para lograr la máxima eficiencia, cuando menos en la primera etapa es muy frecuente que un solo no tenga la capacidad de empuje requerida. Los vehículos de lanzamiento de gran capacidad siempre logran un alto empuje en su primera etapa gracias a la combinación de múltiples motores que funcionan simultáneamente en ella, colocados alrededor del eje principal del portador.

No es extraño ver que una primera etapa con cohetes exteriores de refuerzo combine hasta 8 motores, de los cuales algunos son a base de sólidos y otro a base de líquidos. También pueden combinarse o emplearse en alguna etapa motores híbridos a base de sólidos y líquidos, los cuales aunque teniendo aparentemente ventajas de seguridad, menos detrimento ambiental y otras, aun no se han comercializado y en su mayoría están en desarrollo.

4.7 SISTEMA DE PROPULSION PARA SATELITES EN ORBITA GEOESTACIONARIA.

Se han utilizado vehículos de lanzamiento que pueden colocar un satélite casi en la órbita circular Geoestacionaria. Sin embargo, normalmente es mas económico que lo coloquen en una órbita convencionalmente llamada de transferencia. con perigeo de unos 200km y apogeo correspondiente a la altitud Geoestacionaria, con un ángulo de inclinación próximo a la latitud de lanzamiento, de modo que el satélite, utilizando un medio de propulsión propio modifique dicha órbita hasta ubicarse en una posición precisa en la Geoestacionaria.

Figura 4.3

En este caso el subsistema de propulsión del satélite se constituye con un impulsor o motor de apogeo para el propósito indicado, con impulsores de mucho menor fuerza destinados tanto al control de la posición orbital como para coadyuvar en el control de actitud, y con los demás elementos para que los impulsores puedan operar.

Se han utilizado comunmente dos tipos de motor de apogeo alternativos: de propulsante sólido y de propulsores líquidos. En el primer caso dicho motor opera como una unidad independiente, ya que los impulsores de menor potencia emplean un propulsante o ergol líquido. En el segundo caso usualmente tanto en el motor de apogeo como los impulsores menores emplean los mismos dos propulsores o ergoles líquidos, un combustible y un oxidante, contenidos en tanques de almacenamiento diferentes, quedando integrados con la red de filtros, conductos y válvulas que los alimentan o alternativamente se puede contar con impulsores de baja potencia que operan en principios eléctricos. Cualquiera de los dos tipos de motor de apogeo requiere mayor capacidad de impulso total si el sitio de lanzamiento se encuentra mas alejado del ecuador cuando la órbita final prevista es la Geostacionaria.

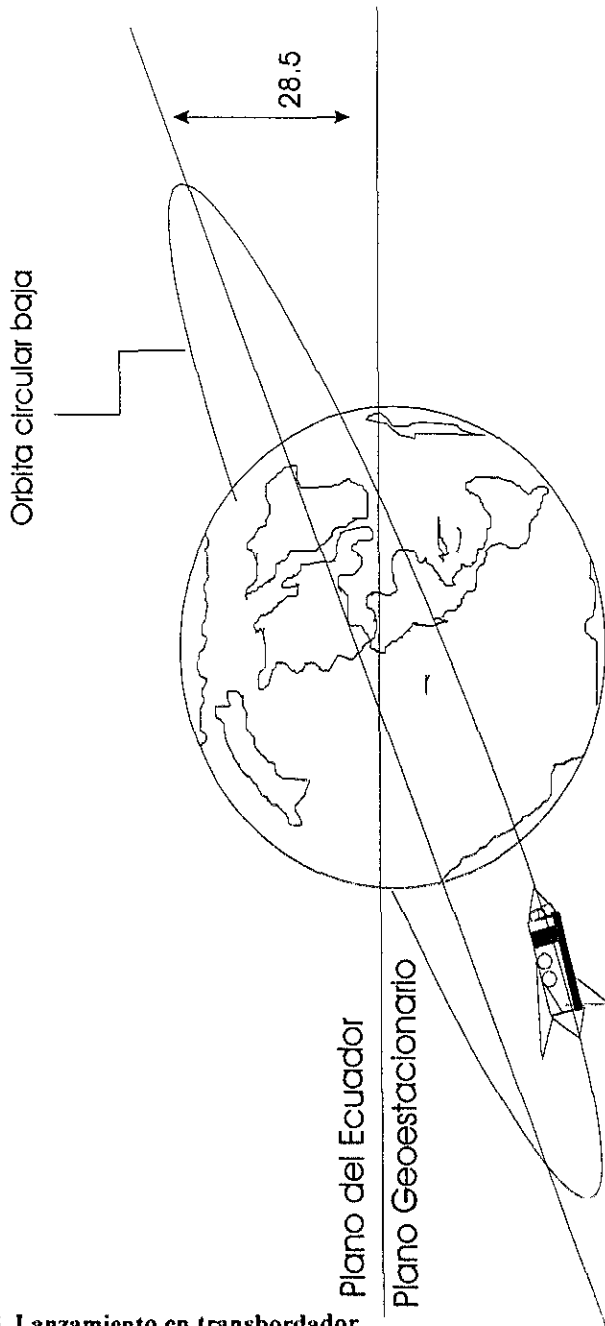


Figura 4.3 Lanzamiento en transbordador.

Los motores de apogeo de combustible sólido conocidos como AKM(Motor apogeo) Solo pueden ser encendidos solo una vez por medio de un dispositivo pirotécnico, produciendo un fuerte impulso de poca duración para circularizar la órbita. Se debe lograr un aumento aproximado de velocidad de la nave en el apogeo de 1500 o de 1850 m /s dependiendo del sitio de lanzamiento, considerando dos de los más utilizados (Kourou y Cabo Cañaveral), independientemente de cual sea la masa del satélite. Aunque estos motores son sencillos y eficientes, tienen el inconveniente de que cualquier desviación de su impulso en dirección o magnitud causa un error de la órbita que debe corregirse después por medio de los impulsores de baja potencia.

El motor de apogeo de Biergo queda integrado al sistema completo de propulsión, incluyendo el subsistema de control de reacción que esta constituido por la parte que contiene los impulsores de baja potencia. En esta forma, dicho motor representa un impulsor más, pero con una potencia mucho mayor. Tienen la ventaja de que pueden pasar de la Órbita de Transferencia a la Geostacionaria en varios pasos de encendido con impulsos e valor controlado, verificándola después de cada uno, con lo cual se puede llegar a la descada con mayor precisión sin desperdicio de los propulsante.

El aumento de velocidad requerido es el mismo que empleando el motor AKM a base de sólidos, pero se aplica solo a las maniobras en órbita por su poco impulso. Se ha experimentado con otros métodos como la expulsión de gas fríos, con poco éxito. El Hidrogeno y el oxigeno son muy atractivos porque se combinan generando mucha energía y produciendo agua, pero deben mantenerse líquidos a muy baja temperatura por lo que son convenientes otras aplicaciones en las que se consumen totalmente en unos minutos.

Uno de los productos químicos mas usados ha sido el Ergol hiracina anhidrica que puede almacenarse a temperatura ambiente aunque tiene el inconveniente de ser tóxica. La hidracina es un liquido incoloro corrosivo con densidad similar a la del agua que se descompone por calor o al entrar en contacto con un lecho de catalizador. Los sistemas de dos líquidos, un combustible y un oxidante que entran en combustión al contacto, permiten obtener una mayor eficiencia que con la micropropulsion monoergolica mencionada. También es ventajoso que pueden emplearse para el motor de apogeo.

Para comprender mejor la propulsión de un cuerpo en el espacio debemos observar que se basa en la expulsión de una parte de su propia masa sin utilizar sustancia del exterior, originando momentos o impulsos iguales y opuestos tanto a la fricción como al mismo cuerpo.

$$M dv = - v_e dm$$

Donde m es la masa instantánea del cuerpo, dv es el incremento diferencial de su velocidad, v_e es la velocidad de la masa expulsada y dm la diferencia de la masa expulsada. **figura 4.3**

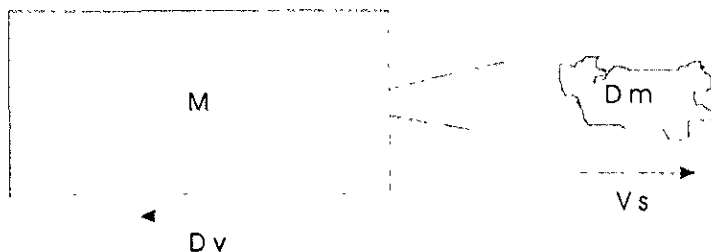


Figura 4.3 Principio de la propulsión de un satélite.

Para lograr el máximo impulso posible con el mínimo consumo de masa se procura utilizar procesos y sustancias propulsantes que proporcionen el máximo valor de v_e , que es característico para cada una. De cualquier modo, para ubicar un cuerpo en una dirección y a una distancia determinadas de la Tierra con un vector de velocidad específico, a fin de que se convierta en un satélite artificial de la misma o para que se proyecte hacia el espacio sideral es necesario lanzarlo con un impulso acumulado de valor preciso en magnitud y dirección.

Al terminar el impulso que le haya aplicado el vehículo de lanzamiento, transfiriéndole una determinada cantidad de energía por unidad de masa, las características esenciales de la órbita de un satélite dependen totalmente de la magnitud y dirección que en ese momento tengan sus vectores de velocidad y posición con referencia al centro de la tierra. **Figura 4.4**

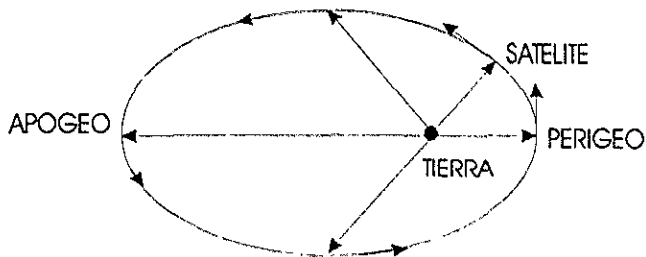


Figura 4.4 Dirección y magnitud de los vectores de velocidad y posición en una órbita Elíptica.

4.8 CARACTERISTICAS DE UN VUELO.

La trayectoria precisa de un ascenso de un vehículo de lanzamiento se diseña para optimizar el peso total del mismo y el consumo de propulsores, y se controla durante el vuelo por medio de la magnitud y la dirección de la fuerza de empuje. De hecho la trayectoria óptima resulta del diseño óptimo del propio vehículo de lanzamiento, debiendo lograrse el ajuste apropiadamente. El problema es más complejo de lo que podría aparentarse, debido a que la eficiencia en el consumo de propulsores depende de otros factores además de los representados explícitamente

El despegue vertical del vehículo portador es necesario para superar en el menor tiempo posible y con la menor fuerza de empuje las capas más densas de la atmósfera en la etapa de menor velocidad, evitando altas pérdidas por fricción que son función de la densidad atmosférica, por lo que no es conveniente una aceleración de despegue demasiado alta.

No obstante, las pérdidas de gravedad son mayores mientras mayores sea el ángulo de vuelo y el tiempo empleado en llegar a la órbita de estacionamiento en que el vehículo debe quedar en posición horizontal.

El cálculo de capacidad de incrementos de velocidad del lanzador necesaria hasta la órbita inicial depende en parte de las pérdidas por arrastre y gravedad, las cuales tomadas conjuntamente varían con la relación de la fuerza total de empuje de la primera etapa a su proceso de despegue.

4.9 OTRAS CARACTERISTICAS Y REQUISITOS DE LOS SISTEMAS DE LANZAMIENTO

La preparación del satélite en el sitio de lanzamiento por parte de su fabricante incluye operaciones de protección , limpieza, armado de partes mecánicas, instalación de dispositivos pirotécnicos, descontaminación, acoplamiento al vehículo, alimentación de las baterías, realización de pruebas funcionales, carga de sus propulsores y otras acciones.

Para todo lo mencionado, es necesario contar con locales e instalaciones adecuados en el mismo sitio y con el apoyo del proveedor de los servicios de lanzamiento. Dicho proveedor suministra e instala la cofia que protege a la carga útil del vehículo durante parte del ascenso, acopladores y soportes normalizados o especiales para fijarla, así como proporciona interfaces, cableado almacenamiento de propulsores del satélite, transporte interno y otros elementos.

A su vez, los satélites por ser lanzados deben satisfacer los requisitos para su acomodo y acoplamiento de el vehículo, como son los relacionados con las dimensiones en el espacio de carga disponible y con las interfaces mecánicas y eléctricas. Durante el encendido y el ascenso los vehículos de lanzamiento someten a los satélites que transportan a condiciones ambientales desfavorables que deben ser soportadas por estos, siendo las principales: vibración, ruido, impactos, y diferencias de presión, que son consideradas desde la fase de diseño de cada satélite.

- 4.9.1 Cofia Y Adaptador.

Generalmente la cofia o cubierta protectora de los satélites para la fase del ascenso con mayores fuerzas aerodinámicas puede este elemento queda ubicado en el extremo superior y tiene una dimensión mayor en dirección del eje de simetría, con forma parcialmente cilíndrica, causando que su diámetro limite en mayor medida dos de las dimensiones de los satélites que puede alojar.

Actualmente la mayoría de los satélites de comunicación tienen una configuración de lanzamiento que hace que todas sus dimensiones sean similares, por lo que la máxima capacidad de las cofias favorece los lanzamientos de cuando menos dos satélites de un tamaño compatible con el diámetro de la cofia. Obviamente, los accesos de la cofia hacia el exterior solo operan en el sitio de lanzamiento, ya que durante el vuelo quedan clausurados. Dicha cubierta puede contar con lo que se denomina ventana de radiofrecuencia, es decir, una parte de su superficie que permita antes del lanzamiento la comunicación entre el satélite y equipos externos operados por personal de su fabricante.

La separación de cada satélite de su acoplador también se produce por medio de mecanismos actuados por dispositivos pirotécnicos, debido a su alta fiabilidad, simplicidad y bajo precio, por lo que estos constituyen una fuente de impactos a la carga útil del vehículo.

Durante el vuelo las separaciones de los satélites se realizan en secuencia con un intervalo programado entre ellas.

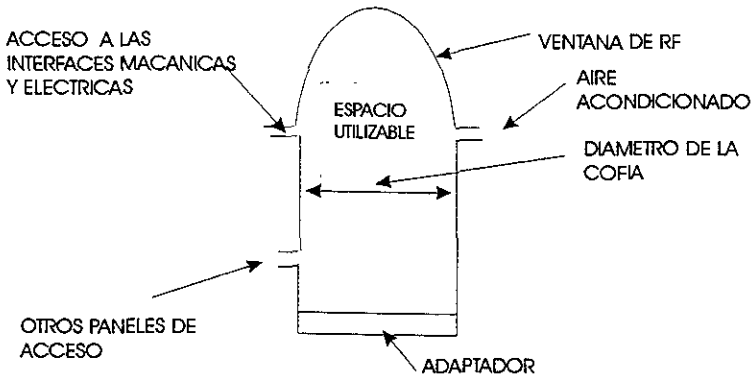


Figura 4.5 Cofia y adaptador de vehículo de lanzamiento.

En este tipo de estructuras el vehículo manejado STS la cofia esta sustituida por las puertas del compartimento de carga que se abren en la órbita de estacionamiento y en su lugar se cierra una cubierta reflectora solar que protege térmicamente a la carga. Figura 4.5

La siguiente figura 4.6 muestra la aceleracion axial que puede producir un tipico lanzador de satélites Geoestacionarios comerciales durante el intervalo de lanzamiento.

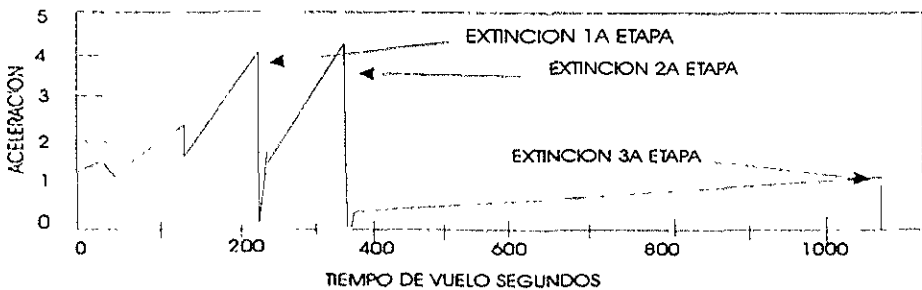


Figura 4.6 Aceleraciones de un lanzador típico.

La combinación de la estructura del satélite y el adaptador debe tener la suficiente rigidez para evitar efectos de resonancia destructivos, por lo que su frecuencia fundamental axial debe ser igual o exceder un valor que según el tipo de vehículo esta en la gama de 15 a 35 Hz y la lateral en 10 a 15 Hz. No obstante, dichas frecuencias no deben tampoco ser muy altas, porque indicarían una rigidez excesiva que puede producir esfuerzos altos al estar la carga expuesta a la Vibración.

V.- COLOCACION

Orbita Geoestacionaria.

El lanzamiento de un satélite por medio de un vehículo portador, muchas veces se hace pasando inicialmente por una órbita que no es la definitiva. Debido a ello es necesario transferir la nave de una a otra, o de unas a otras órbitas.

El proceso de transferencia usualmente se basa en pulsos de energía aplicados en intervalos de tiempo cortos comparados con el periodo de la órbita, por lo que se acostumbra representar cada uno como un cambio de velocidad en un punto específico de la trayectoria previa.

Una situación típica consiste en que un satélite con destino final a una órbita Geoestacionaria después de su lanzamiento se encuentre en una órbita conocida como de estacionamiento que no se intercepte con la deseada. La **figura 5.1** siguiente ilustra las maniobras necesarias para este propósito, el cambio total de velocidad requerido para pasar de la órbita inicial a la final está repartido en dos impulsos desiguales que se aplican en la misma dirección de movimiento. Una consecuencia de los impulsos de velocidad consiste en que al aumentar la velocidad en un punto diametralmente opuesto al de aplicación.

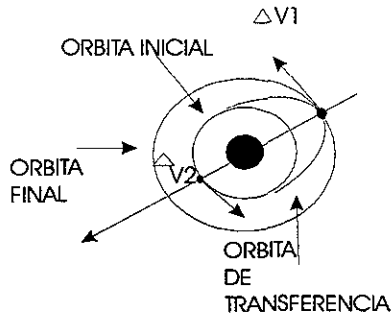


Figura 5.1 Transferencia hohmann.

Si el impulso se aplica a una órbita circular como ocurre en el punto 1 , la órbita se vuelve elíptica (satélites Geoestacionarios),con perigeo en el punto 1 y apogeo en el 2. Una vez que el satélite se encuentra en el punto 1 órbita de transferencia el segundo impulso se puede posponer hasta que se verifiquen con ciudad los resultados del primero.

Debe notarse la peculiaridad de que aunque en el punto 1 por el primer impulso aumenta la velocidad respecto de la de la órbita inicial, al llegar el satélite al punto 2 la velocidad es menor que la original en el punto 1, por haberse convertido la órbita en elíptica con dimensiones mayores. Después del impulso en el punto 2 de la órbita se convierte nuevamente en circular, al aumentar en magnitud el vector de su posición en un punto opuesto.

Con una transferencia de dos pasos se corre el riesgo de que exista algún error menor en la fuerza o dirección de los impulsos, teniendo que hacer correcciones que reduzcan su eficiencia y aumenten la duración de las maniobras. Una forma de evitar dicho riesgo consiste en que se diseñen tres o más maniobras, siendo mayores las dos primeras, dejando que la última sea un ajuste pequeño que perfeccione la órbita final.

En el paso de la órbita inicial a la final pueden participar además del vehículo portador el propio satélite. El primero debe impulsar el ascenso cuando menos desde la superficie de la tierra hasta la órbita de estacionamiento, donde se utiliza otro impulsor externo, aunque esta alternativa puede no ser la más conveniente.

Otros portadores colocan un satélite Geoestacionario en su órbita de transferencia y excepcionalmente hasta la órbita final. El vehículo portador o un motor adicional inyecta al satélite en una órbita elíptica con el apogeo a la altura de la circular final cuando está previsto que el propio satélite realice la segunda fase de transferencia. En muchos casos el satélite cuenta con propulsores líquidos que utiliza tanto en el mal llamado motor de apogeo a fin de llevarlo a su órbita final, como en los impulsores de baja potencia para el control de actitud y de la órbita, que fluyen desde tanques comunes para todas las operaciones.

Debido a lo anterior, el motor de apogeo del satélite se puede activar y desactivar para hacer la transferencia a la órbita final en más de un paso, lográndose un proceso más flexible y preciso que utilizando uno de combustible sólido que solo puede producir un impulso.

Si la altura del apogeo después de la separación del satélite del vehículo portador no alcanza la correspondiente la Geoestacionaria, además de circularizar la órbita con uno o mas impulsos en el apogeo serán necesarios uno o mas impulsos en el perigeo para aumentar la magnitud del vector de posición de apogeo. La siguiente **figura 5.2** muestra el efecto de diversos encendidos del motor de apogeo en el perigeo seguido de otros en el apogeo, siendo los últimos equivalentes al impulso final de circularizacion de una transferencia de órbita.

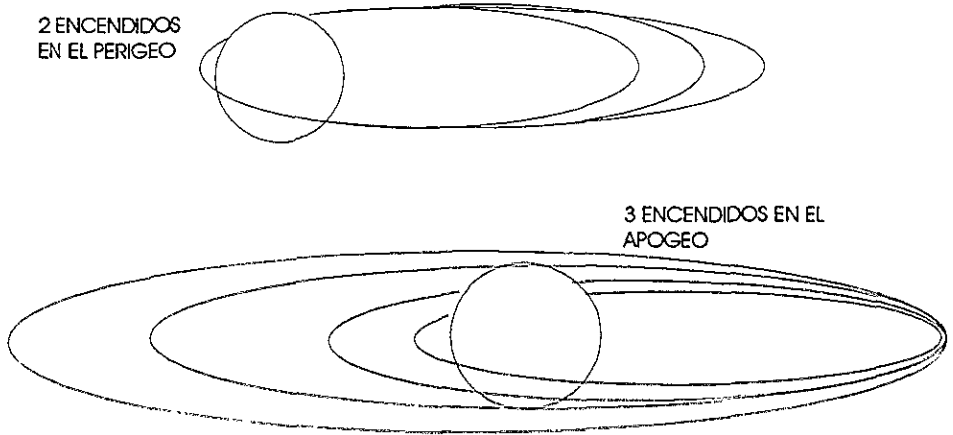


Figura 5.2 Ampliación de Apogeo y circularizacion de una órbita de Transferencia.

Las operaciones posteriores a la circularizacion incluyen la ubicación del satélite en la longitud asignada a través de la órbita de deriva y el perfeccionamiento de todos los parámetros. Antes de que el satélite se ponga en operación debe realizarse otras operaciones múltiples de gran importancia, que en el caso de un satélite de estabilización triaxial.

El ajuste final de la órbita normalmente se realiza por medio de los impulsores de baja potencia del satélite. En un satélite Geoestacionario esto incluye corregir cualquier inclinación y la circularidad. Este ajuste es arriesgado, debido a la gran cantidad de satélites en la órbita y requiere mucho cuidado para evitar accidentes. La otra operación Orbital indispensable de un satélite de comunicaciones ocurre al final de su vida útil cuando es necesario colocarlo en una órbita de retiro o desecho.

Otro punto a mencionar después de la Colocacion en Orbita es el del **Mantenimiento de la Orbitas**

Después de completar la transferencia de los satélites a sus posiciones finales es necesario conservar en alguna medida los valores de los parámetros de sus órbitas. El caso en que se requieren mayores precauciones y precisión con respecto al control de Orbita es en la Geoestacionaria, ya que la mayoría de las estaciones terrenas que operan con los satélites en ella tienen orientación fija.

Debido a que los satélites Geoestacionarios tienen una órbita esencialmente ecuatorial y circular, son casi irrelevantes las perturbaciones del nodo ascendente y del perigeo. A causa de su altura, puede también despreciarse el arrastre o fricción atmosférica. Por tanto las perturbaciones mas significativas son la inclinación de la órbita por efecto del sol y la Luna, y la Atracción.

En general las perturbaciones mas importantes de vigilar y las correspondientes correcciones mas frecuente de realizar en la Orbita Geoestacionaria son las de longitud, ya que producen las mayores desviaciones angulares aunque consuman mucho menos propulsantes que las de inclinación. En cambio, las correcciones mas fáciles de realizar son las de excentricidad, que pueden combinarse con las de longitud requiriendo muy poco consumo adicional de propulsantes.

Otro punto importante dentro de la Colocación de Satélites Geoestacionarios es el del **Mantenimiento en Orbita.**

Después de la colocación de un satélite en su posición y del despliegue de paneles solares y antenas normalmente se realizan pruebas en órbita.

Todas las pruebas iniciales en órbita son de funcionalidad y de verificación de los parámetros del satélite. Estas pruebas por lo común se realizan entre el prestador de servicios y el operador en las instalaciones de control de los satélites.

SUBSISTEMA	PRUEBA
General	Funcional :conmutación de haces, conmutación de componentes de reserva
Orientación	Pérdida de apuntalamiento de la tierra, calibración de impulsores, modos, descarga de momentos, operación del momento magnético, calibración de la inclinación de paneles solares.
Energía	Potencia de los paneles solares, potencia consumida por diversos componentes, rotación de paneles solares de orientación.
Térmico	Operación de calefactores, temperaturas con distintas cargas en los amplificadores de potencia.
Telemetría, Telemando y Distancia.	Pire y frecuencia del radiofaro, umbral de comando.
Carga Util	Diagramas de direccionalidad de antena, polarización, ganancia de transferencia, respuesta en frecuencia.
Algunos de los resultados mostrados en esta tabla 5.1.1 sirven para las predicciones de pruebas programadas, que se realizan posteriormente en pocas ocasiones durante la vida útil del satélite.	Tabla 5.1.1 clasificación de algunos subsistemas

VI.- CARACTERISTICAS GENERALES DE LOS SATÉLITES GEOESTACIONARIOS.

6.1 DESCRIPCION BASICA.

De todos es conocido que para ciertas aplicaciones de los satélites, y en particular, la de la televisión Directa, es necesario que la posición del satélite permanezca esencialmente fija respecto a un sistema de referencia ligado a la tierra. Ello se consigue seleccionando una órbita en el plano ecuatorial, circular y directa y cuyo periodo coincida con el de rotación de la Tierra (geosincrona) .Este ultimo requisito hace que el radio de la órbita sea 6,61 veces el radio terrestre o lo que es lo mismo, que la altura del satélite sobre el Ecuador sea de 35.786 km. Ello significa que su altura es mucho mayor que la de los demás satélites de órbita terrestre no Geoestacionaria, requiriéndose por tanto una gran cantidad de energía para situarlos en órbita.

La colocación de un satélite en Órbita Geoestacionaria normalmente se realiza por medio de vehículos de lanzamiento de varias etapas.

La estrategia depende fundamentalmente de las características de dicho vehículo. La mas común es situar el satélite en una órbita intermedia inclinada y altamente elíptica llamada Órbita de Transferencia.

La inclinación de dicha órbita viene determinada por la latitud del campo de lanzamiento, y la elipticidad debe ser la apropiada para que la altura de su apogeo coincida con el radio de la órbita Geoestacionaria y este situado cerca del plano del ecuador terrestre. La altura del perigeo debe ser la mínima posible, con tal que no existan perturbaciones excesivas debidas ala resistencia aerodinámica.

Una excepción de dicha estrategia es cuando se utiliza la lanzadera especial Colombia de los EE.UU. Como se sabe, la característica principal de este vehículo, radica en que es tripulado, recuperable y capaz de situar grandes cargas útiles en órbitas terrestres de baja altura. El satélite por su parte, esta dotado de una etapa propulsora especial que lo sitúa en esta órbita. En un momento determinado, dicha etapa se activa posteriormente y sitúa al satélite en una órbita de transferencia similar a la descrita anteriormente.

Una vez el satélite esta en órbita de transferencia y después de transcurridas varias órbitas , a lo largo de las cuales se realizan una serie de operaciones que mas adelante se describirán, Se enciende el Motor de Apogeo incorporado en el propio satélite en el momento en que esta situado en el apogeo de la órbita de transferencia. Con ello se consigue pasarlo a una órbita casi Geosincrona y posteriormente con una serie de maniobras que duran varios días, se le sitúa en Órbita Geoestacionaria, a la longitud terrestre deseada y con la orientación en el espacio adecuada para que las antenas del modulo de comunicaciones están convenientemente apuntadas.

Todas las operaciones y condicionantes asociados a la fase de lanzamiento, a la fase de su posicionamiento y al mantenimiento del satélite en dicha posición durante la vida operacional de el mismo, trae consigo que este deba disponer de una serie de subsistemas de apoyo, integrados en un modulo, que denominamos modulo de servicio: asimismo dicho modulo también proporciona una serie de funciones al modulo de comunicaciones . Todos los satélites de comunicaciones constan de un modulo de servicio que es conceptualmente similar, aunque con características peculiares en función de la misión y de las características propias del modulo.

6.2 Análisis de la misión.

Análisis detallado de cada una de las fases, junto con la planificación de las actividades del satélite, es lo que constituye el análisis de la misión.

- Asegura a la compatibilidad e integridad de la misión como un conjunto..

- Desarrollar la cronología de sucesos para la misión en su totalidad.

- * Definir aspectos que conducen a toma de decisiones en el propio satélite.

- Definir la cantidad mínima de combustible a fin de poder realizar la misión con una probabilidad especificada de éxito.

- Determinar y definir en detalle los requisitos relativos al control del satélite desde tierra.

Los acontecimientos mas importantes en el Análisis de la Misión son el lanzamiento, órbitas de transferencia, órbita de deriva y por ultimo, conservación de la posición orbital y asiento durante su vida útil.

6.3 Lanzamiento.

Durante esta etapa de lanzamiento y órbita de transferencia, la orientación y la posición del satélite en relación con la suposiciones del Sol y la Tierra, teniendo en cuenta las limitaciones de los subsistemas del satélite y en especial el de la potencia y el térmico.

Un caso muy común o algo repetitivo es que si el satélite en la fase de transferencia esta estabilizado giroscopicamente , el subsistema de control térmico impondrá limites en cuanto a la dirección del Sol con respecto al eje de rotación del satélite, a fin de evitar una iluminación en forma continua en ciertas partes del satélite, por otra parte, se debe asegurar una fuerte iluminación en los paneles solares, en su posición de plegados, por lo que los eclipses no deben tener una duración excesiva. Estos y otros condicionamientos hacen que el momento de lanzamiento deba estar limitado a unos determinados días de intervalos de tiempo llamado en el argot espacial Ventana de lanzamiento.

6.4 Órbita de Transferencia.

Una vez producido el lanzamiento, se sitúa el satélite en una órbita de aparcamiento circular y de baja altitud y posteriormente, mediante la activación de la 3ª etapa del vehículo lanzador, caso de tratarse de cohetes convencionales o por medio de un motor de perigeo caso de utilizarse la lanzadera espacial, se le sitúa en la órbita de transferencia antes indicada. Esta órbita es un estado intermedio en una maniobra de transferencia tipo Hohman entre la órbita circular, cercana a la tierra, y a la órbita geosíncrona, de tal forma que la latitud de sus apsides coincidan aproximadamente con el valor de los radios de las órbitas de aparcamiento y geosíncrona.

La optimización de la órbita de transferencia es importante, ya que ello se traduce en un ahorro de combustible, a fin de efectuar una serie de maniobras, para el control de la orientación del satélite y para realizar la calibración de los Sensores de asiento, se precisan varias órbitas de transferencia. Lo más importante es que el satélite, en una de sus pasadas por el apogeo, debe estar convenientemente orientado para que se pueda efectuar el encendido de su motor de apogeo con el fin de situarlo en su órbita geosíncrona y que además la longitud correspondiente a dicha pasada sea cercana a la longitud deseada. Ello se suele conseguir en la 4ª órbita utilizando la 6ª como reserva. No obstante, el tiempo de estancia en órbita de transferencia debe ser minimizado ya que se atraviesan los anillos de radiación de Van Allen con la consiguiente degradación de los paneles.

Si bien algunas de las maniobras se realizan en forma automática por la propia electrónica del satélite, en general, estas se efectúan mediante ordenes enviadas desde las estaciones deben conocer perfectamente la orientación del satélite en el espacio y calcular en todo momento su posición orbital.

El encendido del motor de apogeo es sin duda el suceso mas importante de la órbita de transferencia y la estrategia de encendido debe ser cuidadosamente estudiada, ya que de ella depende el éxito de la misión y la cantidad de combustible necesario para las siguientes fases de adquisición y conservación del la posición orbital (estación).

6.5 Órbita de Deriva.

Esta órbita geosincrona se denomina órbita de deriva, debido a la deriva que existe en longitud con respecto a la de la posición correcta geostacionaria del satélite. Los tres sucesos mas importantes durante esta fase son:

- * Adquisición del asiento del satélite.
- Adquisición de su posición orbital (adquisición de la estación)
- Inicialización

La adquisición del asiento consiste en realizar las maniobras necesarias para pasar del modo de estabilización giroscopica del modo de estabilización elegido en su funcionamiento normal.

La generación anterior de satélites de comunicaciones, utilizaba también en su funcionamiento normal estabilización giroscópica, pero al necesitarse mayor capacidad de potencia eléctrica y utilizarse por tanto paneles solares desplegables planos, los actuales utilizan estabilización según tres ejes.

Una vez que el satélite ha alcanzado su asiento, se inician las maniobras de adquisición de la estación cuyos objetivos son los siguientes:

- Alcanzar la inclinación orbital requerida.
- Conseguir una velocidad adecuada, de variación de posición de longitud.
- Alcanzar la Órbita Geoestacionaria una vez que el satélite se halle en su longitud correcta.

Las maniobras se realizan utilizando los pequeños motores de hidracina de bajo empuje y suelen concluir en aproximadamente tres semanas.

En esta fase es importante calcular la cantidad de combustible que es necesario almacenar para conseguir la adquisición de la estación con una probabilidad del 99%. Para ello se utilizan modelos estadísticos y técnicas de simulación.

La fase siguiente es la de inicialización de la estación cuyo, objetivo es alcanzar el conjunto de parámetros orbitales, coherente con la estrategia que se va a seguir, para la siguiente fase de conservación de la estación durante la vida útil del satélite.

6.6 Conservación de la Estación.

Es la fase de la vida operacional, del satélite en que este debe conservar, a lo largo de la misma, la referencia respecto a tierra. Los satélites en órbita Geoestacionaria tienden a cambiar la posición con respecto a un observador fijo en tierra debido a la acción de un numero de perturbaciones, entendiéndose como tales, a las fuerzas que no provienen del campo gravitatorio terrestre, suponiendo que la tierra fuese perfectamente homogénea y esférica, así pues para conservar la longitud y latitud del satélite dentro de unos límites es necesario realizar una serie de maniobras de forma periódica durante la vida operacional del satélite empleando para ello los motores de hidracina.

Después de la colocación de un satélite Geocestionario en su posición orbital y del despliegue de paneles solares y antenas se realizan pruebas en órbita con una duración de varias semanas. **Tabla 6.1.1**

SUBSISTEMA	PRUEBA
General	Funcional : Conmutación de haces, conmutación de componentes de reserva.
Orientación	Pérdida de apuntamiento de Tierra, calibración de impulsores, modos, descarga de momentos, operación del momento magnético, calibración de la inclinación de paneles solares.
Energía	Potencia de los paneles solares, potencia consumida por diversos componentes, rotación de paneles solares para orientación.
Térmico	Operación de calefactores, temperaturas con distintas cargas en los amplificadores de potencia.
Telemetría, Telemando y Distancia.	PIRE y Frecuencia del radiofaro, umbral de comando.
Carga Util	Diagramas de direccionalidad de antena polarización cruzada de cada haz : aislamiento entre haces de rehuso de

	<p>frecuencia: PIRE, densidad de flujo de potencia a saturación, ganancia de transferencia y G/T para cada haz y cada canal : respuesta en frecuencia dentro y fuera de cada banda para cada haz y cada canal ; retardo de grupo.</p>
--	---

TABLA 6.1.1 Pruebas de un satélite en Órbita Geoestacionaria.

Todas las pruebas iniciales en Órbita son de funcionalidad y de verificación de los parámetros del Satélite. Estas pruebas por lo común se realizan combinadamente entre el integrador y el operador del sistema en las instalaciones de control.

Las derivas en longitud son debidas fundamentalmente, al efecto perturbador por la no esfericidad y homogeneidad de la tierra y también por la presión de la radiación solar sobre las grandes superficies de los paneles solares. Las derivas de latitud son debidas a los efectos gravitatorios del Sol y de la Luna.

6.7 MODULO DE SERVICIO.

El modulo de servicio debe ser conceptualmente diseñado para satisfacer tanto los requisitos de apoyo a la misión, como los de servicio requeridos de apoyo a la misión como los de servicio requeridos por el modulo de comunicaciones:

Como se menciona en la Introducción, un satélite de Comunicación convencionalmente se divide en dos partes fundamentales: **La carga útil** o de comunicación formada por los equipos y demás elementos destinados al procesamiento de las señales de las redes de los usuarios y **La Plataforma**, que constituye tanto el soporte mecánico como un apoyo adicional de funciones imprescindibles a la primera.

6.7.1 CARGA DE COMUNICACIÓN O LA CARGA UTIL

Las antenas receptoras de las señales de los usuarios, los transpondedores, las antenas transmisoras y las conexiones entre estos elementos forman la parte esencial de la carga de comunicación, la cual puede operar en una o mas bandas de frecuencias, contando en este ultimo caso con elementos especializados para cada una. En la actualidad este tipo de Satélites comerciales dividen las señales recibidas y transmitidas en cada banda en fracciones que se conducen por distintos transpondedores, en parte debido a que los amplificadores de potencia no pueden tener la capacidad suficiente.

La **figura 6.1** muestra un diagrama por bloques de un repetidor de un satélite Comercial.

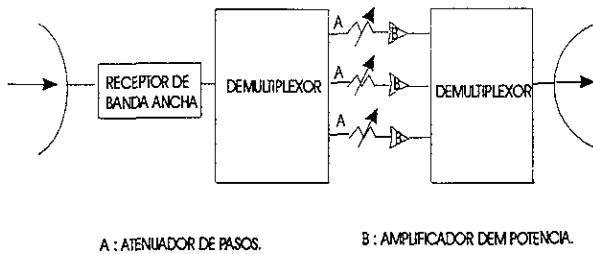


Figura 6.1 Diagrama por bloques simplificado de una carga de comunicaciones.

El receptor usualmente tiene una anchura de banda de 500 Mhz o un poco mayor tanto en banda C como en banda Ku en los satélites comerciales, pero puede tener desde menos de 1Mhz en las bandas para servicio móvil. El receptor esta constituido por un amplificador de Bajo ruido y un convertidor de frecuencias. El amplificador de bajo ruido amplifica las muy débiles señales recibidas y alimenta al convertidor.

El convertidor traslada la frecuencia de recepción a la de transmisión que generalmente es mas baja, excepto en uno de los sentidos cuando hay en el satélite conversión de una banda a otra, debido a que muchos amplificadores en la etapa de alta potencia pueden producir en esa forma una potencia un poco mayor. Cuando se reutilizan frecuencias en un satélite por medio de distintas polarizaciones.

El proceso de canalización en el demultiplexor separa las señales por medio de filtros a la anchura de cada transpondedor si existe mas de uno, continuando con atenuadores variables para ajustar individualmente la ganancia total de cada transpondedor, los amplificadores de potencia, el multiplexor de salida para recombinar.

Las señales y la antena transmisora, que en muchos casos es la misma empleada para recepción, por lo cual deben tomarse las precauciones para evitar las intermodulaciones a las de entrada.

Obviamente, la subdivisión en varios canales tiene el inconveniente de aumentar el número total de componentes, el peso y el costo del satélite por lo que debe limitarse a lo necesario

Haciendo un análisis para obtener un equilibrio razonable entre ventajas y desventajas

6.7.2. RECEPTOR DE BANDA ANCHA..

Esta unidad debe tener una temperatura de ruido suficientemente baja para participar solo en menor proporción en la total del sistema, aunque su posible gama de valores tiene un menor efecto a frecuencias inferiores a 11 Ghz, ya que en los satélites predomina la temperatura de ruido de la Antena por estar orientada hacia la tierra. La figura 6.2 muestra un diagrama por bloques del receptor de banda ancha.

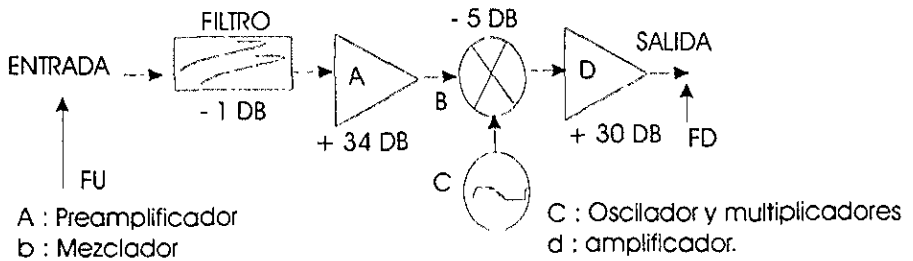


Figura 6.2 diagrama de bloques simplificado de un receptor de banda ancha.

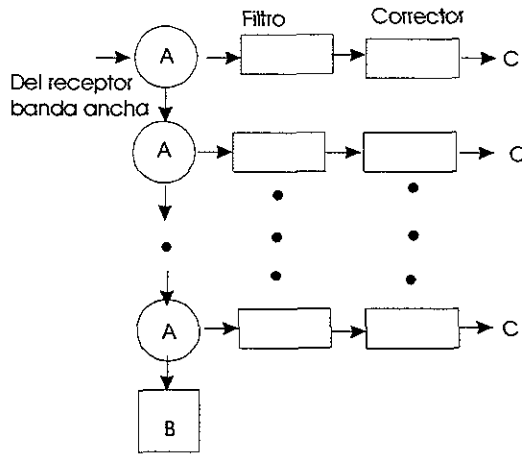
El requisito mas importante del preamplificador es su bajo factor de ruido, el convertidor de frecuencias que puede estar formado por un oscilador, un multiplicador de frecuencias, un bucle de enganche de fase y un mezclador es el elemento del receptor que introduce mayores perdidas. Debido al multiplicador y el mezclador generan armónicas y productos de intermodulacion indeseables se diseñan con la prioridad de producir el mínimo de ellos y se insertan filtros y trampas de ondas antes y después del mezclador para evitar la propagación de espurias.

La temperatura de ruido del enlace ascendente esta dominada por la de la antena receptora del satélite y por la del receptor de banda ancha en las bandas C y Ku.

6.7.3. DEMULTIPLEXOR.

El demultiplexor de entrada tiene la función de canalizar o dividir las señales a las anchuras de banda que correspondan a los transpondedores, que trabajan desde 1MHz o menos para los servicios en bandas muy bajas , hasta 80 y aun mas MHz como extremo en banda C o K. La anchura del transpondedor en cada caso esta determinada por el tipo de servicios a que se destine el satélite.

El Demultiplexor con la cadena amplificadora de potencia y uno o mas multiplexores de salida forman el subsistema de distribución de radiocanales de una banda . Empleando la tecnología actual en las bandas mas utilizadas, constituida por filtros y por correctores, como se presenta en la **figura 6.3.**



A : circuladores b : carga resistiva c ; salida a la cadena de amplificación.

Figura 6.3 Diagrama de un demultiplexor de entrada.

La cadena de circuladores produce un efecto deseable de aislamiento de un filtro al otro, aunque también causa pérdidas de amplitud de las señales, los filtros de paso de banda del Demultiplexor deben tener pérdidas de inserción mínimas.

Aunque cuando actualmente el avance del diseño de los demultiplexores permite construirlos con filtros contiguos en frecuencia, cuando los transpondedores son numerosos generalmente es preferible hacerlo en dos grupos con filtros impares o pares que requieren un acoplador divisor de potencia a la entrada.

6.7.4. CADENA DE AMPLIFICACION DE POTENCIA.

La cadena de amplificación de potencia de cada transpondedor contiene un atenuador de ajuste fino para igualar la ganancia de todos los transpondedores, opcionalmente todos los transpondedores pueden también linealizadores, control automático de ganancia, regeneración de las señales y otras formas de procesamiento a bordo, así como estar interconectados a una matriz de conmutación para el encaminamiento de señales a distintos haces, ya sea para reconfiguración a largo plazo de los enlaces mediante mandos enviados desde tierra o en forma automática en una secuencia repetitiva desde tierra.

Unidad de control de ganancia :

La unidad de control de ganancia es una de las menores complejas de la carga de comunicaciones, pero no consiste simplemente en un atenuador ya que proporciona tanto atenuación variable como ganancia fija, control contra variaciones de la amplitud por variaciones de temperatura, ajuste para igualar la ganancia máxima de los transpondedores y un dispositivo de conversión de las señales de telemando para variar la ganancia.

Amplificadores:

Los Amplificadores de potencia para repetidores de Satélite deben tener una amplia capacidad de anchura de banda y gran fiabilidad. En la actualidad en los satélites comerciales solo se emplean los llamados tubos de Ondas Progresivas (TOP) y los amplificadores de potencia de estado sólido (SSPA).

En el caso de los satélites comerciales los mas usados son los de Estado Sólido no están contruidos con un solo elemento amplificador como en el caso de los de ondas progresivas, sino que necesitan mas de una etapa para obtener su ganancia total. Además debido a la limitada potencia que la etapa final puede proporcionar en el estado actual de esa tecnología, se operan varias secciones en paralelo a fin de multiplicar la potencia disponible.

6.7.5. MULTIPLEXOR DE SALIDA.

El Multiplexor de salida reúne las señales de cada transpondedor con las de los demás y las entrega a la antena transmisora, en el caso de las bandas C y K por medio de un múltiple o colector de Guía de ondas. Aunque su construcción es similar a la del demultiplexor en cuanto a que utiliza también cavidades para el filtrado, no contiene los circuladores que originan mayores pérdidas, para que el multipexor cumpla sus especificaciones debe operar dentro de una gama limitada de temperaturas. Cuando no operan todos los transpondedores o la mayoría operan con valores altos de retención de potencia generalmente requiere calentamiento adicional para evitar variaciones grandes de temperatura en las cavidades.

6.7.6. Antenas.

Los colectores de los multiplexores de salida se conectan por medio de guías de ondas a uno o mas radiadores primarios, que dirigen la energía directamente a la zona de cobertura o hacia un reflector que concentra o conforma los haces, en cuyo caso se les considera alimentadores. Los radiadores primarios en frecuencias superiores a 4 Ghz están constituidos de un metal ligero de pared delgada y tienen una forma de sección transversal variable que aumenta progresivamente desde la guía de onda hasta su terminación abierta al espacio, por los que se los conoce también como antenas de bocina.

El elemento radiador o el conjunto de elementos que permiten la radiación de la energía al espacio o la recepción de la energía desde este constituyen una antena o el sistema de antenas e un satélite. En el caso de los satélites Geoestacionarios deseable un haz conformado en vez de Elíptico, con una huella que corresponda aproximadamente al área nominal de cobertura para obtener las ventajas de reducir tanto el desperdicio de energía hacia zonas no deseadas como la interferencia a otros sistemas.

Otro punto importante dentro de la transmisión por medio de las antenas es el de utilización de frecuencias por separación espacial se emplean distintas antenas para cada zona de cobertura, obviamente operando por transpondedores independientes.

6.7.7. Redundancia

Un principio muy utilizado consiste en que excepto para los elementos de muy alta fiabilidad que no pueden ser respaldados por redundancia como los reflectores de antena y sus alimentadores, en los puntos de falla. Un método que reduce la probabilidad de falla permanente de un canal consiste en que cualquiera de los transpondedores redundantes sirva de respaldo a cualquiera de los activos que sean idénticos excepto por la frecuencia, esta disposición conocida como redundancia de anillo.

6.7.8. Plan de Frecuencias.

La anchura de banda de los transpondedores y su distribución en la del repetidor depende del tráfico previsto y de los servicios a que esta destinada el satélite. En realidad en las bandas C y Ku que son las mas utilizadas para el servicio fijo de los repetidores usualmente ocupan toda la banda atribuida y en muchos casos es común el rehuso de frecuencias de toda la banda dos o mas veces. En el caso de los satélites Geostacionarios la banda de mas uso es la L (SMS OSG) comprende en la actualidad 1625.5 a 1645.5 y de 1646.5 a 1660.5 MHz en los Enlaces Ascendentes . de 1525 a 1524, y de 1545 a 1559 MHz en los Descendentes.

A partir de año 2000 en etapas distintas y en distintas regiones se utilizan de 1980 a 2025 y de 2160 a 2200 MHz.

- Posicionalmente en órbita Geoestacionaria con adecuada precisión de apuntamiento.
- Proporcionar energía eléctrica durante la operación incluso en las fases de eclipse.
- Control térmico adecuado.
- Comprobación y control de funcionamiento de los equipos de que consta el modulo de comunicaciones.

Los subsistemas que componen el modulo de servicio son los siguientes:

- Subsistema estructura.
- Subsistema control térmico.
- Subsistema de telemedida, telemando y seguimiento.
- Subsistema de control de actitud y control orbital.
- Subsistema de propulsión.
- Subsistema de potencia.
- Subsistema pirotécnicos.

6.8 PLATAFORMA.

Los principales subsistemas de la plataforma ya mencionados brevemente en las generalidades son la Estructura y los sistemas de control de Orientación, de Energía , de Telemetría y Telemando, de Control Térmico y de Propulsión.

A continuación se describe mas el desempeño de estos elementos en un satélite Geoestacionario.

6.8.1. Estructura.

La estructura proporciona el soporte, la resistencia y la estabilidad mecánica del satélite y esta sujeta a diversos esfuerzos durante su lanzamiento, el encendido del motor de Apogeo, el despliegue de Antenas y paneles Solares y durante la acción de los dispositivos de control de actitud.

6.8.2 Sistema de Control y orientación de la órbita

Para lograrlo es necesario que la plataforma tenga estabilidad y precisión empleándose diferentes elementos para obtener estos propósitos.

En los satélites Geoestacionarios mas modernos se puede conservar la precisión de apuntalamiento dentro de un valor de desviación de ± 0.1 o ± 0.05 . La estabilización de un satélite Geoestacionario facilita la inmovilidad aproximada de sus antenas respecto de la cobertura y ofrece resistente a las perturbaciones que en forma constante tienden a desviar su orientación.

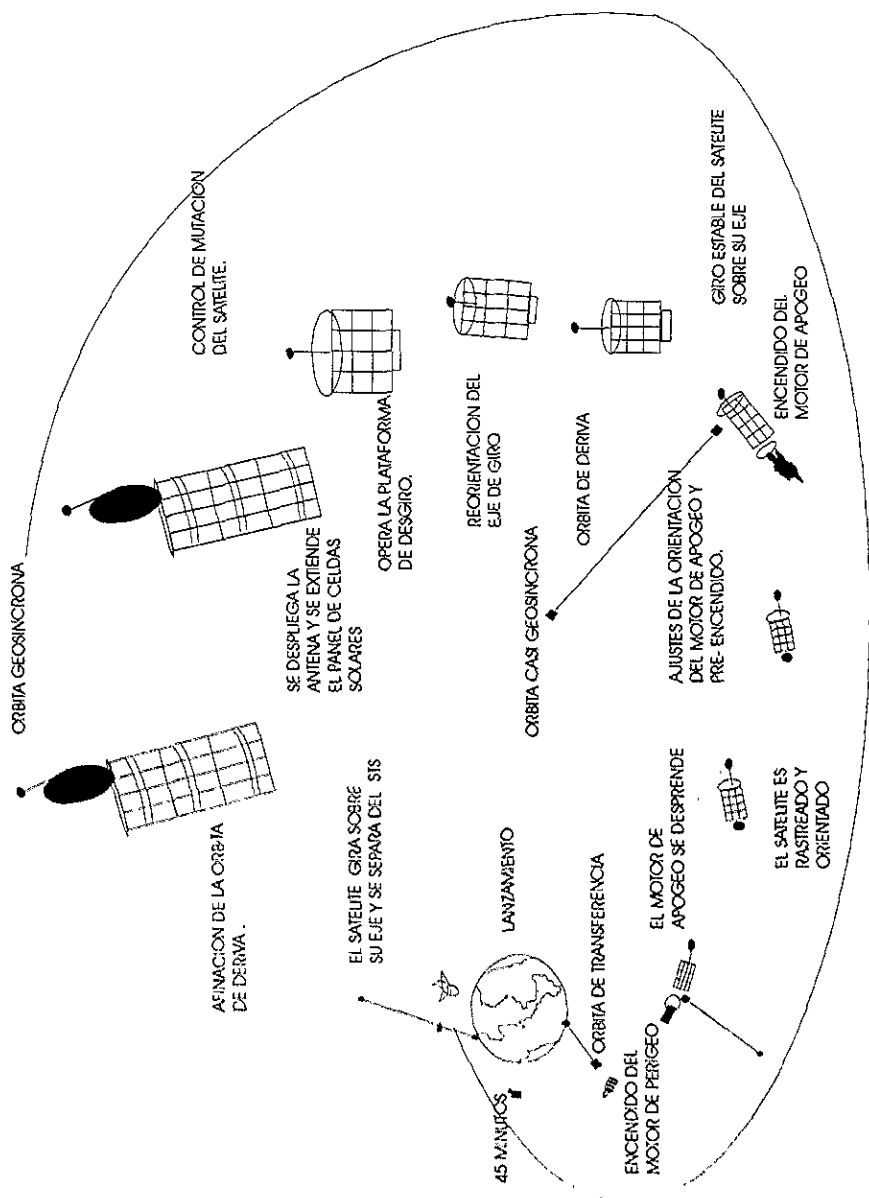


Figura 6.3 – 1 Características de Lanzamiento, Colocación de un satélite en Órbita Geoestacionaria.

ESTRUCTURA.

Estas funciones son:

- * Soportar y proveer zonas de montaje de todos los equipos del satélite.
- * Transferir las cargas de inercia a la interface del vehículo de lanzamiento.
- * Asegurar la suficiente rigidez para desacoplar los modos de satélite de los del vehículo de lanzamiento.
- * Mantener el alineamiento entre equipos críticos.
- * Proveer elementos de sujeción a los equipos incluyendo ajustes mecánicos donde sea necesario.
- * Suministrar referencia óptica alineada con la referencia geométrica del satélite.
- * Proporcionar masas ajustables para realizar el equilibrado estático del satélite una vez integrado.
- * Proporcionar el necesario acoplamiento y desacoplamiento tanto eléctrico como térmico.

- * Proporcionar protección a los equipos contra las vibraciones del vehículo lanzador.

Los criterios básicos de diseño son:

- Modularización
- Accesibilidad
- Alta rigidez
- Bajo peso.

Las ventajas de estos materiales comparadas con las aleaciones convencionales de aluminio, son más favorables para aplicaciones que requieren baja expansión térmica.

El material compuesto más comúnmente usado en aplicaciones espaciales es grafito- epoxy. Utilizando estos materiales se pueden conseguir reducciones de peso de hasta el 25%. Pero quizás su máxima ventaja, es la baja expansión térmica unida a su alta rigidez y bajo peso.

6.8.2 - 1 Control Térmico.

El subsistema de control térmico tiene como función prioritaria proporcionar a todos los equipos del satélite una adecuada ambientación térmica durante todas las fases de la misión, que les facilite trabajar dentro de sus márgenes de temperatura. La única fuente de radiación externa que calienta el satélite constituye el Sol, y dependiendo de la posición orbital del satélite y de la declinación solar, las caras externas del satélite pueden verse sometidas a ángulos de incidencia solar normales con fuerte componente de calentamiento

O períodos prolongados de eclipse en los que el enfriamiento es máximo debido a la radiación de potencia infrarroja hacia el espacio, que se comporta siempre como un pozo o sumidero.

Estas características térmicas, junto con la distribución aleatoria interna de potencia eléctrica disipada en calor por las unidades electrónicas originarían, en un satélite que careciese del control térmico, unas temperaturas en las sensibles unidades electrónicas y estructura del mismo comprendidas entre 250 y - 150 g, lo cual es incompatible con los márgenes de temperatura para un correcto funcionamiento.

Para asegurar el cumplimiento de esos requerimientos, el subsistema de control térmico provee al satélite de:

- Mantas térmicas que aíslan las caras externas del excesivo calentamiento o enfriamiento.
- Radiadores que disipan la energía calorífica excedente hacia el espacio.
- Pinturas internas de gran emisividad que aseguran una distribución interna de temperaturas.
- Sistemas de control termostático de temperaturas por existencias internas que aseguran una constante disipación de potencia eléctrica en calor para cada unidad.

Debido a que los márgenes de temperatura requeridos son cada vez mas estrechos y las disipaciones de calor mas altas. Es por ello la incorporación de otros medios de control térmico en estudio y prueba.

6.8.3 Sistema de Energía.

La energía primaria de los satélites comerciales se obtiene actualmente de la radiación solar por medio de células fotovoltaicas, normalmente en los satélites Geoestacionarios no se puede tolerar la falta de ella durante eclipses, por lo que se requiere contar con el apoyo de baterías para asegurar la continuidad del servicio. **figura 6.4** muestra el subsistema de energía eléctrica de la plataforma de un satélite estabilizado en tres ejes.

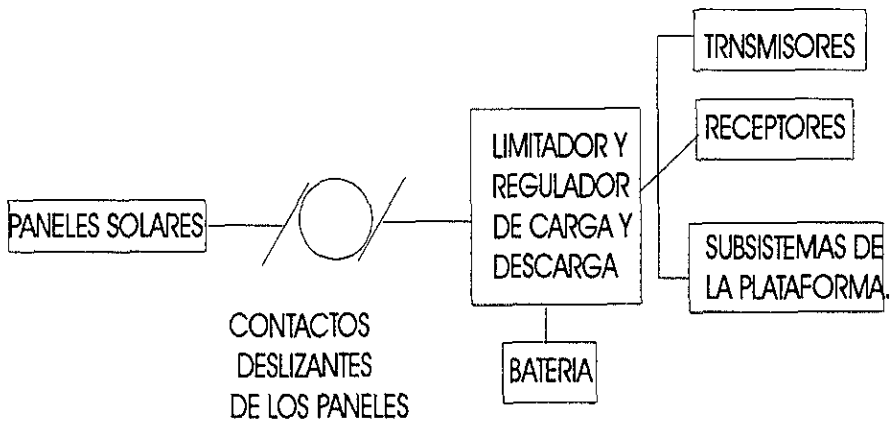


Figura 6.4 Diagrama de bloques del subsistema de energía.

6.8.4 SISTEMA DE TELEMETRIA, TELEMANDO Y DISTANCIA.

Subsistema de Telemetria que realice las siguientes funciones:

Figura 6.5 funcionamiento de este subsistema.

Función de Telemedida.

Adquisición, conversión, codificación y transmisión a tierra los siguientes datos:

Figura 6.5 - 1

- Los necesarios para control del satélite y modulo de comunicaciones.
- Los necesarios para el análisis de los diferentes parámetros de cada subsistema.

Función de Seguimiento.

El transpondedor instalado a bordo facilita el calculo de distancias y trayectoria del satélite a las estaciones de seguimiento en tierra.

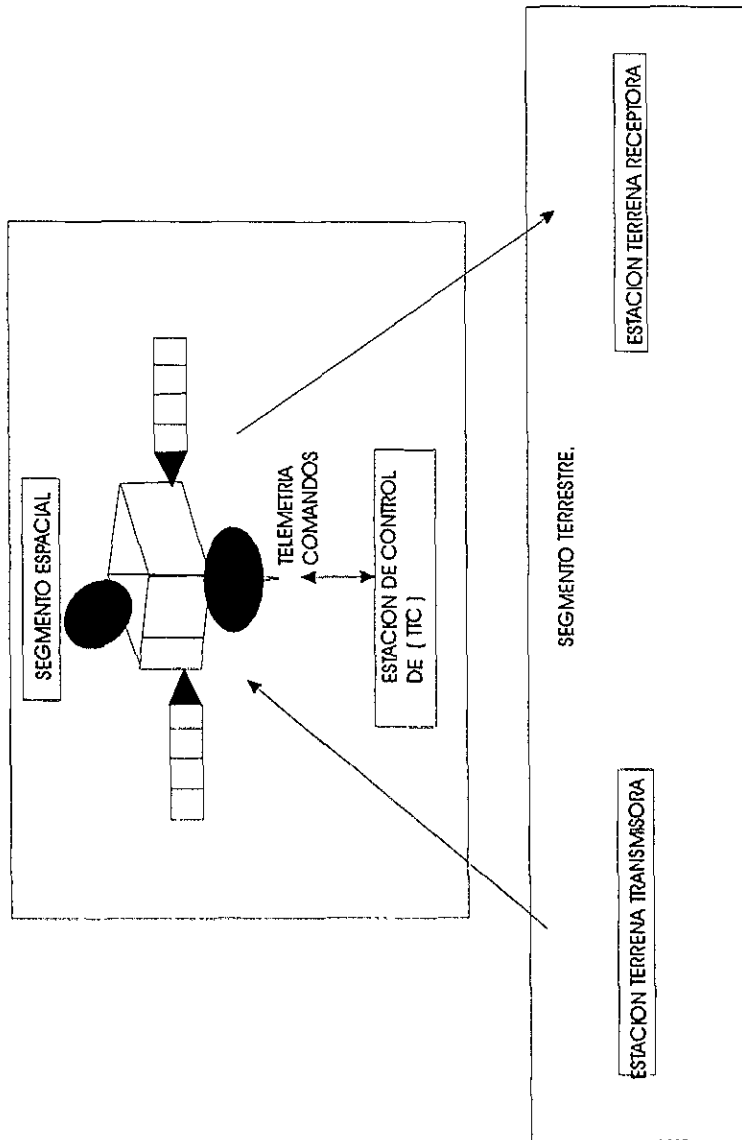


Figura 6.5 - 1 Arquitectura de un sistema de comunicación por satélite.

Función de Telemando.

Recepción , decodificación y distribución de las ordenes de mando enviadas desde tierra para control o cambio del estado operacional del satélite y del modulo de comunicaciones

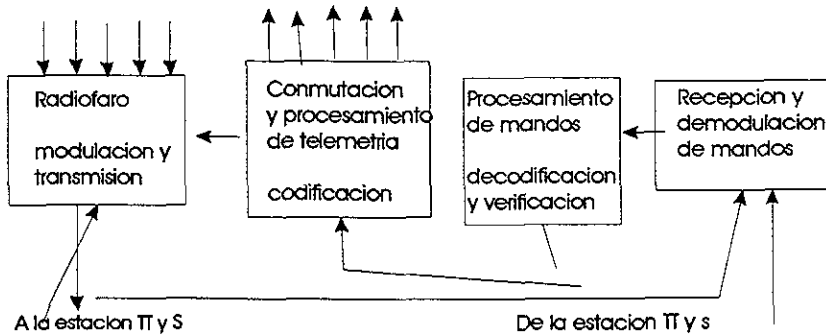


Figura 6.5 Subsistema de Telemetría, Telemando y Distancia.

La función de Telemetría debe satisfacer los siguientes parámetros:

- Disponer de un numero adecuado de canales para permitir un control simple del satélite e identificación rápida de cualquier anomalía. Para el diagnostico rápido de cualquier mal funcionamiento, son necesarios canales específicos de alta velocidad de muestreo.
- Verificación, por telemetría, de forma rápida de cada orden de telemando que es recibida antes de su ejecución .
- Verificación por telemetría de las secuencias automáticas realizadas por el propio satélite.

-Cada satélite en particular debe ser perfectamente identificable por medio de un código específico.

-En todas las condiciones operativas del sistema se debe asegurar el enlace con una tasa de errores muy baja.

Esta función debe satisfacer los siguientes criterios.-

-Posibilidad de anular las secuencias automáticas almacenadas en la electrónica de abordaje por medio de ordenes vía telemando.

-Debe evitarse el uso de ordenes que incluyan múltiples funciones.

-Por cada satélite en particular se debe utilizar una palabra única para sincronización y direccionamiento.

-Dada la redundancia en el formato de telemando y de cómo verifica cada orden su interpretación a través de la telemedida, se acepta en esta una tasa de errores alta.

Las funciones de Telemedida, Telemando y Seguimiento deben realizarse desde la fase previa al lanzamiento hasta su puesta en órbita Geostacionaria. En consecuencia los requisitos de cobertura de este subsistema son bastante exigentes y la antena debe ser casi Omnidireccional, por lo que la influencia de la estructura del satélite en su diagrama de radiación es importante y requiere un análisis teórico- experimental para cada satélite.

6.9 Control Orbital de Asiento.

El movimiento de un vehículo espacial en el espacio viene definido por su posición, velocidad, orientación del mismo y velocidad de cambio de asiento. Los dos primeros parámetros corresponden al movimiento de traslación del centro de masa y esta sujeto a los estudios de mecánica celeste y determinación orbital. Tanto el análisis de la trayectorias como del asiento del vehículo se dividen en tres fases:

1.-Determinacion.

2.-Prediccion.

3.-Control.

Los subsistemas del satélite no intervienen prácticamente en la determinación de la trayectoria .

No ocurre lo mismo con la determinación y control de asiento y el control orbital, para estas funciones el satélite posee un subsistema muy complejo que dispone de los Sensores adecuados para determinar el asiento, medios de estabilización para mantener su orientación, giroscopicos para detectar los pares perturbadores que afectan al satélite y medios pasivos y activos de control para mantener o corregir el asiento y su posición orbital.

En el caso de los satélites de Comunicaciones, las precisiones requeridas de apuntamiento de ciertas antenas son a veces mayores que las que puede proporcionar el propio satélite, en este caso es necesario disponer de un sensor de radiofrecuencia que mediante la utilización de un faro ubicado en la referencia de tierra donde se realiza el apuntamiento, permita en bucle cerrado mantener orientada la antena. Siendo la señal de RF sensor de control.

6.10 Propulsión.

Este subsistema esta formado por el motor de apogeo y los pequeños motores utilizados para el control orbital y de asiento.

Las partes fundamentales las constituyen los propios motores y los tanques necesarios para el almacenamiento del combustible a utilizar durante las diferentes fases de puesta en órbita del satélite y durante su vida útil para mantener su posición orbital y asiento.

La duración de la vida útil depende de una serie de parámetros, pero fundamentalmente de la cantidad de combustible almacenado, lo que en definitiva se traduce en la masa máxima que es posible situarse en Órbita Geostacionaria, teniendo en cuenta las características del cohete lanzador.

Satélites como el OTS utilizaban para el motor de apogeo combustible sólido y para los motores de control, un compuesto líquido a base de hidrocina, el cual posee buenas características de empuje y peso sobre todo una gran estabilidad en almacenamiento.

6.11 Potencia.

La fuente de energía del satélite está constituida por los paneles solares, este tipo de funcionamiento lo denotaremos con la inclusión de Gráficas de operación y rendimiento en el Espacio.

6.12 Pirotécnicos.

Este sistema es el que se encarga de las corrientes necesarias para el disparo de elementos utilizados para el despliegue de los paneles solares, antenas y excitación de ciertos dispositivos del subsistema de propulsión.

La importancia del subsistema pirotécnico viene dada por el número cada vez mayor de elementos desplegables y la alta fiabilidad que se requiere en esta operación.

6. 13 CENTRO DE CONTROL Y ESTACION DE TTS.

Es un equipo con una antena o un conjunto de equipos con antenas, que puede tener un extremo de entrada y salida de señales de comunicación en banda base o en frecuencia intermedia y otro de transmisión y de recepción de radiaciones hacia desde uno o mas satélites.

La estaciones físicamente mas grandes se emplean para operar con alta capacidad de trafico en sistemas de satélites Geoestacionarios de cobertura global.

La figura 6.6 presenta el diagrama funcional de una Estación Terrena

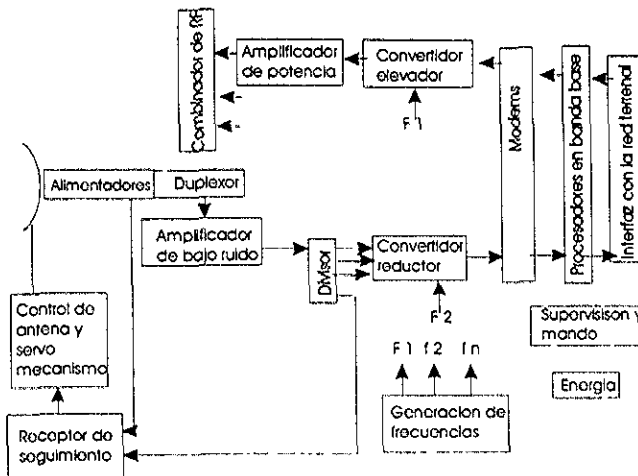


Figura 6.6 Estación terrena.

El centro de control es el lugar donde se realiza la supervisión del estado de los satélites y se expiden las señales de mando para ejecutar en ellos todas las funciones que no realizan en forma autónoma.

La parte mas importante de esa instalación es el sistema de computo que desarrolla funciones de conversión, calculo, interpretación, grabación y presentación de los datos de Telemetría, generación de alarmas , mandos y otras formas de procesamiento.

El propio centro de control puede participar en las maniobras posteriores al lanzamiento de un satélite de sus sistema, ya sea captando las señales de telemetría en la órbita de transferencia y retransmitiéndolas por un medio adecuado al centro de control principal de la operación, midiendo las características de dicha órbita, o emitiendo señales de mando al satélite.

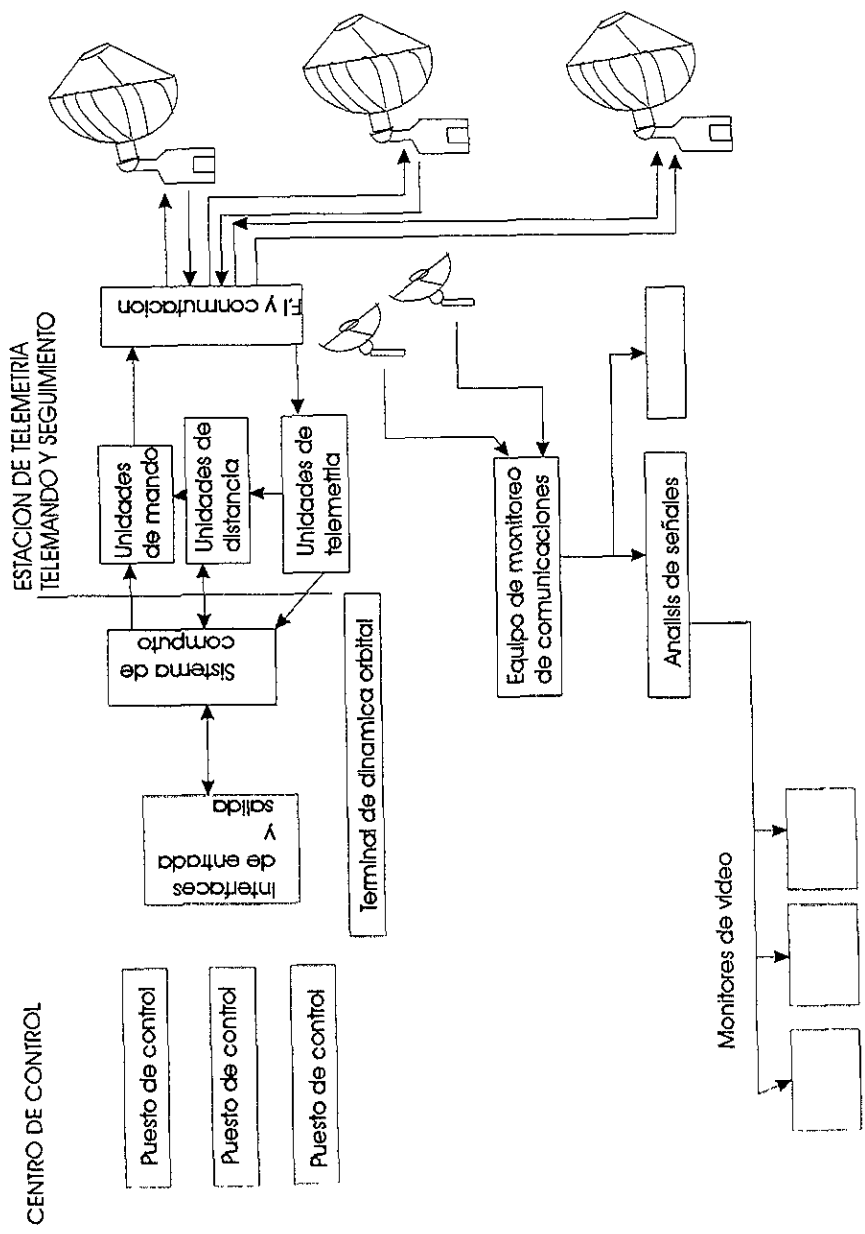


Figura 6.6-1 Centro de Control de Estacion Terrena de Alta Capacidad.

6.13.1 ECLIPSES.

Ocurren Eclipses cuando la sombra de la Tierra o Luna impiden que el satélite reciba la Radiación Solar **Figura 6.7.**

Los efectos mas importantes en un Satelite de Órbita Geoestacionaria de un Eclipse son,,

- La falta directa de energía directa del sol para alimentar todos los circuitos eléctricos, cuya duración máxima determina las características requeridas de las baterías. Cuando al final de la vida útil del satélite la batería esta deteriorada puede ser necesario desactivar algunos amplificadores de potencia de la carga de comunicaciones **figura 6.8**
- La generación de un choque térmico, debido al enfriamiento rápido de las superficies exteriores, exponiendo al subsistema térmico a un extremo de las condiciones ambientales. Dicho cambio violento causa entre otras consecuencias cambios de la actitud del satélite por la torsión de paneles solares y modificación transitoria de las características de diversos dispositivos como los Sensores de tierra, que dificultan las operaciones orbitales.
- Imposibilidad de utilizar los Sensores del sol, lo que puede dificultar o impedir las maniobras que toman a dicho astro como referencia.



Figura 6.7 tipos de eclipses que podrían ser vistos desde satélites de comunicación, causados por la Tierra o Luna.

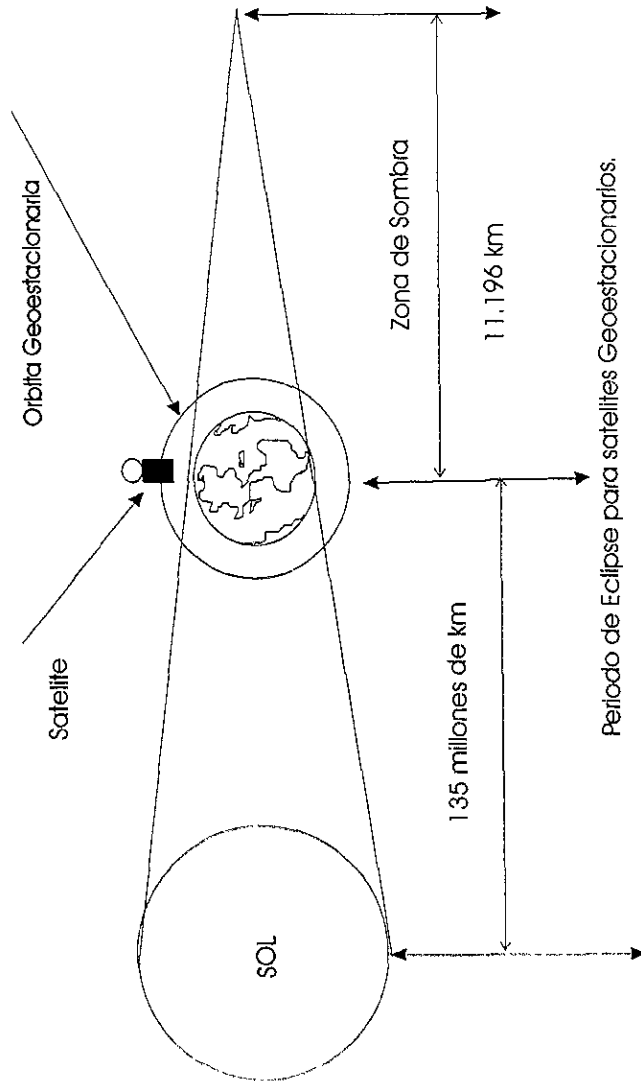


Figura 6.8 periodo de eclipse para satélites Geoestacionarios.

VII.- SERVICIOS.

Entre las características de flexibilidad de los satélites de comunicación destaca su capacidad para poder usarse para una amplia diversidad de servicios. Su aplicación inicial dominante durante una década fue para la telefonía internacional y en pequeña proporción para tráfico de televisión internacional.

Actualmente el proceso de diversificación se está extendiendo aun más con nuevos servicios a través de los sistemas satelitares en órbitas geoestacionarias.

SERVICIOS DE VIDEO

Los servicios de vídeo representan las aplicaciones de los satélites que han tenido mayor crecimiento en los últimos años, abarcando actividades de entretenimiento e información, negocios, educación, y capacitación.

Inicialmente solo se transmitían señales de televisión por el sistema Intelsat para eventos de interés internacional, actualmente la mayoría de las señales de televisión se transmiten por sistemas regionales y nacionales para cobertura nacional.

RADIODIFUSION

Las empresas comerciales de televisión que producen programas para su difusión a través de estaciones conectadas en cadena han adoptado en forma general su distribución desde sitio de origen en los programas por medio de sistemas de satélites.

Las estaciones repetidoras pueden intercalar la transmisión de eventos especiales a través de redes de estaciones de televisión, sean deportivos, noticias o de otra naturaleza dentro de una cobertura nacional es similar al servicio ocasional.

Esta aplicación mediante uso ocasional de la capacidad de los satélites ha adquirido mucho auge en los últimos años extendiéndose a los servicios de noticias, debido en parte a diseños más eficientes de las estaciones transportables.

TELEVISIÓN POR CABLE.

Los sistemas de televisión por cable abrazaron también sin vacilación el uso de los sistemas de satélites para recibir parte o la totalidad de los programas, debido a su capacidad inherente para generar programación cultural, social y de noticias propia de la limitada zona de cobertura de cada sistema de cable y a la posibilidad de diversificar sus servicios apoyándose en infraestructura con que ya cuentan, es previsible que estos subsistan a pesar de la penetración de los sistemas de DBS o DTH.

TELEVISION DIRECTA

La evolución de las tecnologías esta permitiendo que se cuente con respuestas para algunas de las *preocupaciones y reticencias originales sobre el servicio de televisión directa por satélite*. Actualmente, cada país cada empresa de servicio puede controlar el contenido de la programación proporcionándola en forma selectiva para diversos grupos y aun para cada usuario y a pesar de ello ofrecer una relativa variedad de programas.

Las mayores ventajas de este sistema es aplicado actualmente en EUA con el sistema mas avanzado y desde hace varios años en Japón y Europa con sistemas que pueden actualizarse a un costo relativamente alto.

Las redes para servicios de televisión directa tienen la misma conectividad punto a multipunto y configuración estrella que las de las cadenas de televisión y televisión por cable:

- Empleo de satélites Geoestacionarios especializados de alta potencia con lo que se reduce el diámetro, y por consiguiente se reduce el costo y aumenta la conveniencia de las antenas de las estaciones receptoras.

TELEVISION DE ALTA DEFINICION.

Para desarrollar los servicios de radiodifusión terrenal de televisión de alta definición se requiere utilizar necesariamente la comprensión de las señales de vídeo, sin la cual no sería posible en muchos países la planificación de los canales y sus coberturas debido a la mucho mayor anchura de banda, las características del formato para la televisión de alta definición denominada *televisión avanzada que se identifica con las siglas ATSC.*

TELEVISION EDUCATIVA.

La educación a distancia empleando señales de televisión está adquiriendo una gran importancia en todo el mundo por la utilidad que ha demostrado y por su gran potencial evolutivo en nuevas tecnologías ya disponibles.

La educación a distancia por medio de señales de televisión se deriva de otros medios de educación a distancia de larga existencia. Además de emplearse para la educación formal, las redes de educación a distancia se pueden usar para conferencias abiertas al público, cursos cortos de actualización profesional y otras aplicaciones afines.

REDES PRIVADAS DE DATOS.

En este tipo de servicios se suelen emplear satélites de cobertura regional o nacional, para este tipo de redes de pocas estaciones la solución más conveniente puede consistir en enlaces punto a punto desde cada estación remota a la estación maestra. Sin embargo, debe considerarse el costo del uso de la capacidad satelital.

Cuando además de aplicarse para la comunicación de datos en los dos sentidos se requiere que la red permita la comunicación punto a multipunto para difusión de información.

RADIODIFUSION SONORA.

Dentro de una transmisión de voz y música por satélite tanto destinadas al público general sin pago de cuotas por el usuario como a usuarios que pagan cuota tienen una gran demanda en los sistemas de satélites de cobertura regional o nacional.

Para esta aplicación se prefieren satélites geoestacionarios de cobertura nacional usando antenas receptoras fijas de poco diámetro.

TELEFONIA PUBLICA INTERNACIONAL.

En este tipo de comunicación también se prefieren utilizar satélites de cobertura regional o nacional, el origen de una comunicación telefónica internacional puede ser una terminal telefónica fija o móvil de una red terrenal de servicio público telefónico conmutado.

Desde cada país, la misma estación terrena puede servir para establecer enlaces troncales punto a punto con diversos países a través del mismo satélite.

Ejemplos de estas redes internacionales son las que prestan los servicios de telefonía del sistema Inmarsat y la de los nuevos satélites de cobertura global ICO e Iridium.

TELEFONIA NACIONAL.

Los sistemas de satélites se emplean también para los servicios públicos de telefonía nacional, incluyendo enlaces troncales de la red pública conmutada, los enlaces troncales de telefonía pública dentro de un territorio nacional se establecen para la comunicación con zonas a las que es difícil alcanzar por medios terrenales, como en el caso de ciudades en islas o separadas por desiertos y otros obstáculos naturales.

Los servicios de telefonía móvil por satélite territorio nacional pueden utilizar para aplicaciones tales como complementar las redes de telefonía celular, la concepción de esta aplicación incluye el equipo adicional necesario en los sistemas celulares.

BIBLIOGRAFIA

- Clarke, A.C., Extra- Terrestrial Relays, *Wireless Word* 1945, 51, 10 pp 305 – 308.
- Caprara, G., *The Complete Encyclopedia of Space Satellites*, 1986, Portland House.
- Elbert, B.R., *Introduction to Satellite Communication*, 1987, Artech House.
- Rees, D. W.E., *Satellite Communication*, 1990, John Wiley, Sons, Inc.
- Manual Sobre Telecomunicaciones por Satelite, 1985., Union Internacional de Telecomunicaciones, Ginebra Suiza.
- Griffin, M.D. y French, J. R., *Space Vehicle Design*, 1991, AIAA education Series.
- Elbert, B.R., *Introduction to Satellite Communication*, 1987, Artech House.
- Larson, W. J. y Wertz, J.R., editores. *Space Mission Analysis and Design* 1992, Microcosm, Inc, Kluwer Academic Publishers.
- Morgan, W.L., y Gordon, C.D., *Communications Satellite Handbook*, 1989, John Wiley. Sons, Inc.
- Karlan, M.H., *The Reusable Launch Vehicle, Is the Stage set*, *Launchspace*, Vol 2. Number.
- K, Miya. Editor, *Satellite Communications Technology*, Second edition, 1990. KDD.
- Digital Satellite Communications Technology*, Intelsat.
- Introduccion a la Teoria y Sistemas de Comunicación, edit. B.P. Lathi. 1987.
- Introduccion a las Telecomunicaciones Modernas, Enrique Herrera. Edit Limusa. 1998.
- Los Satélites. Rosado Rodriguez. Edit. Limusa., 1999.