



# **UNIVERSIDAD AMERICANA DE ACAPULCO**

**"EXCELENCIA PARA EL DESARROLLO"**

---

---

**FACULTAD DE INGENIERÍA EN COMPUTACIÓN**  
INCORPORADA A LA UNIVERSIDAD NACIONAL

AUTÓNOMA DE MÉXICO

CLAVE 8852-58

## **"DISEÑO, CONSTRUCCIÓN Y COLOCACIÓN DE UN SATÉLITE GEOESTACIONARIO"**

**T E S I S**

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE  
INGENIERO EN TELECOMUNICACIONES  
P R E S E N T A N:

**MARIN MAYO ROXANA**

**LUGO MARTÍNEZ ERICK**

**CUEVAS PAREDES STEPHANY ALEJANDRA**

DIRECTOR DE TESIS:

**ING. ÁLVARO LÓPEZ MORALES**

ACAPULCO, GRO.

MAYO DEL 2010



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.

**TABLA DE CONTENIDO**

TABLA DE CONTENIDO.....	1
TABLA DE FIGURAS .....	3
CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN.....	6
1.1. HIPÓTESIS:.....	8
1.2. OBJETIVOS:.....	8
1.3. JUSTIFICACIÓN: .....	9
CAPÍTULO 2. ANTECEDENTES .....	10
2.1. Historia de los Satélites de Telecomunicaciones .....	10
2.2. La Historia de los Satélites en México .....	18
CAPÍTULO 3. MARCO TEÓRICO.....	23
3.1. Carga de Comunicación .....	25
3.2. Receptor de Banda Ancha .....	26
3.3. Demultiplexor.....	28
3.4. Cadena de Amplificación de Potencia.....	30
3.5. Unidad de Control de Ganancia .....	30
3.6. Amplificadores de Potencia .....	31
3.7. Multiplexor de Salida .....	32
3.8. Antenas .....	33
CAPÍTULO 4. DESARROLLO.....	35
4.1. El segmento de tierra .....	36
4.1.1. Subsistema de Rastreo, Telemetría y Comando .....	36
4.2. El segmento de Comunicaciones.....	38

4.2.1. Subsistema de Antenas.....	38
4.2.2. Subsistema de Comunicaciones .....	48
4.3. El Segmento Espacial .....	74
4.3.1. Subsistema de Energía Eléctrica .....	75
4.3.2. Subsistema de Control Térmico .....	90
4.3.3. Subsistema de Posicionamiento y Orientación .....	92
4.3.4. Subsistema de propulsión .....	105
4.3.5. Subsistema Estructural.....	114
4.4. Órbitas, Cobertura y Lanzamiento .....	138
4.4.1. Características de las Órbitas .....	138
4.4.2. Sistemas de Coordenadas .....	143
4.4.3. Perturbaciones de las Órbitas .....	153
4.4.4. Determinación de los Parámetros de las Órbitas.....	154
4.4.5. Transferencias y Mantenimiento de las Órbitas.....	156
4.4.6. Lanzamiento .....	165
CAPÍTULO 5. IMPLEMENTACIÓN .....	180
5.1. Telefonía Satelital.....	181
5.1.2. Telefonía Rural .....	181
5.1.3. La Telefonía Rural en México MOVISAT: .....	184
5.1.3.1 RURALSAT .....	185
CAPÍTULO 6. CONCLUSIÓN.....	186
CAPÍTULO 7. GLOSARIO .....	188
CAPÍTULO 8. BIBLIOGRAFÍA .....	199

**TABLA DE FIGURAS**

FIGURA 2.1 SISTEMA DE COMUNICACIÓN MUNDIAL PROPUESTO POR CLARCKE ..... 12

FIGURA 3.1 DIAGRAMA POR BLOQUES, SIMPLIFICADO, DE UNA CARGA DE COMUNICACIONES. .... 25

FIGURA 3.2 DIAGRAMA POR BLOQUES SIMPLIFICADO DE UN RECEPTOR DE BANDA ANCHA TÍPICO EN BANDA KU,.. 27

FIGURA 3.3 DIAGRAMA POR BLOQUES DE UN DEMULTIPLEXOR DE ENTRADA ..... 28

FIGURA 4.1 EL SUBSISTEMA DE RASTREO, TELEMETRÍA Y COMANDO ..... 37

FIGURA 4.2 MUESTRA LA INTEGRACIÓN DE LAS ANTENAS CON LA TORRE O CAJA CENTRAL DE UN SATÉLITE TRIAXIAL  
..... 39

FIGURA 4.3 PATRÓN DE RADIACIÓN DE LA ANTENA PARABÓLICA. .... 40

FIGURA 4.4 DIRECCIÓN DE MÁXIMA RADIACIÓN ..... 41

FIGURA 4.5 GANANCIA  $G_A$  EN UNA CIERTA DIRECCIÓN QUE FORMA A GRADOS CON EL EJE PRINCIPAL DE LA ANTENA.  
..... 42

FIGURA 4.6 ANTENAS DE CORNETA..... 43

FIGURA 4.7 EJEMPLO DE TRES CORNETAS..... 44

FIGURA 4.8 EJEMPLO DE DOS POSIBLES COBERTURAS DEL TERRITORIO MEXICANO CON HUELLAS ..... 45

FIGURA 4.9 CONFIGURACIÓN DE REFLECTORES PARABÓLICOS PARA SINTETIZAR HUELLAS CONFORMADAS  
RADIADAS POR UN SATÉLITE ..... 46

FIGURA 4.10 ANTENA BICÓNICA USADA PARA COMANDO Y TELEMETRÍA BAJO CONDICIONES ANORMALES. .... 47

FIGURA 4.11 DIAGRAMA SIMPLIFICADO DE LA RELACIÓN ENTRE LOS SUBSISTEMAS DE ANTENAS Y  
COMUNICACIONES..... 48

FIGURA 4.12 DIVISIÓN DEL MUNDO POR REGIONES HECHA POR LA UIT ..... 51

FIGURA 4.13 CONCEPTO GENERALIZADO DE LA REUTILIZACIÓN DE FRECUENCIAS CON AISLAMIENTO ESPACIAL. .. 53

FIGURA 4.14 CONCEPTO DE LA REUTILIZACIÓN DE FRECUENCIAS CON DISCRIMINACIÓN DE POLARIZACIÓN. .... 54

FIGURA 4.15 RELACIÓN ENTRE LOS SUBSISTEMAS DE ANTENAS Y COMUNICACIONES. .... 55

FIGURA 4.16 ANCHO DE BANDA DE UN SATÉLITE QUE OPERA EN LA BANDA C ..... 58

FIGURA 4.17 POSIBLE CONFIGURACIÓN DE LA OCUPACIÓN DEL ESPACIO DE FRECUENCIAS DE UN TRANSPONDEDOR  
DE 36 MHZ ..... 60

FIGURA 4.18 CURVA CARACTERÍSTICA NO LINEAL DE ENTRADA- SALIDA DE UN AMPLIFICADOR DE POTENCIA. .... 61

FIGURA 4.19 VERSIÓN MODIFICADA DEL DIAGRAMA Y EQUIPOS DEL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES. .... 62

FIGURA 4.20 PLAN DE FRECUENCIAS Y POLARIZACIÓN DEL SATÉLITE SATMEX 5. .... 63

FIGURA 4.21 ETAPA BÁSICA DE RECEPCIÓN Y CONVERSIÓN DE FRECUENCIA DE UN SATÉLITE..... 64

FIGURA 4.22 DIAGRAMA DE BLOQUES DE LA PARTE INICIAL DEL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES EN BANDA C . 65

FIGURA 4.23 CONTINUACIÓN DEL DIAGRAMA DE BLOQUES DEL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES DEL SATÉLITE  
SATMEX 5 EN LA BANDA C ..... 67

FIGURA 4.24 ESQUEMA SIMPLIFICADO DE UN TWT. ....	70
FIGURA 4.25 CONEXIONES POSIBLES DEL CONMUTADOR TIPO R.....	74
FIGURA 4.26 EJEMPLO DE UNA CONEXIÓN DE CELDAS SOLARES EN SERIE Y PARALELO.....	76
FIGURA 4.27 CAPAS DE CELDAS SOLARES DE JUNTURAS MÚLTIPLES.....	77
FIGURA 4.28 INTEGRACIÓN DE LOS PANELES SOLARES A LAS CARAS NORTE Y SUR DEL SATÉLITE.....	79
FIGURA 4.29 SOMBRA Y PENUMBRA PRODUCIDA POR LA TIERRA A UN SATÉLITE.....	82
FIGURA 4.30 TIPOS DE ECLIPSES QUE OCURREN A SATÉLITES DE COMUNICACIÓN CAUSADOS POR LA TIERRA O POR LA LUNA.....	83
FIGURA 4.31 ÁNGULOS DE SOMBRA Y DE PENUMBRA DE LA TIERRA SOBRE UNA ÓRBITA.....	84
FIGURA 4.32 DURACIÓN DE LOS ECLIPSES EN LA ÓRBITA GEOESTACIONARIA.....	87
FIGURA 4.33 CONDICIONES GEOMÉTRICAS PARA QUE LA LUNA OBSTRUYA LA RADIACIÓN SOLAR HACIA UN SATÉLITE DE LA TIERRA.....	88
FIGURA 4.34 DETALLE QUE MUESTRA LA INTEGRACIÓN DEL CUERPO PRINCIPAL DEL SATÉLITE TRIAXIAL.....	91
FIGURA 4.35 ARREGLO DE LA CARGA ÚTIL Y LA PLATAFORMA DE UN SATÉLITE DE DOBLE ROTACIÓN.....	97
FIGURA 4.36 ESQUEMA DE UN SATÉLITE ESTABILIZADO EN TRES EJES.....	98
FIGURA 4.37 DEFORMACIÓN DE LOS PANELES SOLARES (EXAGERADA).....	100
FIGURA 4.38 EJEMPLO DE CAMPO DE CAPTACIÓN DE UN SENSOR DE TIERRA ESTÁTICO.....	101
FIGURA 4.39 DETALLE AMPLIFICADO QUE MUESTRA LA INTEGRACIÓN Y COLOCACIÓN DE LOS COMPONENTES DEL SUBSISTEMA DE PROPULSIÓN.....	106
FIGURA 4.40 COLOCACIÓN DE LOS PROPULSORES EN UN SATÉLITE DE ESTABILIZACIÓN POR GIRO.....	107
FIGURA 4.41 CÁMARA DE CATALIZACIÓN Y BOQUILLA DE ESCAPE DE UN PROPULSOR MONOPROPELENTE.....	108
FIGURA 4.42 ESQUEMA SIMPLIFICADO DEL SISTEMA TÍPICO DE PROPULSIÓN BIPROPELENTE DE UN SATÉLITE TRIAXIAL.....	110
FIGURA 4.43 PROPULSORES ELÉCTRICOS ELECTROSTÁTICOS DE LOS TIPOS IÓNICOS DE REJA Y DE EFECTO HALL.....	112
FIGURA 4.44 MÓDULO DE UNA ESTRUCTURA DE SATÉLITE TRIAXIAL.....	118
FIGURA 4.45 SATÉLITE INTELSAT VII EN FORMA DESINTEGRADA.....	126
FIGURA 4.46 SATÉLITE INTELSAT VII INTEGRADO Y PLEGADO, EN PERSPECTIVA ISOMÉTRICA Y EN VISTA LATERAL.....	127
FIGURA 4.47 SATÉLITE INTELSAT VII DESPLEGADO, MOSTRANDO SU ASPECTO HACIA EL NADIR.....	127
FIGURA 4.48 DIAGRAMA POR BLOQUES DEL CENTRO DE CONTROL Y ESTACIÓN TTS PARA UN SISTEMA DE DOS SATÉLITES.....	134
FIGURA 4.49 DIRECCIÓN Y MAGNITUD DE LOS VECTORES DE VELOCIDAD Y POSICIÓN EN UNA ÓRBITA ELÍPTICA..	140
FIGURA 4.50 EJEMPLOS DE ÓRBITAS DE DIVERSAS ALTITUDES Y FORMAS.....	143
FIGURA 4.51 PARÁMETROS DE LA POSICIÓN DE UN SATÉLITE Y DE UNA ESTACIÓN TERRENA EN LOS SISTEMAS DE COORDENADAS TOPOCÉNTRICO E INERCIAL.....	145
FIGURA 4.52 ÁNGULOS Y LADOS PARA DEDUCIR LAS RELACIONES ENTRE PARÁMETROS.....	146

FIGURA 4. 53 LATITUD GEOCÉNTRICA Y DISTANCIA AL CENTRO DE LA TIERRA DE UNA ESTACIÓN TERRENA. ....	147
FIGURA 4.54 COBERTURA DE HACES CIRCULARES .....	148
FIGURA 4.55 REPRESENTACIÓN PLANA DE UN CONJUNTO DE ÁNGULOS $A_{Si}$ Y $B_{Si}$ .....	150
FIGURA 4.56 REPRESENTACIÓN PLANA LINEAL DE LA COBERTURA DE GANANCIA CONSTANTE DE TRES HACES CIRCULARES DE UN SATÉLITE GEOESTACIONARIO. ....	152
FIGURA 4.57 TRANSFERENCIA HOHMANN DE UNA A OTRA DE DOS ÓRBITAS CIRCULARES COPLANARES.....	157
FIGURA 4.58 SECUENCIA DE LANZAMIENTO Y OPERACIONES EN ÓRBITA ANTES DE INICIAR SERVICIOS.....	161
FIGURA 4.59 DESPLAZAMIENTOS POSIBLES DE UN SATÉLITE GEOESTACIONARIO .....	162
FIGURA 4.60 CONDICIONES GEOMÉTRICAS APROPIADAS E INAPROPIADAS PARA EL LANZAMIENTO DE UN SATÉLITE .....	167
FIGURA 4.61 TRAYECTORIA DE LANZAMIENTO RESPECTO DE LA SUPERFICIE DE LA TIERRA. ....	169
FIGURA 4.62 ESQUEMA DE UN IMPULSOR DE UN VEHÍCULO DE LANZAMIENTO. ....	173
FIGURA 4.63 COFIA Y ADAPTADOR DE VEHÍCULO DE LANZAMIENTO. ....	179

## **CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN**

Todos de alguna manera estamos involucrados con el concepto de satélite de comunicaciones, de cierta forma dependemos de ellos, clima, imagen y en general las telecomunicaciones, sin las cuales no es posible concebir la vida actual ya que la información es cada vez más necesaria para tomar todo tipo de decisiones.

Cuando se habla de cubrir zonas extremadamente remotas con telecomunicaciones, no se puede pensar en otra cosa que no sea la comunicación satelital, la cual es cada vez más necesaria. Sin embargo, son pocos y muy desarrollados los países que tienen la posibilidad, ya sea económica o tecnológica, para lograrlo. México posee la capacidad intelectual, y no sería nada descabellado decir que también puede contar con los recursos económicos y tecnológicos para tal fin.

En éste trabajo se plantean las bases necesarias para el diseño, construcción y colocación en órbita de un satélite geoestacionario con base en la investigación realizada. Además se da una muestra de la gran utilidad que da este tipo de sistema de comunicaciones a la causa nacional.

En el capítulo 1 definimos nuestros objetivos mediante la presentación de la hipótesis y damos la justificación del por qué de la elaboración de éste trabajo.

En los siguientes capítulos dedicamos un espacio para dar los antecedentes de los sistemas de comunicación basados en satélites artificiales, mostrando, a través de la historia, la carrera tecnológica que el desarrollo de los satélites significó tanto para la humanidad como para intereses nacionales. Así también nos adentramos en materia ofreciendo un marco teórico que nos muestra de manera superficial las implicaciones que conlleva el diseño, construcción y colocación de un satélite artificial del tipo geoestacionario y ya en el desarrollo ofrecemos todos los parámetros técnicos necesarios para tal fin.



En la parte final ofrecemos uno de tantos ejemplos exitosos de la utilidad de este tipo de sistema de comunicaciones, observando que las necesidades de nuestro país se verían solventadas al fomentar la utilización, manejo y diseño de nuestros propios sistemas de satélites artificiales.

### 1.1. HIPÓTESIS:

Con éste estudio se pretende mostrar teóricamente el proceso que implica el diseño, construcción y colocación de un satélite de tipo geoestacionario. Además se mostrará alguna de las tantas utilidades que éste sistema de telecomunicaciones puede ofrecer a las necesidades del país.

### 1.2. OBJETIVOS:

#### Objetivo General

- Ofrecer un estudio recopilatorio detallado sobre el diseño, construcción y colocación de un satélite artificial de tipo geoestacionario, ya que éste satélite es ideal para cumplir el propósito de ampliar las comunicaciones, alcanzando todos los rincones de la tierra donde la exploración terrestre no ha sido suficiente.

#### Objetivos Específicos

- Exponer las ventajas de un satélite geoestacionario y el porqué de su elección.
- Mostrar un ejemplo de la utilidad de éste tipo de sistema de telecomunicaciones enfocado en las necesidades de nuestro país, dadas las dificultades que ofrece su geografía.
- Se tendrá un panorama de lo que es MOVISAT en México su estructura y aplicación.

### 1.3. JUSTIFICACIÓN:

Aún cuando nuestro país no desconoce las ventajas de contar con varios satélites artificiales, su explotación no ha ido más allá de sólo ciertas aplicaciones que, aún cuando son rentables económicamente, no permiten observar la total diversidad de usos que van más allá de lo monetario. Esto como consecuencia de la poca o nula documentación que existe sobre todo lo que se refiere a los satélites artificiales.

Lamentablemente, hasta ahora, no se cuenta con una investigación específica sobre los detalles técnicos y tecnológicos que se requieren para el diseño, construcción y colocación en órbita de un satélite artificial del tipo geoestacionario dedicado a las comunicaciones, y menos aún, que haga referencia a una necesidad específica de nuestro país.

Es por esto que surge la necesidad de ofrecer de manera detallada un estudio recopilatorio de este tipo que dé la pauta a nuevas investigaciones en beneficio del acervo científico del país y que responda a las nuevas necesidades en el ramo de las telecomunicaciones del mismo.

## CAPÍTULO 2. ANTECEDENTES

### 2.1. Historia de los Satélites de Telecomunicaciones

La Era Espacial inició el 4 de Octubre de 1957, cuando la Unión Soviética puso en órbita el primer satélite artificial del mundo, el Sputnik 1.

En la actualidad, la variedad de satélites artificiales que rodean la tierra es sorprendente. El siguiente esquema puede ayudar a ver su inmensa variedad:

#### TIPOS DE SATÉLITES.

Por su órbita:

- Satélites de órbita baja (LEO), entre los 900 y 1300 Km.
- Satélites de órbita geoestacionaria (GEO), aproximadamente a 36 000 Km.
- Satélites de órbita Media (MEO), a los 10 000 Km.
- Satélites de órbita muy elíptica (Molniya), más de 36 000 Km.

Por su finalidad:

- Satélites de Telecomunicaciones (Radio y Televisión)
- Satélites Meteorológicos.
- Satélites de Navegación.
- Satélites Militares y espías.
- Satélites de Observación de la tierra.
- Satélites Científicos y de propósitos experimentales.
- Satélites de Radioaficionado.

De toda ésta amplia gama de dispositivos presentes, este estudio se concentra en el desarrollo de los satélites de telecomunicaciones.

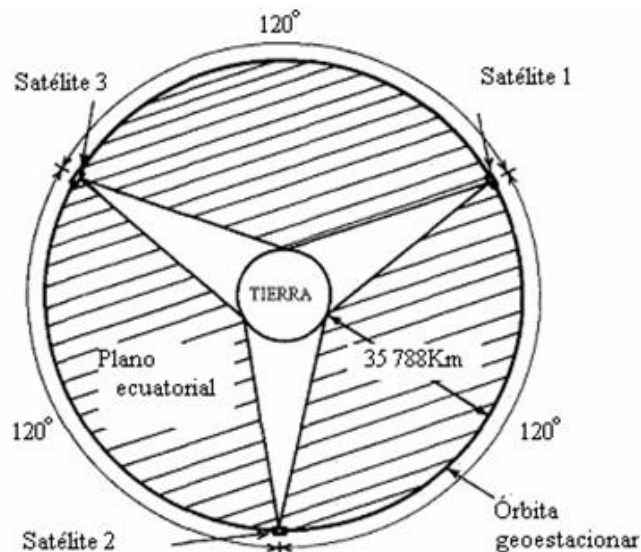
<b>Banda P</b>	<b>200-400 MHz.</b>
<b>Banda L</b>	1530-2700 MHz.
<b>Banda S</b>	2700-3500 MHz.
<b>Banda C</b>	3700-4200 MHz. 4400-4700 MHz. 5725-6425 MHz.
<b>Banda X</b>	7900-8400 MHz.
<b>Banda Ku1 (Banda PSS)</b>	10.7-11.75 GHz.
<b>Banda Ku2 (Banda DBS)</b>	11.75-12.5 GHz.
<b>Banda Ku3 (Banda Telecom)</b>	12.5-12.75 GHz.
<b>Banda Ka</b>	17.7-21.2 GHz.
<b>Banda K</b>	27.5-31.0 GHz.
<b>1 MHz.= 1 000 000 Hz.</b>	
<b>1 GHz.= 1 000 000 000 Hz.</b>	

**Tabla 2.1 Bandas de frecuencias utilizadas por los satélites.**

La idea de los satélites de Telecomunicaciones apareció poco después de la 2ª Guerra Mundial. En Octubre de 1945, la revista británica "Wireless World" publicó un artículo titulado "Transmisiones extraterrestres" escrito por Arthur C. Clarke, un excombatiente de las Fuerzas Aéreas Reales (RAF), donde proponía la colocación en órbita de tres repetidores separados entre sí 120 ° a 36 000 km sobre la superficie de la tierra, en una órbita situada en un plano coincidente con el que pasa por el Ecuador terrestre.

El camino de órbita particular que Clarke describió se conoce ahora como órbita geosincrónica o geoestacionaria, lo que quiere decir que un satélite a una altura de 36 000 km sobre el Ecuador gira alrededor de la Tierra a la misma velocidad que ésta. El satélite se encuentra, por lo tanto, en el mismo punto todo el tiempo permitiendo transmitir señales a través de él sin interrupción, simplificando su recepción en las estaciones terrestres.

Los lugares aconsejados por Clarke para que una persona pudiera contactarse con otra en el planeta sin importar la distancia, se muestran en la siguiente Figura:



**Figura 2.1 Sistema de comunicación mundial propuesto por Clarke en 1945.**

Satélite 1: 150°. Este sobre el ecuador Asia, Australia y Pacífico occidental.

Satélite 2: 90°. Oeste sobre el ecuador Pacífico Occidental y las Américas.

Satélite 3: 30°. Este sobre el ecuador, África, Europa y Asia Occidental.

Éste sistema podría abastecer de comunicaciones, radio y televisión a todo el globo. Los primeros experimentos de utilización del espacio para la propagación de radiocomunicaciones lo realizó el ejército americano en 1951 y en 1955, utilizando nuestro satélite natural, la luna, como reflector pasivo.

En 1956, el eslabón entre Estados Unidos y Europa, fue la primera aplicación donde se consideró seriamente la posibilidad de usar satélites, cuando el cable telefónico trasatlántico TAT-1 enfrentaba los problemas de incrementar su volumen y la necesidad de transmitir señales televisivas.

Sorpresivamente para los estadounidenses, el desarrollo militar en misiles guiados de los rusos, los llevaron finalmente a lanzar satélites en 1957. Es así como en ese mismo año, los rusos lanzaron por primera vez los dos primeros satélites artificiales, los Sputnik I y II; y en 1958 EEUU puso en órbita su primer satélite de investigación, el Explorer I. El primer satélite espacial, el Sputnik I, llevaba a bordo un radiofaro el cual emitía una señal en las frecuencias de 20 y 40 MHz. Ésta señal podía ser recibida por simples receptores y así lo hicieron muchos radioaficionados a lo largo del mundo, realizándose la primera prueba de transmisión y recepción de señales desde el espacio.

El 18 de diciembre de 1958, la Fuerza Aérea norteamericana colocó en órbita el cohete ATLAS. Su carga se limitó a 68 Kg con equipos experimentales de UHF (Ultra alta frecuencia), incluyendo un grabador de cinta, la cual contenía un mensaje de Navidad del presidente Eisenhower, grabada antes del lanzamiento, para retransmitirse a estaciones de radio en el momento que se dispuso. La grabadora podía también almacenar mensajes para retransmitirlos más tarde, lo que dió origen a los llamados satélites de retransmisión diferida.

Éste satélite militar podía almacenar y retransmitir hasta 8.000 palabras por minuto, y empleaba células solares en lugar de acumuladores. Los primeros satélites puestos en órbita, tanto por los estadounidenses como por los soviéticos, no fueron de comunicaciones. Los primeros satélites de este tipo fueron lanzados por los militares en Estados Unidos: SCORE en 1958 y Courier en 1960. El SCORE tenía un par de baterías no recargables, y un equipo de comunicaciones UHF con una vida nominal de diseño de 21 días.

En el área civil, siguiendo la idea de un sistema de comunicación mundial, los satélites lanzados fueron el ECHO en 1960 y los Telstar y Relay, ambos en 1962. Ninguno de éstos satélites experimentales condujo directamente a sistemas operacionales; sin embargo, proveían información sobre factores como selección de frecuencias, propagación, y estabilización y control de la orientación de los satélites.

Los sistemas pasivos (los cuales solo reflejan las señales) que imitaban la utilización primitiva de la Luna por el ejército norteamericano, se probaron durante un tiempo. El ECHO I era un globo reflector hecho de plástico mylar recubierto de aluminio de 30.5 m de diámetro estando inflado. Fue colocado en órbita el 12 de Agosto de 1960. Durante su primer día de órbita se logró comunicación entre California y New Jersey. El 24 de mayo de 1968 reentró en la atmosfera y se pulverizo.

Después de varias transmisiones radiotelefónicas de ida y vuelta se intentó transmitir una fotografía. La prueba tuvo éxito y demostró que a pesar de estar deformado, un satélite pasivo podía seguir siendo útil. Como el coeficiente de reflexión del satélite pasivo es muy bajo, los ingenieros en radiotelefonía observaron que la señal de retorno era muy débil, lo que sugirió considerar a los satélites activos (reciben la señal, la amplifican y la retransmiten desde la órbita); sin embargo, en 1964 se puso en órbita el ECHO II, una versión mejorada de tres capas de mylar y aluminio e inflado con gas para mantenerlo con forma.

En esta etapa, para poder usar y disfrutar las ventajas económicas y tecnológicas de un satélite geoestacionario, se necesitaba un cohete más poderoso y un satélite más pequeño; de ahí que se le concediera a Hughes Aircraft, en 1961, la construcción del satélite llamado Syncom, lanzado con éxito por la NASA en un cohete Delta en 1963.

El primer satélite de comunicaciones verdadero, el Telstar 1, fue lanzado a una órbita terrestre baja, de 952 x 5632 km. Era también el primer satélite de financiación comercial, a cargo de la American Telephone and Telegraph. El Telstar 1 se lanzó el 10 de julio de 1962, y le siguió casi un año después el Telstar 2. Las estaciones terrestres estaban situadas en Andover, Maine (Estados Unidos), Goonhilly Downs (Reino Unido) y Pleumeur-Bodou (Francia). La primera retransmisión mostraba la bandera norteamericana ondeando en la brisa de Nueva Inglaterra, con la estación de Andover al fondo.



Ésta imagen se retransmitió a Gran Bretaña, Francia y a una estación norteamericana de New Jersey, casi quince horas después del lanzamiento. Dos semanas más tarde millones de europeos y americanos seguían por televisión una conversación entre interlocutores de ambos lados del Atlántico; no sólo podían conversar, sino también verse en directo vía satélite.

Además de los satélites Telstar, se lanzaron el Relay 1 el 13 de diciembre de 1962, y el Relay 2 el 21 de enero de 1964 (ambos de órbita baja). Se trataba de vehículos espaciales experimentales, como el Telstar, diseñados para descubrir las limitaciones de actuación de los satélites.

El 26 de julio de 1963, el Syncom 2 se colocó en órbita sincrónica sobre el Atlántico. El Syncom 1 se había situado en el mismo lugar en febrero, pero su equipo de radio falló. La órbita del Syncom 2 tenía una inclinación de  $28^{\circ}$ , por lo que parecía describir un ocho sobre la tierra. Sin embargo se utilizó el 13 de septiembre, con el Relay 1, para enlazar Rio de Janeiro (Brasil), Lagos (Nigeria) y New Jersey en una breve conversación entre tres continentes.

El Syncom 3 se situó directamente sobre el Ecuador, cerca de la línea de cambio de fecha, el 19 de agosto de 1964, y se retransmitieron en directo vía satélite las ceremonias de apertura de los juegos olímpicos en Japón, el mundo se sobrecogió al conocer las posibilidades de los satélites de comunicaciones.

Desde el principio los políticos comprendieron su potencial comercial. En 1961 el presidente de los Estados Unidos, John F. Kennedy, invitaba a todas las naciones a participar en un sistema de satélites de comunicaciones en beneficio de la paz mundial y de la fraternidad entre todos los hombres. Su llamada encontró respuesta, y en agosto de 1964 se formó el consorcio Intelsat (International Telecommunications Satellite Organization = Organización Internacional de Telecomunicaciones por Satélite). El sistema es propiedad de los Estados miembros, a prorrata según su participación en el tráfico anual. La rama operativa del consorcio es la Comsat (Communications Satellite

Corporation = Corporación de satélites de comunicaciones), con sede en Washington. El primer satélite lanzado por esta especialísima empresa fue el Intelsat 1, más conocido como Early Bird. El 28 de junio de 1965 entró en servicio regular, con 240 circuitos telefónicos. Era un cilindro de 0'72 metros de anchura por 0'59 metros de altura, y su peso era tan solo de 39 kg. Las células solares que lo envolvían suministraban 40 W de energía y para simplificar el diseño de sistemas estaba estabilizado por rotación, como una peonza. El Early Bird estaba diseñado para funcionar durante dieciocho meses, pero permaneció en servicio durante cuatro años. Con posterioridad se lanzaron sucesivos satélites Intelsat, los cuales fueron aumentando su capacidad de retransmisión de canales telefónicos y televisivos.

En la actualidad la constelación Intelsat consta de 32 satélites cubriendo todo el mundo. Intelsat no es el único sistema de satélites de comunicaciones en funcionamiento. A medida que avanzaba la tecnología y descendían los precios, la conveniencia de los satélites de comunicaciones dedicados crecía. Resultaba atractivo, desde el punto de vista comercial, construir los satélites según las necesidades de los distintos Estados, firmas, compañías de navegación y otras organizaciones con un gran volumen de tráfico de comunicaciones entre puntos separados por varios centenares de kilómetros.

El primer país que contó con un sistema interior fue Canadá, que lanzó el Anik 1 (mediante un cohete norteamericano) en noviembre de 1972. España cuenta con su propio sistema de satélites, el sistema Hispasat. Otra red muy utilizada, aunque no tan conocida, es la DSCS (Defense Satellite Communications System = Sistema militar de comunicaciones por satélite), del departamento de Defensa de los Estados Unidos con su serie de satélites. Otras redes de satélites militares aliados son el Sistema Naval de Comunicaciones por Satélite (Fleet Satellite Communications System, FLTSATCOM), el Sistema Aéreo de Comunicaciones por Satélite (Air Force Satellite Communication System, AFSATCOM), el Sistema de Comunicaciones por Satélite del Ejército (SATCOM), todos ellos norteamericanos, y la serie de la OTAN.

La red nacional más extensa de satélites fue desarrollada por la Unión Soviética a partir de abril de 1965, con una serie de satélites Molniya (relámpago) situados en órbita muy elíptica con el cenit sobre el hemisferio norte. De este modo, diversos centros del extenso territorio de la URSS quedaron unidos por programas de televisión en blanco y negro, teléfono y telégrafo. La órbita de 12 horas colocaba al satélite encima de la Unión Soviética durante los periodos fundamentales de comunicaciones, lo que suponía para las estaciones de tierra un blanco con un movimiento aparente muy lento.

Cada una de las dos primeras series (Molniya 1 y 2) comprende cuatro pares de cada tipo de satélite, colocados a intervalos de 90° alrededor de la órbita. La serie Molniya 3 es más completa, pues incorpora televisión en color además de telecomunicaciones. En combinación con los satélites trabajan las estaciones terrestres Órbita o de "toldilla", cada una de las cuales emplea una antena parabólica de bajo ruido y 12 metros de diámetro sobre un soporte giratorio. La antena se orienta hacia el satélite por medio de un mecanismo eléctrico de seguimiento.

Los satélites Molniya tuvieron un impacto social, político y económico considerable en el desarrollo del Estado Soviético (a menudo, con culturas y costumbres diferentes) en contacto más estrecho con Moscú, y al establecer conexiones, a través de la Organización Interspuknic, con otros países socialistas desde Europa Oriental a Mongolia. La red de largo alcance se perfecciona todavía más en la actualidad. En diciembre de 1975, a la familia de satélites de comunicaciones soviético se añadió el Raduga, cuya designación internacional es Statsionar 1. Su misión es la misma que en la serie Molniya, si bien describe una órbita geoestacionaria. Le siguió el Ekran, también de órbita estacionaria, cuyo nombre internacional es Statsionar T. Tiene como función específica la retransmisión de programas de televisión desde los estudios centrales de Moscú a zonas con estaciones terrestres más sencillas. Lo hacen posible la potencia de los transmisores del Ekran, varias veces superior a la de los restantes satélites de comunicaciones, y sus antenas de haces dirigidos convergentes, que permiten retransmitir señales de televisión directamente a grupos de receptores de televisión a

través de antenas colectivas, e incluso directamente a los receptores de cada hogar, a través de antenas en el tejado.

Los ingenieros soviéticos han perfeccionado también una estación terrestre móvil llamada Mars, transportable en tres contenedores. Aunque en principio se ideó para la recepción de televisión en directo, cuenta con una antena parabólica de 7 m y funciona de modo completamente automático. Puede utilizarse también para retransmisiones telefónicas y telegráficas.

Los equipos especiales para la retransmisión vía satélite de los juegos olímpicos de Moscú en 1980, pretendían llevar a una audiencia de 2000 a 2500 millones de personas lo más cerca posible de los acontecimientos deportivos. Entre ellos se contaban nuevos satélites geoestacionarios del tipo Gorizont, con equipos de retransmisión perfeccionados. El primero se lanzó en diciembre de 1978.

### **2.2. La Historia de los Satélites en México**

En 1968, México entró a la Era Satelital, cuando millones de televidentes presenciaron las Olimpiadas que se celebraban en nuestro país. Lo anterior, fue posible a través del satélite ATS-3 propiedad de la NASA y rentado por INTELSAT (organismo público internacional del que México es miembro) y los entonces responsables de las telecomunicaciones en el territorio nacional: la Red Federal de Microondas, la Estación Terrestre para Comunicaciones Espaciales de Tulancingo (que sigue funcionando para enlaces con Europa) y la Torre Central de Telecomunicaciones de la Ciudad de México.

Los primeros años de la década de los ochenta, fueron de búsqueda de capacidad en algunos satélites extranjeros, de modo que a mediados de 1981, se empezó a rentar espacio en tres satélites: 2 del consorcio INTELSAT, para comunicaciones nacionales e internacionales, y el norteamericano Westar III, para llevar las emisiones de la televisión mexicana a ciudades del vecino país del norte.

En octubre de 1982, con el fin de unificar las zonas rurales y urbanas de la nación y como respaldo a la Red Federal de Microondas, la cual ya operaba a su máxima capacidad, el Gobierno Mexicano, a través de la Secretaría de Comunicaciones y Transportes, tomó la decisión de adquirir su primer sistema de satélites: Sistema Morelos, constituido por los satélites **Morelos 1 y 2** y el centro de control satelital ubicado en Iztapalapa, D.F. El costo del sistema Morelos fue de 92 millones de dólares.

El Morelos I fue lanzado en la administración de Miguel de la Madrid Hurtado, el 17 de junio de 1985, desde el centro Espacial de cabo Cañaveral, Florida, por medio del transbordador espacial Discovery y, el 29 de agosto de ese mismo año, inició finalmente sus operaciones al enlazar la casa en donde naciera José María Morelos y Pavón, en Morelia Michoacán, y la Torre Central de Telecomunicaciones de México, D.F.

Cinco meses después, el 26 de noviembre del mismo año, despegó el transbordador Atlantis, con el Morelos II y el Dr. Rodolfo Neri Vela como uno de los siete tripulantes, encargado de llevar a cabo experimentos de germinación de semillas, reproducción de bacterias, verificación de electropuntura y fotografía del territorio nacional. Este satélite tenía una vida de diseño de nueve años, es decir, hasta 1994; sin embargo, gracias a una estrategia de minimizar las correcciones de su órbita, se logró alargar su vida útil hasta el año 2004.

En ambos casos se trataba de un satélite modelo HS 376, que era el más comercial de la época, con una forma cilíndrica, una longitud de 6.62 m (desplegado) y un peso de 645.5 kilogramos en órbita geoestacionaria. Los satélites del Sistema Morelos brindaron servicios de comunicaciones de televisión, telefonía y datos hacia y desde cualquier punto de la República Mexicana. Cada uno tenía una capacidad de manejar el equivalente a 36 canales de televisión, con cerca de 1 300 MHz de ancho de banda utilizable.

En 1989, se tomó la decisión para el emplazamiento espacial de un nuevo satélite nacional, que por acuerdo del ejecutivo nacional sería denominado “Solidaridad”. La saturación del sistema Morelos apresuró la autorización para la realización inmediata de las gestiones, a fin de iniciar el proceso de licitación del Sistema de Satélites Solidaridad, lanzados en el periodo transexenal de Carlos Salinas de Gortari, 1993-94, con lo que se iniciaba la sustitución del Morelos I y II.

Por medio de un cohete Ariane se lanzó el **Solidaridad 1**, en noviembre de 1993, pero para agosto del 2000, antes de cumplir con su vida de diseño, dejó de operar por fallas eléctricas; siendo un satélite de comunicación, sus problemas tuvieron un gran impacto en las comunicaciones de nuestro país. Sus usuarios fueron transferidos al **Solidaridad 2** (que había sido lanzado en octubre de 1994) y Satmex 5.

Los satélites del **Sistema Solidaridad** también fueron construidos por la empresa Hughes Aircraft Company (actualmente Boeing), y costaron más de 300 millones de dólares (incluyendo servicios de lanzamiento, adecuación al centro de control de Iztapalapa, un nuevo centro de control en Hermosillo, y seguros), un precio elevado que se justifica, pues debido a que un satélite no puede ser reparado desde la Tierra, se le instalan piezas electrónicas de reserva para suplantarlas en caso de avería. Por otro lado, se le garantiza energía suficiente con una batería hasta estar en la posición adecuada en órbita y, de esta manera, poder recibir los comandos terrestres que lo controlen.

A partir de 1989, el organismo Telecomunicaciones de México, bajo las siglas de TELECOMM, agrupa a la antigua Dirección General de Telecomunicaciones, así como a la Dirección General de Telégrafos Nacionales, por lo que opera no solamente los sistemas instalados para atender la demanda de telegramas y giros, sino un gran número de redes como las oficinas telegráficas y agencias CONTEL, la Telegrafía Satelital (TELSAT), FAX público, SIGITEL, TELEPAC (TELEDAT), TELEX, EDUSAT, RURALSAT, brindando servicios como el de telegramas nacionales e internacionales, giros internacionales, transferencias “dinero en minutos”, fax público y privado, cobranza de servicios Telmex y CFE, pago de nómina CONAGUA SEMARNAP, SEP;

así como entrega de apoyo a zonas rurales, destacándose el 42% de ellas, donde no hay sucursales bancarias.

Años más tarde, en 1997, el sistema satelital mexicano que incluía los satélites Morelos 2, Solidaridad 1 y 2 y Satmex 5 en construcción, así como los centros de control de Iztapalapa y Hermosillo se privatizó, constituyéndose la empresa Satélites Mexicanos (**SATMEX**), con la participación mayoritaria de telefónica Autrey y Loral Space and Communications, y una parte minoritaria del Gobierno Mexicano. Desde entonces, SATMEX se encarga de su operación y administración.

En Diciembre de 1998, se puso en órbita el SATMEX 5, con una potencia eléctrica generada por los paneles solares 10 veces superior a la de los Morelos y tres veces mayor a la de los Solidaridad. Sus huellas, es decir, las zonas geográficas cubiertas, difieren, dependiendo de cualquiera de las opciones de banda que ofrece.

El **SATMEX 6** (con 50.0% más potencia que el SATMEX 5 y mayor ancho de banda) fue puesto en órbita el 27 de Mayo del 2006 mediante un cohete ARIANE 5, y llevado hasta su posición geoestacionaria de 113° longitud Oeste que dejó libre el Solidaridad 2, mismo que fue reubicado a la posición 114.9° longitud Oeste .

El costo de este satélite fue de 235 millones de dólares y está diseñado para tener una vida útil de 15 años. Algunas de sus características más sobresalientes son:

- Es el satélite de comunicaciones más grande que ha construido Space Systems Loral (SSL).
- Tiene un total de 60 transpondedores de 36 MHz (36 en banda C y 24 en banda Ku) y es el satélite con mejor cobertura en el Continente Americano.
- La energía eléctrica generada por los paneles solares es de aproximadamente 12,000 watts (valor referenciado al final de la vida útil del satélite).
- Este satélite ocupa la posición orbital 113.0° W.

Por lo que hace a la diversificación de este tipo de servicio, a partir del 2001, el Gobierno Mexicano abrió sus puertas a operadores extranjeros: PANAMSAT y GE Americom, exigiéndoles que cuenten con centros de control de comunicaciones en el territorio Mexicano, a fin de que estén en capacidad de proporcionar una atención oportuna a sus clientes en México.

Con los satélites podemos obtener servicio permanente u ocasional de acceso con una fiabilidad mayor de 99.8%, cifra superior a la estimada para la fibra óptica, para apoyar una serie de aplicaciones, que en el caso de México consisten entre otras en:

- Conexión a Internet.
- Telefonía rural y de larga distancia. El mejor aliado para enlazar localidades aisladas.
- Televisión y radio.
- Educación a distancia. La Universidad Virtual del ITESM o la telesecundaria de la Red Edusat, por mencionar algunos.
- Redes empresariales y videoconferencia. Por ejemplo, en cajeros automáticos o redes corporativas.
- Telemedicina, primer programa de salud pública del mundo, producido por el ISSSTE.

En el caso de los Satélites controlados por SATMEX, las operaciones de rastreo, telemetría y mando se llevan a cabo desde el Centro de Control Iztapalapa, México, y desde el de Control Alternativo de Hermosillo, Sonora.

Hablando de posiciones en la órbita geostacionaria, es importante mencionar que la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT) es quien las administra a nivel mundial. Los derechos para obtener dichas posiciones orbitales no tienen costo, sólo se pide al solicitante que compruebe que el satélite para el cual gestiona la órbita ya esté en construcción. México cuenta con las posiciones orbitales 113°, 114.9° y 116.8°, para servicios fijos por satélite y ha solicitado a la UIT otras más para Servicios de Radiodifusión Directa (DBS) además de los ya utilizados.



## **CAPÍTULO 3. MARCO TEÓRICO**

Los satélites artificiales de comunicaciones son un medio muy apto para emitir señales de radio en zonas amplias o poco desarrolladas, ya que pueden utilizarse como enormes antenas suspendidas del cielo. Dado que no hay problema de visión directa, se suelen utilizar frecuencias elevadas en el rango de los GHz que son más inmunes a las interferencias; además, la elevada direccionalidad de las ondas a estas frecuencias permite "alumbrar" zonas concretas de la Tierra.

La tecnología de los satélites de comunicación tiene peculiaridades importantes, en gran medida desarrolladas para adaptarlos a las condiciones ambientales en que operan, en la concentración de su capacidad de tráfico en un solo punto, a la amplia gama de sus posibles coberturas, a su movilidad, y a la casi imposibilidad de la reparación de las fallas que se originen en ellos después de su lanzamiento.

Aunque el presente estudio se refiere principalmente a los satélites de órbita geoestacionaria, en buena medida las técnicas presentadas se aplican también a los de otras órbitas.

Los satélites de órbita geoestacionaria se dividen convencionalmente 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, por la cual ellos pagan en forma proporcional a su utilización; y la plataforma, que constituye tanto el soporte mecánico como un apoyo adicional de otras funciones imprescindibles a la primera, existiendo una interacción estrecha entre ambas partes.

Las condiciones ambientales en que operan los satélites son muy diferentes a las encontradas en las redes terrenales, y en general presentan múltiples riesgos al éxito de su misión, no sólo respecto a posibles deficiencias en su operación, sino también de su falla total.

Las condiciones ambientales del espacio determinan, en mucha medida, las características tecnológicas de los satélites de comunicación tanto para aprovechar los aspectos favorables como para evitar o reducir los efectos de los desfavorables.

CONDICIONES	FAVORABLES	DESFAVORABLES
<b>Radiación solar</b>	Fuente segura de energía	Cambio de orientación del Satélite y la forma de su órbita Descargas electrostáticas Deterioro de paneles solares
<b>Vacío</b>	Reducen la oxidación	Dificulta la lubricación Puede provocar la expulsión y migración perjudicial de gas y moléculas metálicas
<b>Ingravedad y Falta de Fricción</b>	Facilita el despliegue de los paneles solares	Fuerzas muy pequeñas produzcan movimientos en los satélites
<b>Rayos Ultravioleta</b>		Producen efectos ópticos aumentando la opacidad de cubiertas de sensores y de las células solares Alteran la conductividad Alteran las características térmicas de diversos materiales

**Tabla 3.1 Condiciones ambientales.**

Entre los riesgos del espacio causados por el hombre se encuentran los satélites y vehículos de lanzamiento desechados, así como fragmentos de los mismos producidos por impactos y explosiones. Los objetos en órbita tienen dimensiones lineales de 10cm o más en órbitas bajas, y de 1m o más en la geoestacionaria.

La diferencia de velocidades entre los satélites activos y los objetos sin control son hasta de miles de m/s, por lo que son posibles colisiones entre unos y otros que causen daños importantes. La densidad espacial de los objetos detectables es máxima entre 800 y 1000 km de altitud. En órbitas a 800 km de altitud la probabilidad de colisión de un satélite con un objeto detectable es de  $10^{-3}$  a  $10^{-4}$  por año, de un centímetro de diámetro es de  $10^{-2}$  a  $10^{-3}$  por año, y de un milímetro de diámetro es de  $10^{-2}$  por año. El intervalo equivalente de probabilidades a 2500 km de altura es dos órdenes de magnitud menor y en la órbita geoestacionaria es extremadamente baja. Es evidente que lo expresado se debe tomar en cuenta para el diseño tanto de la carga útil como de la plataforma de cada satélite de comunicación.

### 3.1. Carga de Comunicación

Las antenas receptoras de los satélites de los usuarios, uno o más amplificadores de entrada, los transpondedores y las antenas transmisoras forman la parte esencial de la carga de comunicación, la cual puede operar una o más bandas de frecuencia, contando en éste último caso con elementos especializados para cada una. En la actualidad, casi todos los sistemas de satélites comerciales dividen las señales recibidas y transmitidas dentro de cada banda en fracciones que se conducen por distintos transpondedores.

La Figura 3.1 muestra un diagrama por bloques, muy simplificado de un repetidor de un satélite comercial, el cual constituye su carga útil en una banda, que en su totalidad o en la mayor parte de sus elementos se debe reproducir, tanto para cada banda empleada en el satélite como para cada reutilización de frecuencias, si es el caso.

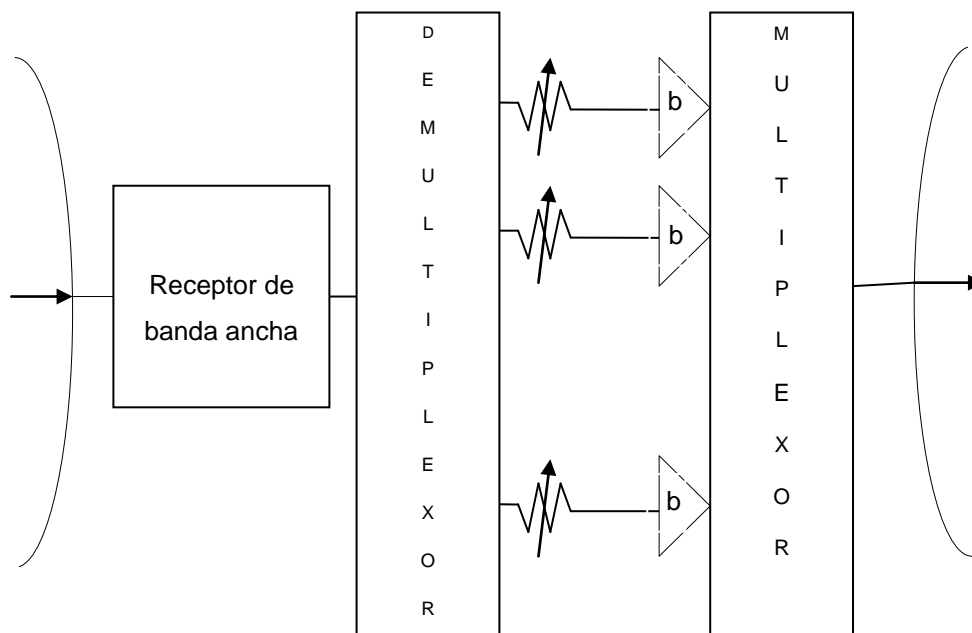


Figura 3.1 Diagrama por bloques, simplificado, de una carga de comunicaciones.

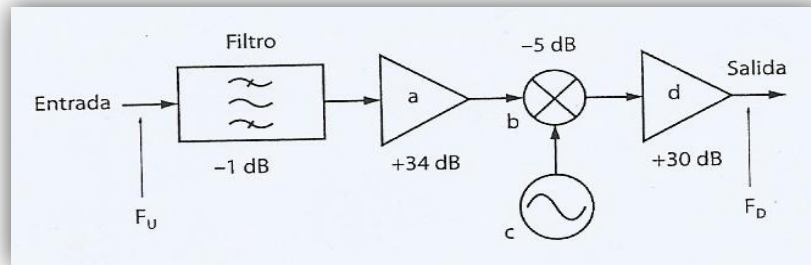
Una antena receptora común alimenta al receptor de banda ancha para las señales destinadas a todos los transpondedores. El receptor, que amplifica y traslada en frecuencia las señales, usualmente tiene una anchura de banda de 500 MHz, o un poco mayor, tanto en banda C como en banda Ku en los satélites comerciales, pero puede tener desde menos de 1 MHz hasta pocos MHz en las bandas de servicio móvil.

El proceso de canalización en el multiplexor separa las señales por medio de filtros a la anchura de cada transpondedor, si existe más de uno, continuando con atenuadores variables para ajustar individualmente la ganancia total de cada transpondedor (los cuales representan en realidad unidades de control de ganancia), con los amplificadores de potencia el multiplexor de salida para recombinar las señales, y finalmente la antena transmisora, que en ambos casos es la misma empleada para recepción, por lo cual deben tomarse las precauciones necesarias para evitar que las señales de salida tengan alguna forma de interacción con las de entrada.

La separación de las señales en varios canales tiene ventajas por las cuales en la actualidad no se procesa una banda ancha por medio de uno solo, obviamente, la subdivisión en varios canales presenta la inconveniencia de aumentar el número total de componentes, el peso y el costo del satélite.

### **3.2. Receptor de Banda Ancha**

El receptor de banda ancha tiene las funciones de amplificar las señales muy débiles recibidas y trasladar sus frecuencias abarcando todo un repetidor, las que realiza con los elementos que se muestran en la Figura 3.2 sin incluir la redundancia que contiene duplicados los mismos componentes después del filtro de entrada.



**Figura 3.2 Diagrama por bloques simplificado de un receptor de banda ancha típico en banda Ku, señalando las ganancias o pérdidas de cada elemento. b y c forman un convertidor reductor.  $F_U$  y  $F_D$  son las frecuencias del enlace ascendente y del descendente.**

Cuando se reutilizan frecuencias en un satélite por medio de distintas polarizaciones, o mediante haces aislados unos de otros aprovechando sus características de directividad y orientación, se requiere un receptor activo por cada reutilización, pudiendo existir sólo uno redundante de respaldo común para varias reutilizaciones.

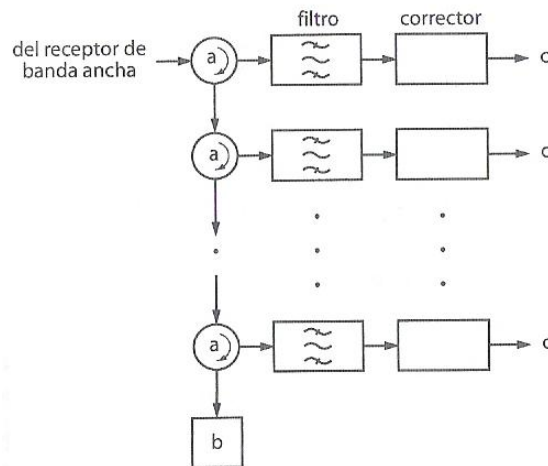
La ganancia total del receptor de banda ancha es del orden de 50 a 60 dB, dividida en dos partes de valor similar, una en frecuencia de recepción y otra en la de transmisión, lo que reduce los requisitos de blindaje para evitar la realimentación y la inestabilidad.

A la entrada se encuentra un filtro que limita las señales, la interferencia y el ruido al intervalo de frecuencias total del repetidor, seguido por un circulador de aislamiento. El requisito más importante del preamplificador es su bajo factor de ruido. Esta unidad debe tener una temperatura de ruido suficientemente baja para participar sólo 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.

### 3.3. Demultiplexor

El demultiplexor de entrada tiene la función de canalizar o dividir las señales a los anchos de banda que correspondan a los transpondedores, que pueden ser de 1 MHz o menos para servicios móviles en bandas muy bajas, hasta 80 y aún más MHz como extremo en banda C o K. En la banda para televisión directa, empleando tecnología de compresión de las señales, con canales multiplexados, en satélites especializados, la anchura típica de los transpondedores es de 27 a 40 MHz, de valor igual para todos ellos. La anchura de los transpondedores en cada caso está determinada por el tipo de servicios a que se destine el satélite, ya sea especializado o para servicios múltiples, tomando en cuenta en este último tanto la variedad de ellos como el tráfico estimado para cada uno, que también influye en la capacidad del subsistema de energía.

El demultiplexor con la cadena amplificadora de potencia y uno o más multiplexores de salida forman el subsistema de distribución de canales de una banda. Empleando la tecnología actual, en las bandas más utilizadas, el demultiplexor normalmente está constituido por los llamados circuladores, por filtros y por correctores, como se presenta en el diagrama de la Figura 3.3.



**Figura 3.3 Diagrama por bloques de un demultiplexor de entrada**  
**(a)Circuladores, (b) carga resistiva, (c) salida a la cadena de amplificación**

Los circuladores hacen que la señal gire en la dirección de la flecha (mediante el campo magnético producido por discos de ferrita en dirección perpendicular) y que salga en el puerto inmediato siguiente, en el cual un filtro toma la energía correspondiente al ancho de banda de un transpondedor. En cada giro la energía se deriva parcialmente a uno de los canales y al final, una carga puramente resistiva de terminación absorbe la energía remanente, evitando su reflexión. La cadena de circuladores produce un efecto deseable de aislamiento de un filtro a otro, aunque también causa pérdidas de amplitud de las señales, que son tolerables debido a que los valores de potencia son todavía bajos en la etapa en que operan, no afectando la eficiencia total de los transpondedores.

Los filtros de paso de banda del demultiplexor deben tener pérdidas de inserción mínimas (pérdidas dentro del intervalo de frecuencia de la parte útil del canal correspondiente). También deben tener una respuesta de frecuencia en amplitud relativamente uniforme dentro de banda, por ejemplo de  $\pm 0.5$  a 1 dB, y un alto rechazo, o gradiente de atenuación contra frecuencia fuera de ella, para evitar que distintos canales amplifiquen la misma señal, lo cual produciría el efecto indeseable de trayectos múltiples, causando a su vez que la amplificación dentro del canal tenga pendiente, valles en la cobertura del haz a determinadas frecuencias y otras degradaciones.

Cada filtro está formado por 2 o más cavidades de precisión (cada una con 2.5 a 5 cm como valor típico de cualquiera de sus dimensiones en banda C), separadas por aberturas o iris para su acoplamiento electromagnético y ajustadas por sintonía fina micrométrica. Su construcción se hace lo más ligera posible y las aleaciones metálicas empleadas deben tener un coeficiente de dilatación térmica muy bajo, como por ejemplo el del Invar (2.4 partes por millón/ $^{\circ}$ C), con plata depositada en sus superficies, para evitar las variaciones fuera de tolerancia de su desempeño con las variaciones de temperatura a las que están sometidos.

Los juegos de cavidades que forman el filtro para cada transpondedor y los correctores se acoplan a su cadena de amplificación individual. Como es difícil lograr el desempeño requerido con un mínimo de cavidades en cada filtro, generalmente es necesario hacer ajustes de amplitud y de fase de éstos mediante correctores.

Debido al uso de los circuladores, que evitan la interacción entre los filtros del demultiplexor de entrada, éstos pueden ser probados y ajustados antes de ensamblar el conjunto, lo que facilita dicho ajuste.

### **3.4. Cadena de Amplificación de Potencia**

La cadena de amplificación de potencia de cada transpondedor contiene un atenuador de ajuste fijo para igualar la ganancia máxima de todos los transpondedores, incluyendo las etapas anteriores, un control de ganancia por pasos para variar la ganancia del transpondedor por medio de mandos desde el centro de control, un amplificador excitador, si es necesario, y el amplificador de potencia.

Opcionalmente los transpondedores pueden tener 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 instantánea en una secuencia repetitiva que puede también modificarse desde tierra.

### **3.5. Unidad de Control de Ganancia**

La unidad de control de ganancia es una de las menos complejas de la carga de comunicaciones, pero no está constituida solamente por un atenuador, ya que proporciona tanto atenuación variable como ganancia fija, control de variaciones de la amplitud por variaciones de temperatura, ajuste para igualar la ganancia máxima de los transpondedores y conversión de las señales de telemando que hacen variar la ganancia. Además, como otras unidades, emplea aisladores de entrada y de salida con



pérdidas entre 0.3 y 0.5 dB en cada uno. El control de la ganancia se complementa frecuentemente con amplificadores de baja ganancia antes y después del atenuador actuado por telemando.

### **3.6. Amplificadores de Potencia**

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 sólo se emplean los llamados tubos de ondas progresivas (TOP) y los amplificadores de potencia de estado sólido (SSPA). Uno de los principales atractivos de los primeros ha sido la ventaja de existir unidades para operar en una gama más amplia de potencias, por lo que se han utilizado en una proporción mucho mayor que los segundos.

Los amplificadores de estado sólido tienen usualmente menor costo, un factor de ruido menor y producen menores efectos de intermodulación debido a su mayor linealidad. No obstante, los SSPA proporcionan individualmente menor potencia y menor eficiencia que los tubos de ondas progresivas, por lo que casi siempre se consideraban una opción solamente para los transpondedores de menor potencia, pero el aumento progresivo de su capacidad de potencia ha modificado en cierta medida esta situación.

Recientemente la tecnología tanto de los TOP como de los SSPA ha tenido muchos avances que abren más opciones de selección para los nuevos sistemas de satélites. El tubo de ondas progresivas es un dispositivo amplificador de banda ancha, que puede abarcar 500 MHz o más, con adecuada uniformidad de ganancia y retardo de grupo, características que junto con la amplia gama de potencias de RF en que se fabrica y con su eficiencia han causado que se utilice en la mayoría de los repetidores de satélite.

Los amplificadores de estado sólido necesitan más de una etapa para obtener su ganancia total. A causa de las combinaciones que se debe realizar, salvo los nuevos avances en este campo, sólo es posible conectar cuatro etapas finales en paralelo, ya que con más no se podrían lograr las características uniformes de ganancia, fase, potencia y estabilidad que se requieren.

### **3.7. 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 que utiliza también cavidades para el filtrado, no contiene los circuladores. Empleando menos cavidades por filtro se reduce la pérdida de inserción, aumentando la eficiencia, y es menor la pendiente de atenuación fuera del canal.

Para que el multiplexor cumpla sus especificaciones debe operar dentro de un intervalo limitado de temperaturas. Cuando no operan todos los transpondedores, o la mayoría operan con valores altos de retención de potencia, generalmente se requiere calentamiento adicional al que producen sus pérdidas, con el propósito de evitar variaciones grandes de temperatura en las cavidades.

La alta potencia combinada en el multiplexor de salida puede presentar dos problemas que deben atenderse, especialmente en los casos en que algún elemento sea común a las señales de transmisión y de recepción, como puede ser una antena. Uno de estos problemas es la intermodulación pasiva (PIM), que se presenta a causa de que el elemento considerado esté construido con materiales magnéticos, o con partes metálicas que tengan un contacto imperfecto y contaminando entre dos de ellas, respondiendo en forma no lineal a la señal transmitida, lo cual genera productos espurios indeseables, de magnitud comparable a las señales recibidas.

La solución consiste en utilizar materiales adecuados, precisión en la superficie de las partes mecánicas y utilizar suficiente presión entre ellas, así como evitar la contaminación. El segundo posible efecto de la alta potencia en el multiplexor consiste en la avalancha de electrones que puede producirse, a determinadas frecuencias y potencias, en el espacio de una separación al vacío entre dos superficies metálicas, por emisión secundaria entre ellas, causando intermodulación, ruido y hasta daño físico.

### **3.8. Antenas**

Los colectores de los multiplexores de salida se conectan, a menudo por medio de guías de ondas, a uno o más radiadores primarios, los cuales dirigen la energía directamente a la zona de cobertura o hacia un reflector que concentra o conforma los haces, en cuyo caso a los radiadores se les considera alimentadores. Los radiadores primarios en frecuencia superiores a 4 GHz generalmente están contruidos de un metal ligero de pared delgada y tienen una forma de sección transversal variable que aumenta progresivamente desde la de guía de onda hasta su terminación abierta al espacio. Su forma tiene el efecto de evitar la reflexión de energía que ocurriría si la guía de onda radiara directamente, así como crear una directividad que modela en cierta proporción el flujo de las ondas en las direcciones más convenientes.

El elemento radiador o el conjunto de elementos que permiten la radiación de la potencia amplificada de las portadoras al espacio, o la recepción de las señales desde éste, constituyen una antena o el sistema de antenas de un satélite. Las antenas tienen un comportamiento igual para transmisión y recepción a la misma frecuencia por el principio de reciprocidad, por lo que una misma antena puede ser usada para recepción y para transmisión, y se obtienen resultados diferentes en ganancia y directividad en la medida en que sean diferentes las frecuencias para cada una de dichas funciones.

Las características principales de las antenas de un satélite dependen fundamentalmente de la extensión y forma deseadas de la cobertura o coberturas. Para radiar o recibir a ó desde una máxima cobertura de un satélite geostacionario internacional se usa un haz llamado global y sólo se requiere un radiador primario. Para

una cobertura menos dispersa se requiere uno o más radiadores primarios y un reflector, o alternativamente un grupo de radiadores primarios sin reflector.

Un haz de sección transversal circular, es decir, con flujo de potencia emitida de igual magnitud en cualquier dirección que tenga un ángulo constante alrededor de su eje de propagación, se puede obtener mediante un radiador primario y un reflector, ó por medio de un grupo de radiadores primarios sin reflector. Si se emplea la primera alternativa, el tamaño del reflector deberá ser mayor en la medida en que sea necesario obtener un haz más concentrado, como el caso de un haz puntual de  $2^0$ , por ejemplo, ó para operar en frecuencias más bajas.

Con un mayor tamaño del reflector se obtiene también mayor potencia en dirección del apuntamiento, en proporción a la ganancia respecto de un radiador isótropo. El tamaño del reflector tiene un límite si es de construcción rígida, porque al plegarse sobre el satélite antes de su lanzamiento no debe exceder las dimensiones externas de éste, que generalmente no son mucho mayores de 2.5 metros de anchura en el caso de los satélites estabilizados en tres ejes con las plataformas comerciales disponibles actualmente.

Para frecuencias relativamente bajas, como en el caso de la banda L, el reflector requerido en un satélite geoestacionario, si se emplea, puede ser de un tamaño muy grande que hace necesario diseñarlo de tipo flexible, con el propósito de que, mediante un mayor plegamiento, ocupe el espacio disponible durante el lanzamiento y después de éste, desplegarlo y extenderlo.

En algunos casos es deseable contar con un haz angosto apuntable en distintas direcciones, lo que es posible utilizando un mecanismo de orientación con suficiente precisión, controlado por mandos emitidos por el centro de control del satélite, constituido en su parte electromecánica por un balancín de dos ejes y actuadores lineales excéntricos.

## CAPÍTULO 4. DESARROLLO

Un satélite es un sistema muy complejo y delicado, integrado por varios subsistemas; cada uno de ellos es igualmente importante, pues su probable falla podría causar la inactividad parcial o total del conjunto. El satélite necesita energía eléctrica, disipar calor, corregir sus movimientos y mantenerse en equilibrio, ser capaz de regular su temperatura, ser resistente al medio en el que vive y, desde luego, poder comunicarse con la tierra.

Un satélite se basa en tres componentes principales, dependiendo del tipo de satélite a diseñar son las características de los segmentos que se desarrollan a continuación:

- El segmento de Tierra
- El segmento de Comunicaciones
- El segmento Espacial

El segmento de Tierra está conformado por el subsistema de rastreo, telemetría y comando. Su función es intercambiar información con el centro de control en Tierra para conservar el funcionamiento del satélite. Monitoreo de su “estado de salud”.

El segmento de comunicaciones está dividido en dos subsistemas: El subsistema de Antenas, su función es recibir y transmitir las señales de radiofrecuencia desde o hacia las direcciones y zonas de cobertura deseadas; y el subsistema de comunicaciones, su función es amplificar las señales recibidas, cambiar su frecuencia y entregárselas a las antenas para que sean transmitidas hacia la Tierra. Ambos subsistemas están íntimamente relacionados, por lo que algunos prefieren considerarlos como un solo subsistema o “carga de comunicaciones”.

El segmento Espacial se encuentra constituido por cinco subsistemas: el subsistema de energía eléctrica, su función es suministrar electricidad a todos los equipos, con los niveles adecuados de voltaje y corriente, bajo condiciones normales y también en los casos de eclipses; subsistema de control térmico, su función es regular la temperatura del conjunto durante el día y la noche; subsistema de posición y orientación, su función

es determinar y mantener la posición y orientación del satélite. Estabilización y orientación correcta de las antenas y paneles de células solares; subsistema de propulsión, su función es proporcionar incrementos de velocidad y pares para corregir las desviaciones en posición y orientación. Última etapa empleada para la colocación del satélite en la órbita Geoestacionaria al inicio de su vida útil; y subsistema estructural, su función es alojar todos los equipos y darle rigidez al conjunto, tanto durante el lanzamiento como en su medio de trabajo.

Tanto al segmento espacial como al segmento de Tierra se les considera en conjunto como el chasis o modelo básico del aparato.

## **4.1. El segmento de tierra**

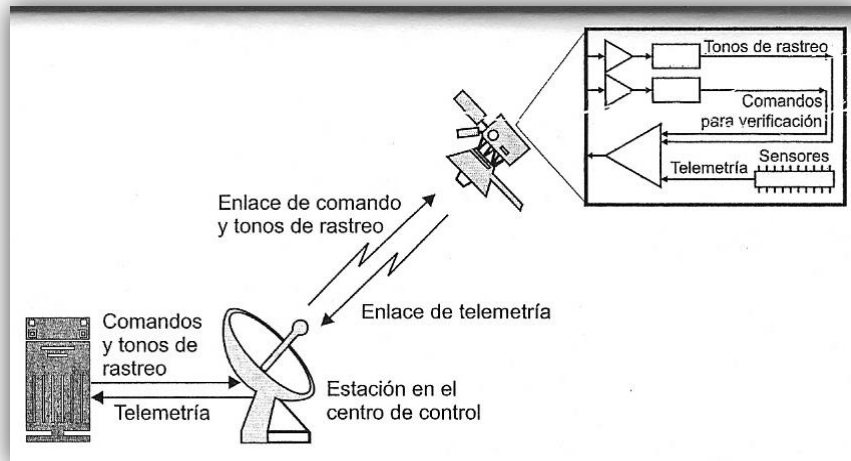
### ***4.1.1. Subsistema de Rastreo, Telemetría y Comando***

Este subsistema permite conocer a control remoto la operación y posición del satélite, así como enviarle órdenes para que algún cambio deseable se ejecute. El equipo de telemetría cuenta con diversos tipos de sensores instalados en varios cientos de puntos de prueba, que miden cantidades tales como voltajes, corrientes, presiones, potencia de salida de amplificadores, posición de interruptores y temperaturas, etc. Las lecturas tomadas por los sensores son convertidas en una señal digital que el satélite transmite hacia la Tierra con una velocidad baja, entre 200 y 1, 000 bits por segundo, y esta información permite conocer el estado de operación del sistema, apoyada por la información de rastreo.

El rastreo se efectúa mediante la transmisión de varias señales piloto, denominados tonos, desde la estación terrestre de control hacia el satélite. Normalmente se utilizan de seis a siete tonos distintos, cuya frecuencia es de unos cuantos kilohertz, y que modulan sucesivamente en fase a la señal portadora de la estación terrena de control; el satélite recupera los tonos y remodula con ellos a su propia portadora, para retransmitirlos hacia la Tierra, en donde son detectados por el centro de control. Las

señales recibidas en Tierra se comparan en fase con las transmitidas originalmente, y las diferencias obtenidas permiten calcular la distancia a la que se encuentra el satélite, con precisión de unas cuantas decenas de metros.

La transmisión de las señales de telemetría y la retransmisión de los tonos de rastreo hacia la Tierra se realiza a través de un mismo amplificador a bordo del satélite.



**Figura 4.1 El subsistema de rastreo, telemetría y comando permite conocer y controlar la operación, posición y orientación del satélite.**

Toda la información de telemetría es digitalizada, multiplexada con TDM y enviada a la Tierra en formato PCM.

Las señales de comando son las que permiten efectuar las correcciones en la operación y funcionamiento del satélite a control remoto, como cambiar la ganancia de los amplificadores, cerrar algún interruptor, conmutar de transpondedor, modificar la orientación de la estructura, o bien, durante la colocación en órbita extender los paneles solares, mover las antenas y encender el motor de apogeo o el "LAM", según el caso. Todas estas señales de comando van codificadas y cifradas, por cuestiones obvias de seguridad.

Los satélites modernos también cuentan con un procesador de control a bordo, que internamente genera determinados comandos para realizar funciones autónomas.

## **4.2. El segmento de Comunicaciones**

### **4.2.1. Subsistema de Antenas**

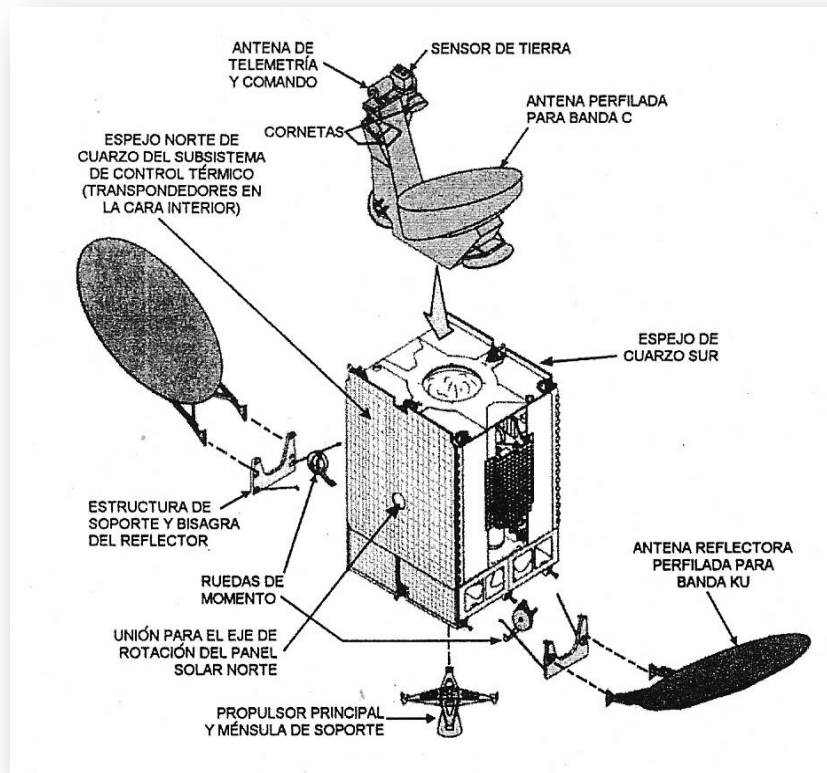
Las antenas más utilizadas en los satélites son monopolos, dipolos, helicoidales, bicónicas, cornetas, platos parabólicos y arreglos de diversos tipos (planares de cornetas, de dipolos, etc.). Entre las antenas más avanzadas están los platos parabólicos con superficie perfilada o irregular (en lugar de lisa) y los arreglos activos con control de fase; estos últimos son fabricados con tecnología MMIC (Monolithic Microwave Integrated Circuit) y son muy útiles para generar muchos haces dirigidos simultáneamente hacia diferentes direcciones.

En general, las antenas reciben las señales de radiofrecuencia provenientes de las estaciones terrenas transmisoras, y después de que son amplificadas y/o procesadas en el satélite, las transmiten de regreso hacia la Tierra concentradas en un determinado haz de potencia (o en muchos haces).

Los elementos de alimentación, denominados alimentadores, se usan en antenas reflectoras, y generalmente son cornetas conectadas a guías de ondas que emiten energía hacia un reflector parabólico, o bien la captan proveniente de este último para entregársela a los equipos receptores.

En la Figura 4.2 se muestra un ejemplo esquemático de la integración de antenas al cuerpo central de un satélite triaxial.





**Figura 4.2 Muestra la integración de las antenas con la torre o caja central de un satélite triaxial así como la posición de las ruedas del momento y los espejos de cuarzo para la radiación de calor (Space System Loral).**

Las antenas dependiendo de su aplicación en particular nos pueden servir como transmisoras o como receptoras al mismo tiempo, y han de tener las siguientes características:

La ganancia es la capacidad de la antena para amplificar las señales que transmite o recibe en cierta dirección, y se mide en decibeles en relación con la potencia radiada o recibida por una antena isotrópica (dBi), es por ello que se desea tener siempre la mayor ganancia posible en la dirección en la que vienen las señales que se quieren recibir, o en la que se va a transmitir algo, y la mínima en todas aquellas direcciones que no sean de interés; de ahí que los lóbulos laterales o secundarios de radiación de la antena deben ser lo más pequeños que sean posible, para que no capten señales indeseables provenientes de otros satélites o de sistemas terrestres de microondas.

En general, la ganancia máxima  $G_{m\acute{a}x}$  de una antena de apertura está dada por:

$$G_{m\acute{a}x} = \eta \frac{4\pi A}{\lambda^2} \quad \text{Ec. 4.1}$$

En donde  $\eta$  es la eficiencia de la antena,  $A$  es el área física de su apertura (limitada por la trayectoria cerrada de su borde) y  $\lambda$  es la longitud de onda a la frecuencia de trabajo. Al producto de la eficiencia por el área física se le llama apertura o área efectiva ( $A_e = \eta A$ ).

El ancho del haz del lóbulo principal de radiación de un plato parabólico, definido como el ángulo entre los dos puntos de media potencia, se puede calcular en forma muy aproximada como:

$$\theta_{-3dB} = \frac{75\lambda}{D} [\text{grados}] \quad \text{Ec. 4.2}$$

En donde  $D$  es el diámetro del plato, con  $D$  y  $\lambda$  en las mismas unidades.

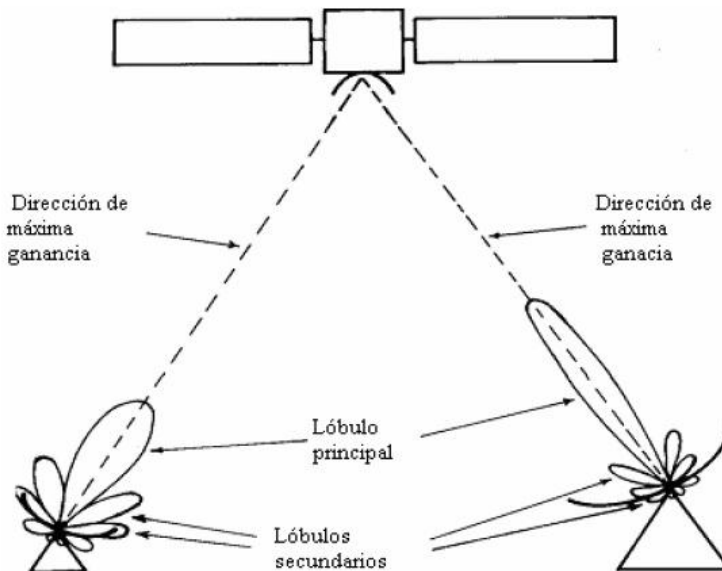
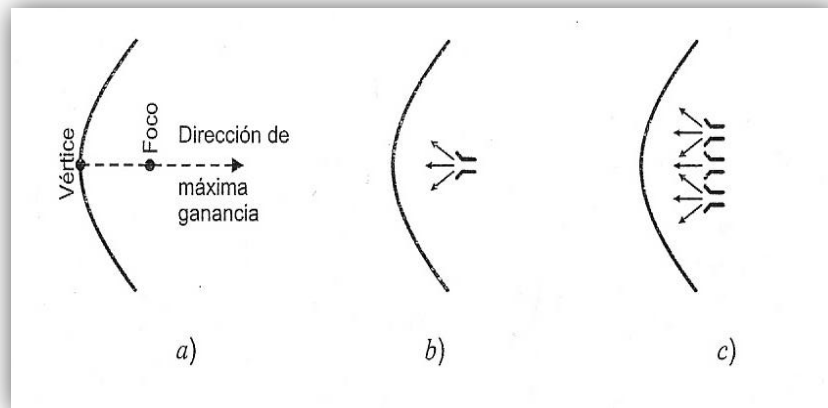


Figura 4.3 Patrón de radiación de la antena parabólica.

En la Figura 4.4 la dirección de máxima radiación coincide con el eje del plato parabólico, mismo que pasa por el vértice y el foco de la antena. En el foco se coloca el alimentador, que puede ser, por ejemplo, una sola antena de corneta o un arreglo con varias cornetas.

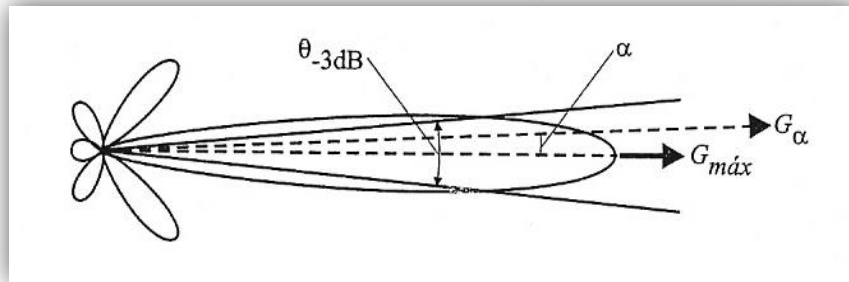


**Figura 4.4 Dirección de máxima radiación**

**a) Vértice y foco de un plato parabólico; b) Alimentación con una corneta; c) Alimentación con un arreglo de cornetas.**

El ángulo  $\theta_{-3dB}$  dado por la Ec. 4.2 es el mismo indicado en la Figura anterior en a) y c).

Por observación de la Ec. 4.2 se deduce que, si la frecuencia se mantiene fija y el diámetro aumenta, el ancho del haz de la antena disminuye proporcionalmente a  $D$  y su ganancia máxima aumenta proporcionalmente al cuadrado de  $D$ .



**Figura 4.5 Ganancia  $G_{\alpha}$  en una cierta dirección que forma  $\alpha$  grados con el eje principal de la antena.**

En donde  $\theta_{-3dB}$  se calcula como vimos con la Ec. 4.2, y tanto en  $\alpha$  como en  $\theta_{-3dB}$  son sustituidos con su valor en grados.

Hoy en día, en cambio, la mayoría de los satélites geoestacionarios, si no todos, tienen haces conformados o perfilados que poseen huellas de iluminación irregulares de cobertura nacional, regional o hemisférica. Por su parte, los haces puntuales o pincel, dada su naturaleza de cobertura relucida, si tienen una huella más o menos simétrica.

El PIRE, combina a la Ganancia  $G$  de la antena transmisora en una determinada dirección con la potencia total  $P_T$  que recibe del amplificador conectado a ella:  $PIRE = P_T G$ . El PIRE ó Potencia Isotrópica Radiada Efectiva es simplemente el producto de la potencia entregada a la antena por la Ganancia de ésta en cierta dirección.

Los contornos del PIRE, es decir los lugares geométricos en los que el PIRE es constante e igual a un determinado valor, tienen trayectorias irregulares cuando los haces de radiación son asimétricos. Los valores de los contornos se dan en dBW:

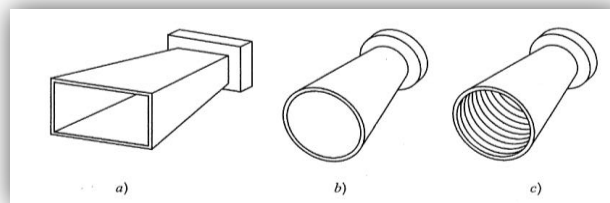
$$\text{PIRE}_{\text{del satélite}} = P_T \times G \quad [\text{W}] \quad \text{Ec. 4.3}$$

$$[\text{PIRE}]_{\text{DBW}} = 10 \log \text{PIRE}_W = 10 \log P_{TW} + [G]_{\text{DBi}} \quad \text{Ec. 4.4}$$

De la Ec. 4.4 se observa que si se conoce el valor del PIRE en dBW, y dado que  $P_T$  es constante, es fácil deducir el valor de la Ganancia de la antena en dBi mediante una simple resta, para la misma dirección que corresponde a dicho PIRE:

$$[G]_{\text{DBi}} = [\text{PIRE}]_{\text{DBW}} - 10 \log P_{TW} \quad \text{Ec. 4.5}$$

Generalmente, los haces globales se obtienen con antenas de corneta, cuya apertura tiene una dimensión eléctrica relativamente pequeña; las cornetas pueden ser piramidales o cónicas, para obtener, respectivamente, polarización lineal o circular Figura 4.6.



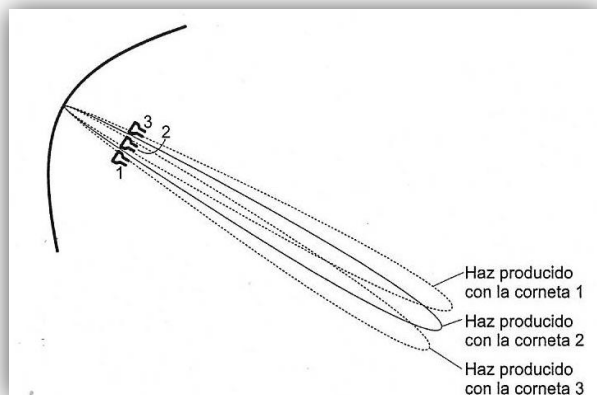
**Figura 4.6 Antenas de corneta**

**a) Piramidal, b) Cónica lisa, c) Cónica corrugada.**

Los haces hemisféricos se logran con platos parabólicos pequeños; y los tipos pincel o puntual requieren de platos parabólicos grandes (en términos eléctricos o de dimensión

en longitudes de onda). Con un sólo alimentador o corneta que ilumina al reflector, es posible obtener huellas circulares o elípticas, según se requiera, pero hay países y regiones que tienen geometrías muy asimétricas, de modo que es necesario idear huellas irregulares.

Veamos ahora como lograr que una antena parabólica radie hacia la Tierra produciendo una huella irregular. La manera tradicional de hacerlo se ilustró en la Figura 4.6 c), con tres cornetas situadas en la región cercana al foco geométrico. En cuanto al concepto general de su funcionamiento, puede ser explicado de una manera relativamente sencilla como la siguiente. Considérese que se tienen tres cornetas ubicadas frente a un plato parabólico como se muestra en la Figura 4.7.



**Figura 4.7 Ejemplo de tres cornetas que iluminan a un mismo plato parabólico y producen tres haces hacia la tierra.**

La corneta 2 está en el foco geométrico del paraboloide y su radiación, después de ser reflejada por éste, se convierte en el haz central dirigido hacia la Tierra, por su parte, las radiaciones reflejadas de las cornetas 1 y 3 producen los haces también indicados, pero en lados opuestos al haz central con relación a sus posiciones en el arreglo, tal como ocurriría con haces de luz reflejados en un espejo curvo.

Imaginemos a continuación un caso sencillo, como el que se ilustra en la Figura 4.8 para darle cobertura al territorio mexicano con haces que traslapan entre sí, de modo que no haya “huecos” geográficos sin niveles altos de potencia.

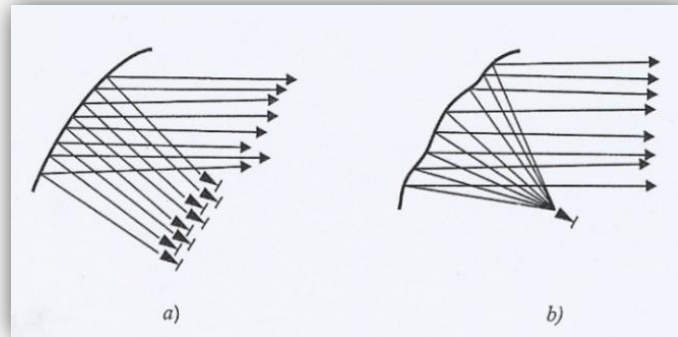
En la opción 1 se tienen tres haces (paraboloide iluminado por un arreglo con tres cornetas) y en la opción 2 se usan cinco haces (paraboloide iluminado por un arreglo con cinco cornetas).



**Figura 4.8 Ejemplo de dos posibles coberturas del territorio mexicano con huellas generadas con por un paraboloide con un arreglo de cornetas.**

Es evidente que la segunda opción se aproxima mejor a la configuración del país, es decir, produce una huella de iluminación más eficiente con menos desperdicio de potencia en el mar. También se nota que los diámetros de los haces pueden ser desiguales (opción 1), producidos por cornetas de tamaños diferentes; las más pequeñas producen haces anchos y las más grandes generan haces angostos. El diseño óptimo sería aquel que se ajuste lo mejor posible al territorio, con el mínimo número de posibles cornetas para reducir el peso del satélite y, por consiguiente, los costos del lanzamiento.

Actualmente se cuenta con una técnica alternativa para producir tales huellas irregulares, con ahorro de peso y costos de lanzamiento. Muchos satélites modernos la utilizan. Consiste en emplear una sola corneta que ilumina a un reflector parabólico imperfecto, es decir con superficie perfilada, Figura 4.9.



**Figura 4.9 Configuración de reflectores parabólicos para sintetizar huellas conformadas radiadas por un satélite**

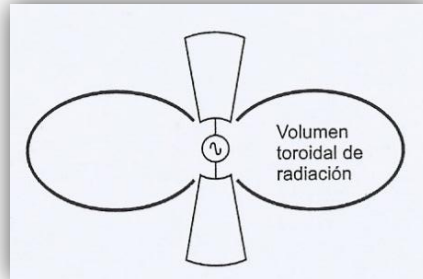
**a) reflector parabólico convencional alimentado por muchas cornetas; b) reflector parabólico perfilado alimentado por una sola corneta.**

Dándole el perfil adecuado al reflector y utilizando un solo alimentador, en lugar de usar un arreglo de alimentación con decenas de cornetas y una red de formación del haz, no sólo se reduce el costo y el peso total del sistema de antenas, sino se evita las pérdidas de potencia asociada con el sistema tradicional de alimentación.

En condiciones normales, los datos de telemetría y comando son perfectamente transmitidos con platos parabólicos de comunicaciones. También pueden usarse cornetas con cobertura global. Sin embargo, durante la colocación en órbita o en periodos anormales (desviaciones inesperadas de orientación) durante su vida útil, es muy posible que dichos platos estén plegados o que, simplemente, no apunten hacia la Tierra, según el caso.



Es obvio que, en esos momentos, es vital obtener información de telemetría y enviar comandos, y por ello los patrones de radiación de las antenas requeridas para estos casos típicos deben ser casi omnidireccionales. La antena bicónica resulta particularmente adecuada ya que tiene un patrón toroidal como se muestra en la Figura 4.10.

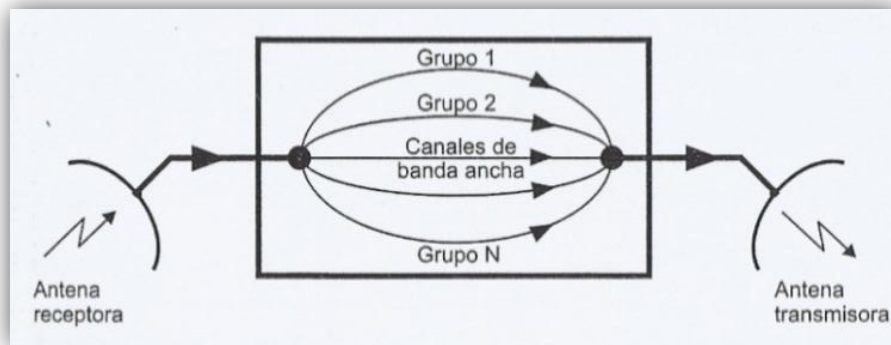


**Figura 4.10 Antena bicónica usada para comando y telemetría bajo condiciones anormales.**

El funcionamiento básico de éstos arreglos consiste en la suma vectorial de los campos radiados por muchas antenas idénticas (cada una es llamada 'Radiador o Antena Elemental'), en donde cada antena es alimentada con cierta fase y magnitud de potencia. Al variar las magnitudes y las fases relativas de todos los elementos del arreglo, se obtienen haces de diferentes formas y con dirección o apuntamiento variable. Como el esquema de alimentación no es fijo sino controlable electrónicamente por medio de un procesador es posible reconfigurar los haces según se requiera, aún cuando el aparato ya esté en órbita. Esta flexibilidad le da a dichos arreglos o APA (arreglo activo con control de fase), también llamados "arreglos fasados", un gran potencial en los satélites de este siglo.

### 4.2.2. Subsistema de Comunicaciones

Se le puede relacionar a las antenas con el subsistema de comunicaciones mediante el diagrama simplificado de la Figura 4.11. Todas las señales provenientes de la Tierra con una determinada frecuencia dentro de cierta banda común entran al satélite por medio de la antena receptora.



**Figura 4.11 Diagrama simplificado de la relación entre los subsistemas de antenas y comunicaciones.**

En el interior del aparato las señales son separadas por grupos, amplificadas, tal vez procesadas digitalmente, y son trasladadas a frecuencias más bajas dentro del espectro electromagnético; posteriormente son amplificadas aún más y reagrupadas, para que todas salgan de regreso hacia la Tierra a través de la antena transmisora.

Aquí la palabra grupo se refiere a un canal de banda ancha; el número de grupos o canales de banda ancha son amplificados y procesados en paralelo, es variable

dependiendo del diseño del sistema al gusto de su propietario; doce es un número típico en los satélites comerciales que trabajan en las bandas C y Ku para una determinada polarización. Cada canal de banda ancha tiene un ancho de banda de varios MHz y puede contener uno, algunos ó cientos de canales de datos, de telefonía o de televisión, según las tasas de transmisión y técnicas empleadas de modulación, multiplexaje y acceso múltiple. A cada canal de banda ancha o de microondas se le refiere como transpondedor; así por ejemplo un satélite típico tiene doce transpondedores para una determinada banda de trabajo (C, Ku, etc.) y polarización.

Un transpondedor, es toda la cadena de unidades o equipos interconectados en serie del canal de banda ancha, desde la antena receptora hasta la antena transmisora; algunas unidades o equipos, por ejemplo el amplificador de bajo ruido o el demultiplexor de entrada, son comunes o compartidos entre todos los transpondedores, de modo que aunque se haga referencia a un determinado transpondedor, por decir el octavo dentro de los doce, debe entenderse que se trata de todo un canal con varios equipos interconectados y no solamente de una pieza de equipo.

### ***4.2.2.1. Bandas y Frecuencias Asignadas***

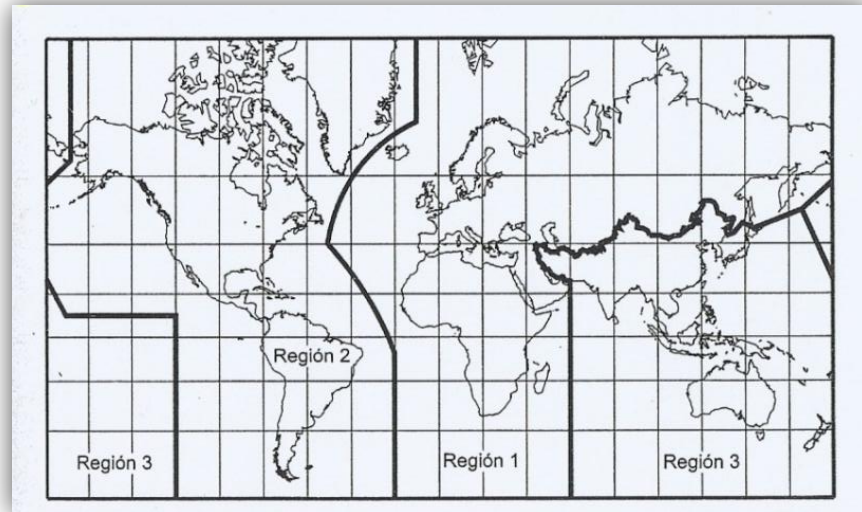
La capacidad de tráfico de un satélite está limitada por dos factores: ancho de banda y potencia de los amplificadores. Por lo que respecta en ancho de banda, la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT) ha asignado para los satélites actuales de comunicaciones las bandas de:

- VHF(30 – 300 MHz),
- UHF (0.3 – 3 GHz), bandas L y S,
- SHF (3 – 30 GHz), bandas C, X, Ku y Ka, que son empleadas actualmente por los satélites civiles y militares para diferentes tipos de servicios.

Estas bandas son muy amplias y han sido divididas por conveniencia en sub-bandas, también conocidas como “bandas”; Los tres principales tipos de servicios definidos tanto por la UIT como por la FCC (Comisión Federal de Comunicaciones) de los Estados Unidos son conocidos por las siglas FSS, MSS y BSS.

- FSS o servicio fijo por satélite es un término genérico que se aplica a todo servicio de comunicaciones que no sea ni móvil ni de radiodifusión. La mayoría de los satélites de comunicaciones corresponde a esta categoría.
- MSS o servicio móvil por satélite se refiere a toda comunicación entre dos puntos arbitrarios en tierra firme, aire o mar; uno de éstos puntos puede estar cambiando de posición, o bien ambos.
- BSS o servicio de radiodifusión por satélite es una categoría especial en la que las señales transmitidas son recibidas directamente en los hogares. También suelen llamársele DBS (Servicio Satelital de Difusión Directa) o DTH (Servicio Directo al Hogar).

Cada servicio tiene sus propias bandas de frecuencia asignadas, y los límites inferior y superior de cada una de ellas pueden variar dependiendo de la región; las tres regiones en que la UIT ha dividido al mundo se muestran delimitadas en la Figura 4.12.



**Figura 4.12 División del mundo por regiones hecha por la UIT para fines de radiocomunicaciones.**

Las bandas de VHF, UHF, y en particular la L, son usadas generalmente para comunicaciones móviles con ancho de banda limitado; la S también es empleada para comunicaciones móviles y ciertos servicios de recepción de Tv; la L y la S tienen frecuencias centrales cercanas a 1.5 y 2 GHz, respectivamente, pero su ancho de banda disponible es muy pequeño en comparación al de las bandas de frecuencias superiores.

Las bandas C y Ku son las más usadas actualmente por los satélites comerciales, pero como ya es casi imposible dar nuevas posiciones para más satélites que trabajen en éstas bandas sin interferir con satélites vecinos ya existentes, también ha comenzado a ser aprovechada la banda Ka con un ancho de 3,500 MHz.

Su principal desventaja es que cuando llueve los niveles de atenuación a esas frecuencias son mucho mayores que en las bandas C y Ku; por ello, la disponibilidad de diseño de los enlaces en banda Ka (típicamente 99.5%) es menor que la de los correspondientes en las bandas C y Ku. Finalmente la banda X está reservada para transmisiones militares y gubernamentales.

Banda	Enlace Ascendente (GHz)	Enlace Descendente (GHz)	Servicio
<b>C: 6/4 GHz</b>	5.925 – 6.425 (500 MHz)	3.700 – 4.200 (500 MHz)	FSS
<b>X: 8/7 GHz</b>	7.900 – 8.400 (500 MHz)	7.250 – 7.750 (500 MHz)	Comunicaciones militares
<b>Ku: 14/12 GHz</b>	14.0 – 14.5 (500 MHz)	11.7 – 12.2 (500 MHz)	FSS
<b>Ku: 17/12 GHz</b>	17.3 – 17.8 (500 MHz)	12.2 – 12.7 (500 MHz)	BSS
<b>Ka: 30/20 GHz</b>	27.5 – 31.0 (3, 500 MHz)	17.7 – 21.2 (3,500 MHz)	FSS
<b>Q/V: 50/40 GHz</b>	47.2 – 50.2 (3,000 MHz)	39.5 – 42.5 (3,000 MHz)	FSS
	Banda V	Banda Q	

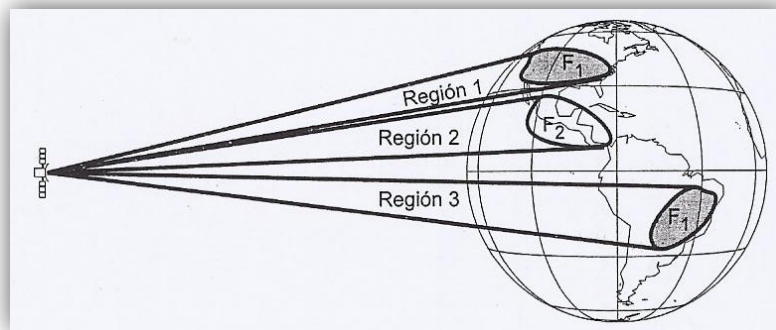
**Tabla 4.1. Resumen de las frecuencias asignadas para los servicios de FSS y BSS con satélites geoestacionarios en la región 2 (continente americano). El ancho de banda disponible se muestra entre paréntesis.**

El atractivo de la pareja formada por las bandas V y Q es que, de acuerdo con la Tabla 4.1 se tiene un ancho de banda total de 3,000 MHz para satélites geoestacionarios y de 1,000 MHz para los de órbitas bajas e intermedias.

#### ***4.2.2.2. Polarización y Reutilización de Frecuencias***

Es posible aumentar la capacidad de cada satélite usando dos trucos técnicos, desarrollados precisamente para utilizar las frecuencias asignadas por duplicado o un poco más, sin producir interferencias significativas. Éstos “trucos” son conocidos como reutilización de frecuencias y los hay de dos tipos: con aislamiento espacial y con discriminación de polarización.

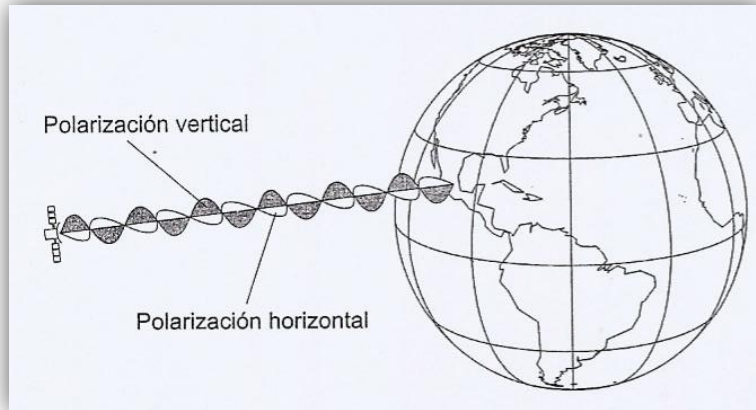
La reutilización de frecuencias con aislamiento espacial se realiza con antenas que produzca muchos haces dirigidos hacia zonas geográficas diferentes; las huellas de iluminación que estén lo suficientemente separadas entre sí pueden emplear las mismas frecuencias, como se ilustra en la Figura 4.13.



**Figura 4.13 Concepto generalizado de la reutilización de frecuencias con aislamiento espacial.**

**El mismo satélite transmite con el mismo bloque de frecuencias  $F_1$  en las regiones 1 y 3.**

En cambio, la reutilización de frecuencias con discriminación de polarización es efectuada mediante la transmisión simultánea en un mismo haz, a la misma frecuencia, con señales de polarizaciones ortogonales, Figura 4.14.



**Figura 4.14 Concepto de la reutilización de frecuencias con discriminación de polarización.**

Recuérdese que la polarización de una señal electromagnética está asociada a la dirección de su campo eléctrico; dos polarizaciones son ortogonales entre sí cuando sus vectores de campo eléctrico forman  $90^{\circ}$  en todo momento. Los sistemas que emplean polarización circular tienen la ventaja de que sus antenas no necesitan orientación de polarización; en cambio, los que operan con polarización lineal sí la requieren.



### 4.2.2.3. Transpondedores

Es importante recordar que las señales de comunicaciones (telefonía, televisión e información digital) recibidas por el satélite entran en él a través de su subsistema de antenas, y después de procesarlas debidamente las retransmite de regreso a la Tierra. Los principales pasos del proceso, son amplificar las señales a un nivel de potencia adecuado, para que puedan ser recibidas a su regreso con buena calidad, así como cambiarlas de frecuencia, para que salgan con el conjunto de antenas sin interferir con las señales que estén llegando simultáneamente. El subsistema de comunicaciones realiza estas funciones mediante filtros, amplificadores, convertidores de frecuencia, conmutadores y multiplexores, entre otros dispositivos de microondas.

El diagrama de la Figura 4.15 muestra una relación más detallada que la Figura 4.11 entre las antenas y el equipo de comunicaciones. Para mayor sencillez, en él solamente se ilustra una de las posibles trayectorias o cadenas de los equipos que hay en el subsistema de comunicaciones. A la trayectoria completa de cada repetidor, comprendiendo todos sus equipos desde la salida de la antena receptora (punto 1 de la Figura 4.15) hasta la entrada de la antena transmisora (punto 2 de la Figura 4.15) se le da el nombre de **transpondedor**, o sea, que el subsistema de comunicaciones consta de muchos transpondedores, y su número depende del diseño del satélite.

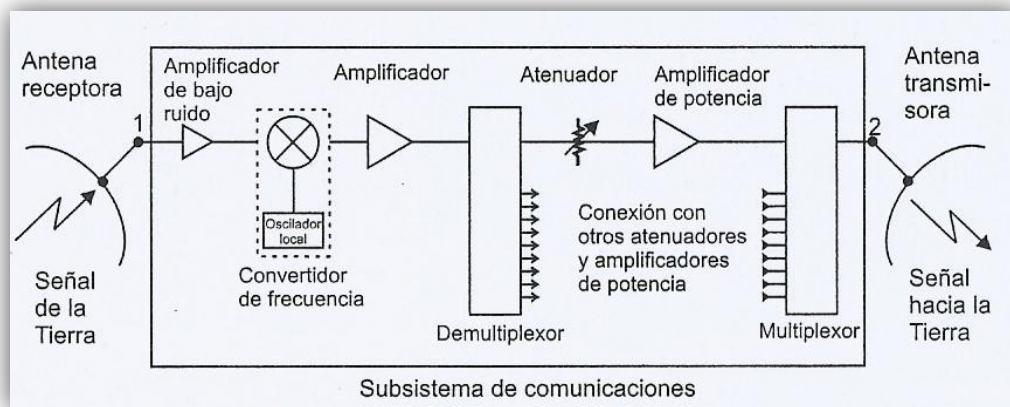


Figura 4.15 Relación entre los subsistemas de antenas y comunicaciones.

El subsistema de comunicaciones, incluyendo el de las antenas, es el de mayor interés para los ingenieros de comunicaciones cuya responsabilidad es planificar el uso del satélite, es decir, asignar las trayectorias o transpondedores en los que deben de ir los diferentes servicios, así como el espacio que deban ocupar dentro de cada amplificador y elegir los equipos necesarios en las estaciones terrenas.

Las señales provenientes de la Tierra que entran por la antena receptora pueden contener muchos canales de televisión, o miles de canales telefónicos o de datos, todos ellos enviados en frecuencias diferentes; al rango de frecuencias que hay entre la frecuencia más baja y la más alta de las que se transmiten se les da el nombre de ancho de banda. Cuanto mayor sea el ancho de banda de un equipo, éste será más eficiente.

Las antenas receptoras y las antenas transmisoras, tienen un ancho de banda muy grande, suficiente para operar a las frecuencias asignadas para los satélites de comunicaciones, cuya mayor parte funciona actualmente en las bandas de frecuencia C y Ku. Como se mostró en la Tabla 4.1, cada una de estas bandas de acuerdo con el ancho de banda de operación, o sea, el rango de frecuencias disponibles, es de 500 MHz para transmisión y 500 MHz para recepción. Existen satélites denominados **híbridos**, que tienen los equipos necesarios para trabajar simultáneamente tanto en la banda C como en la Ku; esto duplica la capacidad en el número de canales que puede manejar el sistema al mismo tiempo; por lo general, estos satélites híbridos también usan reutilización de frecuencias, lo cual aumenta aún más el potencial de manejo de tráfico.

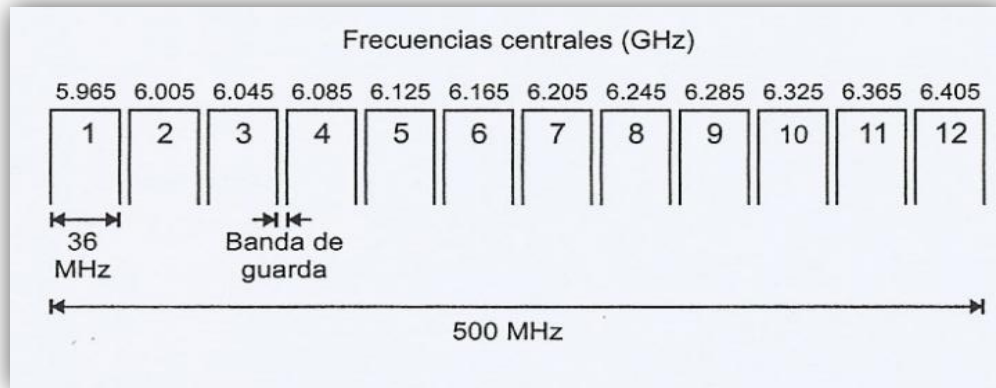
La antena receptora del satélite detecta las frecuencias ascendentes y la central, pues su ancho de banda de recepción es mayor que 500 MHz. Los transpondedores, entre otras funciones, cambian las frecuencias de todas las señales contenidas en ese rango, bajándolas a otro de igual ancho de banda, pero cuyos límites inferior y superior son, respectivamente, 3.7 y 4.2 GHz (véase la Tabla 4.1); posteriormente, todas las señales contenidas en estas últimas frecuencias son entregadas a la antena transmisora para que las envíe de regreso a la tierra. Un enlace de este tipo se representa con la

nomenclatura 6/4 GHz, indicando que la señal sube al satélite con frecuencias cercanas a los 4 GHz.

¿Cómo se numeran los transpondedores? Recuérdese que el ancho de banda básico de un satélite usual es de 500 MHz en total. Cuando un canal de televisión se transmite por satélite con la tecnología analógica tradicional, al modularlo en frecuencia ocupa normalmente hasta 36 de los 500 MHz disponibles, y técnicamente esa ocupación puede hacerse en cualquier parte dentro de ese rango.

Por conveniencia, el ancho de banda de 500 MHz se divide en espacios o segmentos, cuyo número depende de la aplicación del satélite. En la Figura 4.16 se muestra una división usual del ancho de banda de un satélite en 12 segmentos o espacios iguales de 36 MHz de ancho de banda de cada uno. Los espacios libres entre segmentos adyacentes se dejan para disminuir la posibilidad de interferencia entre las señales que cada uno contiene, y por ello se denominan bandas de guarda. Cada segmento de 36 MHz puede trabajar, por ejemplo, con un canal de televisión independientemente, por lo que la capacidad total del satélite en esta banda C de operación sería igual a 12 canales de televisión. También sería posible que en cada segmento cupiesen varios canales de TV digital, dos canales de TV analógica o cientos de canales telefónicos y de datos.

Hay que recordar que la antena receptora del satélite capta todas las frecuencias de los 12 transpondedores. Es decir, por ella entran diferentes clases de señales todo el tiempo, que bien podrían ser en un momento dado seis o siete canales de televisión, miles de canales telefónicos y algunos canales de datos.



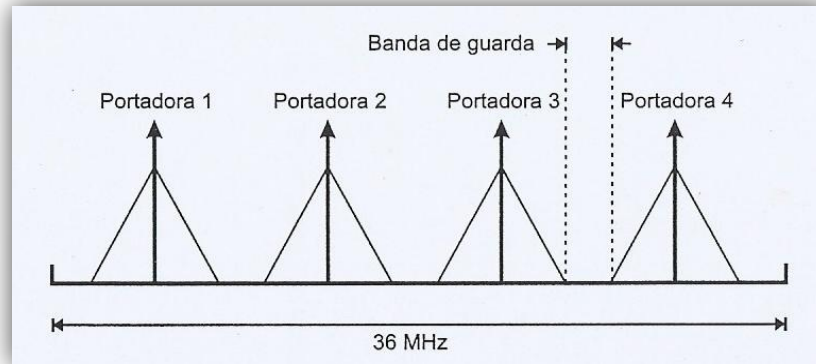
**Figura 4.16 Ancho de banda de un satélite que opera en la banda C dividido en ranuras de frecuencias de 36 MHz cada una. Cada ranura corresponde a las frecuencias centrales que se indican son las que se usan para el enlace ascendente (de la tierra al satélite). Para la transmisión satélite-tierra se hace una división similar del ancho de banda comprendido entre 3.7 y 4.2 GHz, con sus frecuencias centrales correspondientes. Cuando el satélite usa doble polarización, las frecuencias centrales de cada polarización son diferentes para reducir posibles interferencias y los transpondedores son numerados en forma distinta; por ejemplo, los de una polarización son impares y los de polarización ortogonal son pares Figura 4.20.**

Tal como se mostró en la Figura 4.15, el primer dispositivo electrónico importante que encuentra las señales recibidas por la antena es un amplificador de bajo ruido. Este amplificador tiene un ancho de banda muy grande, de 500 MHz, pues debe ser capaz de amplificar al mismo tiempo todas las señales recibidas por la antena. Es un dispositivo clave, de cuyo correcto funcionamiento depende que la información siga fluyendo ó no dentro del satélite, y por lo tanto se debe contar con un duplicado, por si falla, el enlace se transfiere a otro que sí esté en buenas condiciones, mediante un conmutador Figura 4.22.

Cuando el nivel de potencia de las señales ha alcanzado un nivel adecuado, pasan por un oscilador local que multiplica las señales que entran por otra generada internamente; las señales obtenidas a la salida han sido desplazadas a frecuencias más bajas en el espectro radioeléctrico. El siguiente paso es separarlas en grupos o bloques, con un demultiplexor como se mostró en la Figura 4.15, y después se introduce a un multiplexor, conectado a la antena transmisora del satélite. En la misma figura se observa que después de cada salida del demultiplexor hay un atenuador de microondas o resistencia variable (ésta sirve para disminuir a control remoto, y en distinto grado la intensidad del bloque de señales que entra a cada amplificador de potencia, o a la primera etapa de amplificación si es que hay más de una). Cuando la ganancia del amplificador de potencia no es suficiente para obtener toda la amplificación necesaria, se utiliza un amplificador excitador; ocurre principalmente en la banda Ku o en frecuencias superiores.

Cuanto mayor sea la intensidad de las señales que lleguen al satélite, se obtienen mejores resultados en la primera etapa de amplificación, ya que la relación entre la potencia amplificada y la potencia de ruido térmico generado internamente es mayor, y como la calidad con la que finalmente la señal se recupera en la Tierra depende, entre otros parámetros, de esta relación de potencias, se obtiene entonces una mejor fidelidad. Todo tipo de información que se transmite al satélite tiene una frecuencia asignada, denominada portadora.

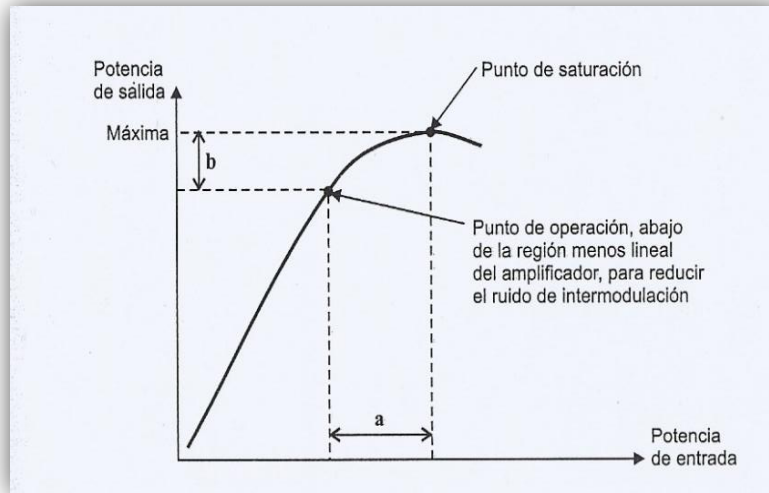
En la Figura 4.17 se muestra un ejemplo usual de lo que podría contener un transpondedor de 36 MHz de ancho de banda, en donde el espacio de frecuencias disponibles es ocupado por cuatro señales similares en amplitud y ancho de banda, con su propia frecuencia portadora.



**Figura 4.17** Posible configuración de la ocupación del espacio de frecuencias de un transpondedor de 36 MHz

por ejemplo, del número 8 de la Figura 4.16 cada triángulo representa una señal de telefonía que contiene 132 canales telefónicos individuales y tiene asignada su propia frecuencia portadora. La banda de guarda entre señales adyacentes se deja para reducir la interferencia entre ambas, y su ancho siempre es función del tipo del tipo de señales que vayan a sus lados.

El número de frecuencias portadoras que entrarían al amplificador de potencia sería mayor que uno e igual a cuatro, y como la característica entrada-salida del amplificador no es lineal (Figura 4.18), se producirían internamente muchas señales adicionales e indeseables que a la salida se sumarían a la información original, distorsionándola. Estas señales se denominan en conjunto ruido de intermodulación.



**Figura 4.18** Curva característica no lineal de entrada- salida de un amplificador de potencia. **a** es la reducción necesaria de la potencia de entrada respecto al valor que satura al amplificador, para poder trabajar en el punto de operación, y **b** es la reducción que se obtiene en la potencia máxima que se obtendría en saturación. En inglés, la reducción **a** en la entrada se denomina “back-off” de entrada, y la reducción **b** a la salida es llamada “back-off” de salida.

Los atenuadores o resistencias variables, descritos anteriormente, permiten regular la intensidad de las portadoras y entregar menos o más potencia a la entrada del amplificador, con un nivel aceptable de ruido de intermodulación.

Siempre que haya más de una portadora al mismo tiempo en el amplificador de potencia, se produce ruido de intermodulación, por lo tanto, será preciso operar en un punto cada vez más abajo del de saturación, y será menor la cantidad de potencia que se pueda aprovechar a la salida. Este problema del ruido de intermodulación también se tiene en los amplificadores de potencia de las estaciones terrestres transmisoras. Como se mostró en la Figura 4.15 el diagrama es muy básico, y puede haber distintas versiones, como las que se muestran en la Figura 4.19.

Los canales impares que pasan por el demultiplexor 1 serían los bloques de información contenidos en los segmentos 1, 3, 5, 7, 9 y 11 de la Figura 4.16, y los que pasan por el número 2 serían los que contienen la información de las ranuras 2, 4, 6, 8, 10 y 12 indicados en la misma figura. Este tipo de separación de canales ofrece una ventaja importante con respecto al uso de un solo demultiplexor, ya que la banda de guarda entre los nuevos canales adyacentes se incrementa y por lo tanto se reduce la posibilidad de interferencia entre ellos durante la etapa de alta amplificación. Después de que cada uno de los canales de 36 MHz ha sido amplificado por separado, con su correspondiente reducción de potencia a la salida con respecto a la saturación, según el caso, los canales impares se vuelven a juntar mediante el multiplexor 1, que tiene 6 entradas y una salida, y los canales pares son tratados igualmente por el demultiplexor 2, como se ve en la Figura 4.19; posteriormente, los dos grupos pasan por un sumador de potencias, y el conjunto, ya de nuevo con un ancho de banda total de 500 MHz, entra a la antena parabólica transmisora.

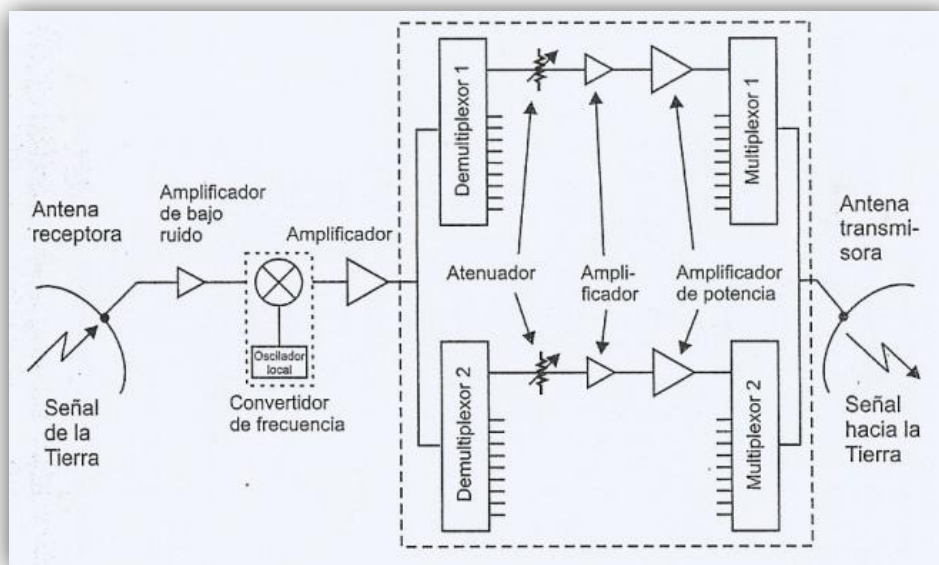


Figura 4.19 Versión modificada del diagrama y equipos del subsistema de comunicaciones.

A diferencia del indicado en la Figura III.XVI, se utilizan ahora dos demultiplexores y dos multiplexores para procesar por separado los canales pares e impares y reducir la interferencia.



En la Figura 4.20 se muestra el plan de frecuencias y polarización del satélite Satmex 5, lanzado en 1998. El satélite es híbrido; tiene 24 transpondedores de 36 MHz en la banda C, así como otros 24 en la banda Ku, también de 36 MHz cada uno.

La frecuencia central de cada transpondedor se indica debajo de su bloque correspondiente, en MHz, tanto para el enlace de subida como para el de bajada. Nótese el cambio de polarización de horizontal (H) a vertical (V), o viceversa, entre ambos enlaces de subida y bajada. También debe observarse el desplazamiento de las frecuencias centrales de los transpondedores pares con relación a la de los impares; la frecuencia central de los impares queda dentro de la banda de guarda de los pares, y viceversa, como una medida adicional para reducir las posibles interferencias entre transpondedores; además que la polarización de subida o bajada de los transpondedores pares es ortogonal a la de los impares, de nuevo para la reducción de interferencias.

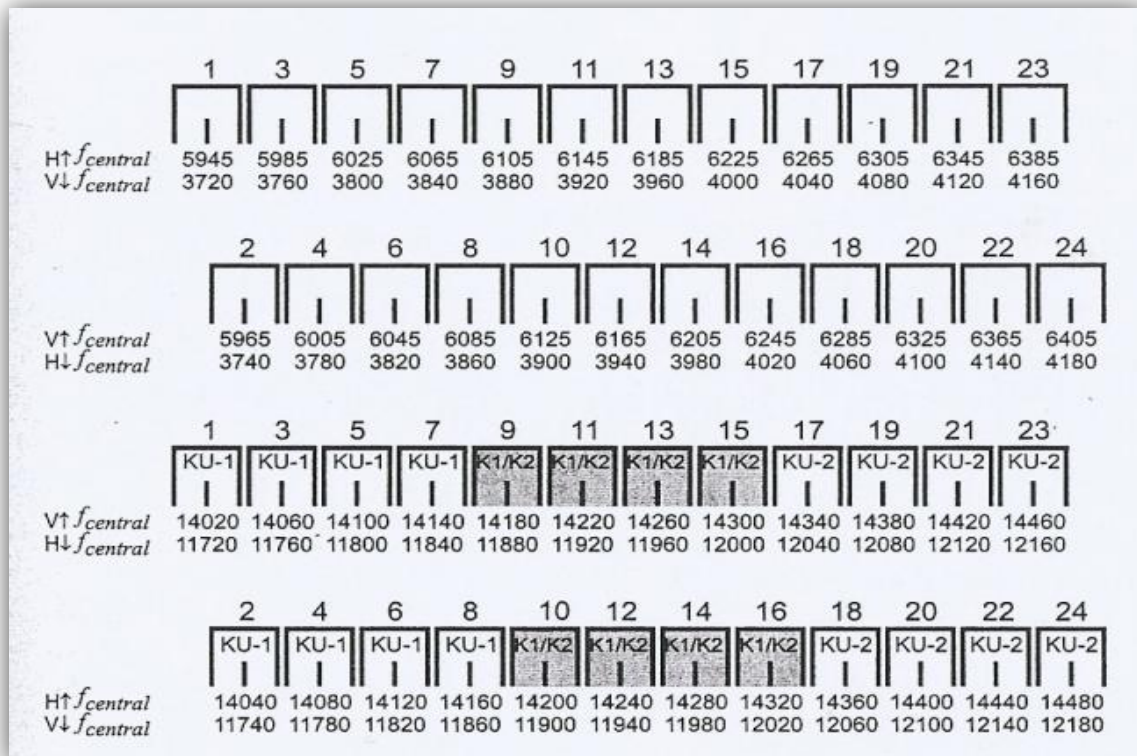


Figura 4.20 Plan de frecuencias y polarización del satélite Satmex 5.  
Las frecuencias centrales de subida y bajada están en MHz.

El plan de frecuencias de otros satélites puede ser diferente al mostrado aquí como ejemplo; entre otros cambios, podría ser que los transpondedores de banda Ku fuesen menos, pero con un ancho de banda mucho mayor que 36 MHz. De acuerdo con la Figura 4.19, el primer equipo que las señales encuentran después de pasar por la antena y guía de onda asociada es un amplificador de bajo ruido (ABR), seguido de un oscilador local y un amplificador. Entre la antena y la entrada al ABR se coloca un filtro pasabanda con el fin de atenuar todas las señales que estén fuera de la banda deseada, tales como transmisiones provenientes de estaciones terrenas enlazadas con satélites adyacentes o vecinos.

El diagrama típico de ésta primera etapa es entonces de la forma mostrada en la Figura 4.21. El amplificador de bajo ruido está integrado con transistores FET y tiene una figura de ruido típica de 1.5 dB y una ganancia de 59 dB en la banda C; en la banda Ku los valores típicos son de 1.6 dB y 60 dB, respectivamente; por ejemplo, los ABR del satélite Satmex 5 tienen estos parámetros de operación. La conversión de frecuencia es más eficiente cuando se efectúa a niveles bajos de potencia, lo cual justifica la secuencia de los elementos de la Figura 4.21.

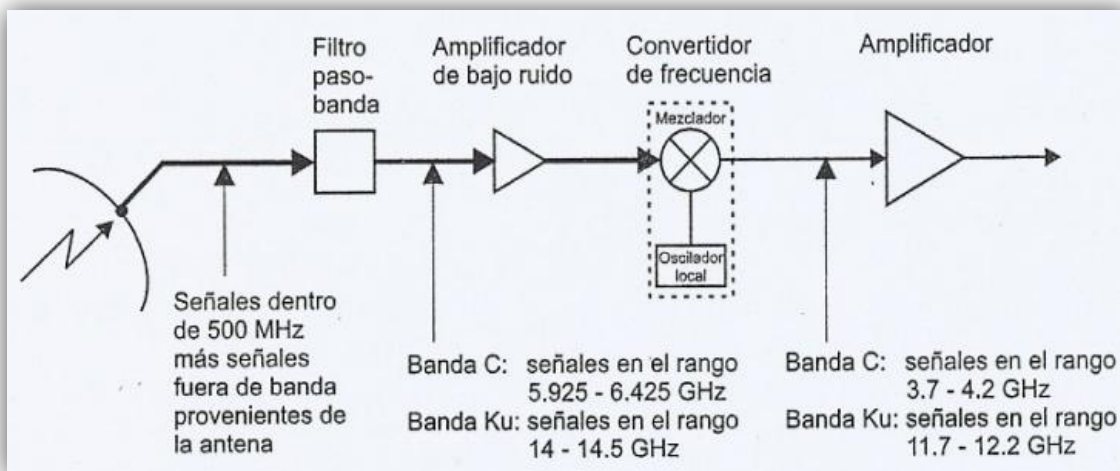


Figura 4.21 Etapa básica de recepción y conversión de frecuencia de un satélite.

El diagrama correspondiente para el Satmex 5 se mostrará en la Figura 4.22. Para la banda C se tiene una redundancia de 4 a 2 receptores; es decir, hay 4 pero solo se necesitan 2 funcionando a la vez.

Las señales que llegan con polarización horizontal pasan por el filtro pasabanda y después se encuentran con un conmutador de microondas para implementar la redundancia; el símbolo usado para estos conmutadores de cuatro puertos es un círculo con RT en el interior que indica redundancia. Este dispositivo está hecho con cable coaxial para la banda C y con guías de ondas para la banda Ku.

En la banda C no se usan conmutadores con guía de ondas por que resultarían tres veces más grandes y nueve veces más pesados. Para el caso de la Figura 4.22, las señales con polarización horizontal entran al conmutador y pueden tener acceso a los receptores 2, 3 y 4 a través de su conmutador correspondiente. Si uno de ellos llega a fallar, entonces se envía un comando al satélite para efectuar la conmutación a otro receptor.

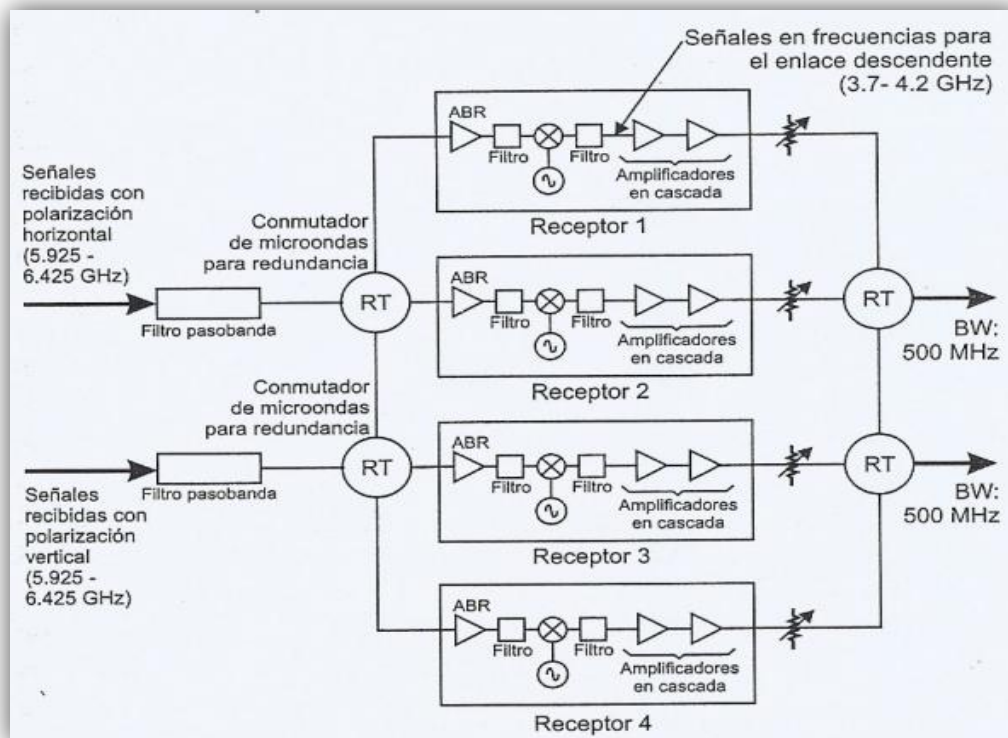


Figura 4.22 Diagrama de bloques de la parte inicial del subsistema de comunicaciones en banda C del satélite Satmex 5. (Hughes space Communications Company.)

Los amplificadores después del mezclador deben introducir poco ruido térmico y de intermodulación, porque trabajan con todas las portadoras simultáneamente; por lo tanto, su punto de operación está a unos 20 dB o más por debajo del punto de saturación, y a la salida hay un atenuador de microondas variable para balancear cualquier diferencia posible de nivel entre una trayectoria y otra.

Debemos notar que para pasar del rango de frecuencias de 5.925 a 6.425 GHz al de 3.7 a 4.2 GHz, se necesita una diferencia de 2.225 GHz, la cual es proporcionada por el oscilador de cristal local y un multiplicador de frecuencias en serie; el oscilador de cristal trabaja a una frecuencia más baja, típicamente de 139.0625 MHz, y su estabilidad es clave para el buen funcionamiento del conjunto; por ello su temperatura es estabilizada con un dispositivo de calefacción, particularmente cuando el satélite entra o sale de un eclipse. La salida del oscilador de cristal se debe multiplicar entonces por 16, para obtener la diferencia deseada de 2.225 GHz.

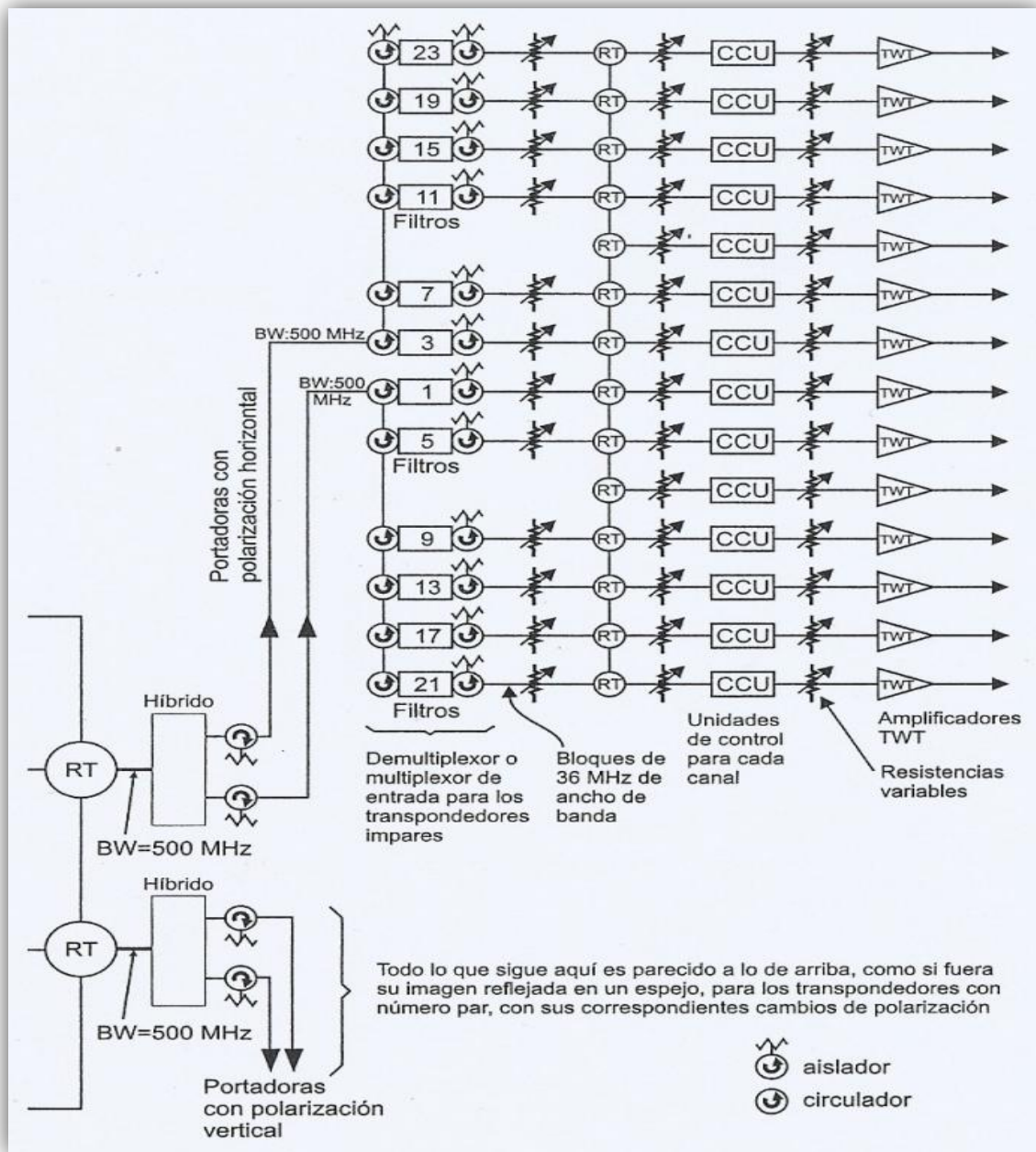


Figura 4.23 Continuación del diagrama de bloques del subsistema de comunicaciones del satélite Satmex 5 en la banda C.

La sección anterior es la Figura 4.22 (Hughes space and Communications Company.)

Cada uno de los bloques de 500 MHz de ancho de banda pasa a un híbrido de 3 dB, como se muestra en la Figura 4.23; este dispositivo de microondas, también llamado acoplador de 3 dB, es un divisor de potencia con pérdidas despreciables, o sea que en cada una de las dos salidas del híbrido existe la misma información con 500 MHz de ancho de banda, las mismas portadoras, pero con la mitad de la potencia original. Mediante circuladores de microondas, cuyo símbolo es un círculo con una flecha curva en su interior, que indica el sentido del flujo de un puerto a otro, las portadoras son separadas con filtros sintonizados en bloques de 36 MHz de ancho de banda; cada uno de éstos bloques también puede contener varias portadoras, pero sólo las de su espectro correspondiente, por ejemplo el de la Figura 4.16. Esta separación en bloques o canales de 36 MHz cada uno la realiza el demultiplexor, muchas veces llamado también “multiplexor” de entrada, aunque no combina sino que separa señales. Cada filtro está diseñado para que sólo permita el paso de los 36 MHz correspondientes a su transpondedor, y las resistencias variables se usan una vez más para nivelar la potencia de salida. Una de las señales del híbrido de 3 dB se usa para separar los canales pares y a la otra salida se emplea para extraer los canales impares.

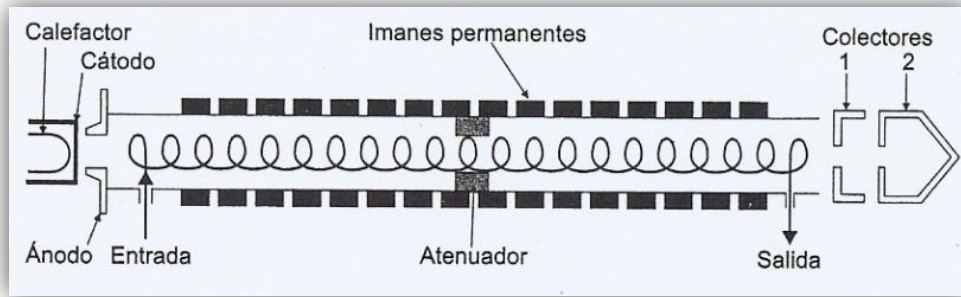
Por ejemplo al final de la serie vertical de circuladores también hay un aislador (absorbe la energía sobrante), precisamente para evitar reflexiones, en particular la potencia de los canales pares que no es deseada en la sección de los transpondedores impares, y viceversa. Como no es posible construir filtros exactamente perfectos, las posibles interferencias entre filtros adyacentes se evitan o reducen gracias a las bandas de guarda señaladas en la Figura 4.20.

Podemos observar que en la etapa de alta amplificación hay 15 amplificadores de tubos de ondas progresivas o TWTA (Traveling Wave Tube Amplifier) para los 12 canales de 36 MHz provenientes de los filtros pasa banda, o sea que “sobran 3 TWTA”. Estos tres amplificadores sobrantes permiten tener cierta redundancia o protección contra la posible falla de algún otro TWTA.

El acceso a los amplificadores primarios y los de respaldo se logra usando conmutadores RT una vez más, tal como se ve en la Figura 4.23, de igual forma a como se usan en la entrada de los receptores redundantes (Figura 4.22). Entre cada conmutador RT y cada amplificador TWT hay una unidad de control de canal o CCU (Chanel Control Unit) que, por medio de comandos enviados desde el centro de control en la Tierra, ajusta el control de ganancia de ese canal en pasos de 1 dB, desde +3 hasta -15 dB, para que el TWT trabaje en cierto punto de saturación; en el caso de los TWT de banda C de éste satélite, ejemplo (satmex 5), la potencia máxima de salida de cada TWT (es decir, en saturación) es de 36 W. Hay que observar que las conexiones en forma de anillo de los conmutadores RT hacia los CCU y TWT permiten tolerar hasta tres fallas de amplificadores sin que ningún transpondedor interrumpa su servicio. Posteriormente, todos los canales amplificados o salidas de los TWT son combinados por medio de conmutadores RT y multiplexor de salida, para ser retransmitidos hacia la Tierra a través de sus antenas correspondientes.

Un tubo de ondas progresivas o TWT es un tubo al vacío que necesita dos elementos para funcionar: un haz de electrones y la señal que va a ser amplificada.

El haz de electrones viaja a lo largo y en el interior de una hélice metálica; para que viaje confinado en la hélice se usa un campo magnético establecido por un imán exterior, tal como se muestra en la Figura 4.24, la señal de radiofrecuencia que va a ser amplificada se acopla a la hélice en el extremo que está cerca del cátodo y se establece una onda viajera a lo largo de la hélice. Conforme al haz de electrones y la onda viajera de radiofrecuencia viajan a lo largo de la hélice, la energía cinética del haz es convertida en energía potencial y transferida a la onda. En el extremo de la hélice, la señal amplificada es capturada por una guía o un conector coaxial, según la frecuencia. Los colectores al final del amplificador son electrodos que reciben la energía cinética de los electrones no aprovechados; parte de esta energía es regresada a la fuente original de potencia y el resto es disipado en forma de calor.



**Figura 4.24 Esquema simplificado de un TWT.**

**El atenuador se utiliza para estabilizar la operación del amplificador. La eficiencia aumenta cuando el diámetro de la hélice es reducido gradualmente.**

Un punto muy interesante de este tipo de amplificación es que se logra dentro de un ancho de banda muy grande, pero la linealidad del dispositivo es limitada; a niveles bajos de potencia de entrada, la relación entrada- salida de potencias es lineal; en cambio, a niveles altos de potencia de entrada dicha relación es no lineal y puede dar lugar a mucho ruido de intermodulación.

Una característica muy importante de los amplificadores de estado sólido es que no requieren voltajes muy elevados, ni de un cátodo que va desgastándose con el tiempo, como en el caso de los TWT. Sin embargo, son muy sensibles al calor y deben conservarse frescos en su medio de operación. También tiene respuesta más lineal que los TWT y la capacidad de un transpondedor puede incrementarse en 30% (al disminuir el back- off necesario) con la misma potencia de salida del TWT, cuando hay varias portadoras presentes en acceso FDMA. Un linealizador es un circuito de preamplificación que compensa o equilibra una región de la característica no lineal del TWT; es decir, es una especie de “acondicionamiento” para mejorar el resultado final, lo cual se traduce en mayor capacidad del transpondedor, a un costo adicional. A manera de ejemplo, en la Tabla 4.2 se indican los tipos de amplificadores y su potencia máxima de salida de algunos satélites de reciente lanzamiento.



SATELITE	BANDA S	BANDA C	BANDA Ku	BANDA Ka
Satmex 5 (1998)	---	36 W (TWT)	132 W (TWT)	---
Galaxy X (1998)	---	20 W (SSPA)	63 W (TWT)	---
Astra 1H (1999)	---	---	98 W(TWT)	70 W (TWT)
PAS-1R (2000)	---	34 W (SSPA) 55 W (TWT)	125 W (TWT) 140 W (TWT)	---
XM Satellite Radio *(2001)	228 W (TWT)	---	---	---
DirecTV (2001)	---	---	120 W (TWT) 240 W (TWT) 280 W (TWT)	---
Anik F2 (2002)	---	30 W (TWT)	127 W (TWT)	90 W (TWT)
Satmex 6 (2003)	---	33 W (TWT) 42 W (TWT) 47 W (TWT)	250 W (TWT) 250 W (TWT)	---

**Tabla 4.2 Amplificadores de potencia de algunos satélites recientes. Año de lanzamiento entre paréntesis. El número total de amplificadores varía según el satélite.**

#### **4.2.2.4. Plan de Frecuencias**

La anchura de banda de los transpondedores, y su distribución en la del repetidor, dependen del tráfico previsto y de los servicios a que está destinando el satélite. En realidad, en las bandas C y Ku, que son las más utilizadas para el servicio fijo, los repetidores usualmente ocupan toda la banda atribuida y en muchos casos es común la reutilización de frecuencias de toda la banda dos o más veces.

Para los servicios móviles en banda L de sistemas geoestacionarios, como ya se comento anteriormente, actualmente no es posible diseñar los satélites en forma de utilizar en el repetidor toda la banda atribuida, ya que todas las porciones de la misma están siendo usadas, cada una en forma exclusiva en cada hemisferio por alguno de los pocos sistemas en operación. Ésto se debe a que los sistemas de satélites se pueden diseñar y construir para reutilizar varias veces una parte o la totalidad de esta banda por medio de antenas de mayor directividad, sus estaciones móviles interferirían a los demás sistemas que usen las mismas frecuencias, mientras éstos no cuenten a su vez con antenas muy direccionales. No obstante, pueden reutilizar su propia porción de la banda.

La capacidad asignada para comunicar estaciones fijas con móviles puede quedar contenida en un solo transpondedor que reciba, por ejemplo, en banda C y transmita en banda L o S, y uno que reciba en la banda L o S y transmita en banda C (canales de retorno), por lo que cada transpondedor hace la conversión de banda requerida.

La banda L atribuida para sistemas geoestacionarios (SMS OSG) dispone de solo 33 MHz para los descendentes, para los servicios móviles marítimos, aeronáuticos y terrestres.

Un sistema de satélites con dos transpondedores de 33 MHz cada uno, probablemente solo sea posible que utilice 5 o hasta 10 MHz de ellos, debido a que comparte la banda con otros sistemas. La capacidad que utilice puede estar dividida en fracciones, para cada una de las cuales requerirá un filtro de paso de banda a fin de aprovechar eficientemente el transpondedor de retorno, que normalmente tiene una mayor anchura de banda, evitando que las señales provenientes de estaciones móviles de otros sistemas desperdicien su potencia, ya que sin los filtros serían captadas y amplificadas.

En los sistemas móviles de órbita baja en banda L o en banda S que reutilizan frecuencias por discriminación espacial en el mismo satélite, ya sea que tengan asignada toda la banda o una porción de ella, las señales que ocupan el mismo espectro en distintos haces y transpondedores se convierten a distintas fracciones de la banda empleada para los enlaces de conexión al hacer la traslación a una de ellas, ya que su mayor capacidad lo permite.

En el proceso inverso, al recibir el satélite las señales de las estaciones terrenas fijas que enlazan con las redes terrenales, cada transpondedor las traslada y transmite a las estaciones móviles en el haz que corresponde.

Una de las técnicas que se han ensayado consiste en hacer que un satélite pueda encaminar las señales AMDT recibidas en un enlace ascendente en forma alternativa e instantánea hacia distintos enlaces descendentes, ampliando la conectividad con las estaciones terrenas. Para lograr ésta forma de operación se puede emplear una matriz de diodos en el satélite, en la cual cada diodo está polarizado en cada momento en una forma tal que conduce una señal de un determinado enlace ascendente a un determinado enlace descendente.

Los estados de conducción o de no conducción de los diodos se pueden modificar durante las guardas de tiempo entre ráfagas para hacer la conmutación hacia distintos haces descendentes. La polarización de los diodos está programada en forma cíclica para realizar distintas conexiones de enlace en una proporción determinada por las necesidades de tráfico.

Otra función útil que se puede incorporar en banda Ku a la carga de comunicaciones es la de emitir una portadora constante de baja potencia (de fracción de watts), de amplitud y frecuencia muy estables, que se use como radiobaliza (emisor de señales radioeléctricas) y se reciba en cualquier estación terrena, lo que hace posible medir indirectamente la atenuación por lluvia que pueda estar ocurriendo en su enlace ascendente. Las variaciones de amplitud de la señal de radiofaro recibidas en las estaciones terrenas representan el aumento que es necesario en su PIRE ascendente para compensar totalmente las pérdidas mencionadas.

Entre los dispositivos de conmutación más usuales se encuentran los conmutadores S, C y R. El conmutador S es el más simple, de una vía y dos tiros o posiciones, y empleándolo solo tanto a la entrada como a la salida de una unidad de equipo permite el uso de redundancia 100%. La combinación de varios conmutadores S permite, por ejemplo, las configuraciones tres para dos y cinco para cuatro.

El conmutador C coaxial es muy utilizado para cambiar el encaminamiento de las señales a distintos haces y representa un dispositivo de dos vías con dos posiciones cruzadas. El conmutador R, mostrado en la Figura 4.25, se utiliza para bajas pérdidas y permite la interconexión de cuatro puertas de guías de ondas. Este conmutador tiene tres posiciones y tres vías de guía de ondas maquinadas en una pieza metálica cilíndrica. Puede notarse que solo las posiciones (a) y (c) permiten la interconexión de las cuatro puertas, por lo que en algunos casos no se incluye la vía recta.

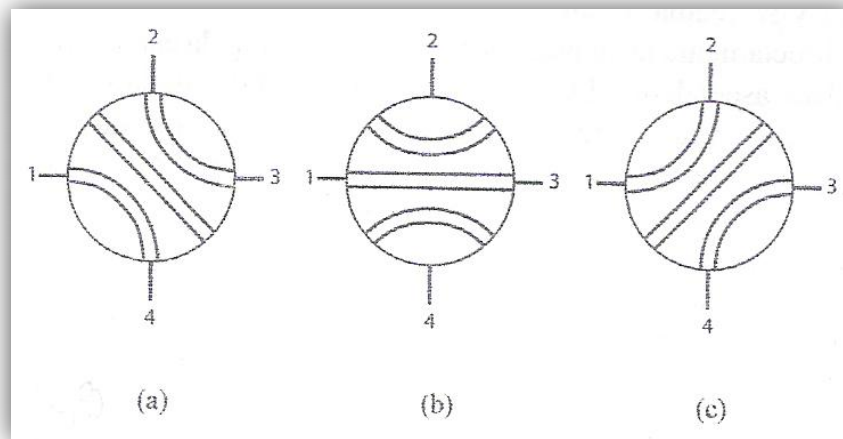


Figura 4.25 Conexiones posibles del conmutador tipo R.

### 4.3. El Segmento Espacial

El segmento espacial es la interface que existe entre la parte de comunicación y control terrestre y el satélite, es la parte del satélite que se encarga de las comunicaciones y el control.

Debido a la existencia de ésta parte el satélite se puede monitorear a cada momento y se toman las decisiones adecuadas con respecto a su posición, por ejemplo, que no salga de su espacio orbital.

### **4.3.1. Subsistema de Energía Eléctrica**

Para funcionar adecuadamente, todo satélite necesita un suministro de potencia eléctrica sin interrupción y sin variaciones significativas en los niveles de voltaje y corriente. La cantidad de potencia requerida por cada uno en particular depende del modelo y de sus características de operación, y actualmente varía entre 1 y 20 kilowatts. El subsistema de energía eléctrica consiste en tres elementos fundamentales: una fuente primaria, una fuente secundaria y un acondicionador de potencia; éste último está integrado por dispositivos como reguladores, convertidores y circuitos de protección, que permiten regular y distribuir la electricidad con los niveles adecuados a cada una de las partes del satélite.

Con excepción de las primeras horas inmediatas a su lanzamiento, en donde la electricidad necesaria es suministrada por baterías, la fuente primaria de energía del satélite está constituida por arreglos de celdas solares. Hasta ahora ningún satélite comercial de comunicaciones utiliza energía nuclear, pues los combustibles como el mercurio-244 y el plutonio, aún cuando son relativamente fáciles de usar, son muy caros; por otra parte, los combustibles baratos, como el estroncio – 90, son peligrosos y pueden implicar un grave riesgo en perjuicio del medio.

Una desventaja que aún tienen las celdas solares es que su factor de eficiencia en la conversión de energía solar a eléctrica es bajo. En un principio era del orden del 8%, pero ahora ya existen celdas con tecnología de triple unión, que brindan factores de eficiencia de 25%. Aún así, esta eficiencia sigue siendo baja. Hoy en día el silicio ha sido sustituido por arseniuro de galio, que ofrece una mayor eficiencia.

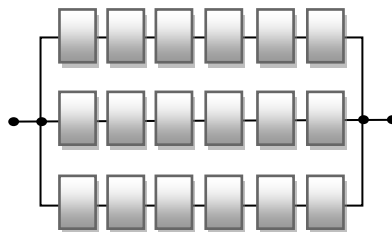
Las celdas solares funcionan bajo el principio del efecto fotovoltaico; cuanto mayor sea la densidad de flujo de la radiación solar sobre ellas, mayor es la electricidad que generan. El efecto fotovoltaico también depende de la temperatura a la que estén expuestas las celdas solares; cuanto más baja sea ésta, mayor será el nivel de voltaje entregado por las celdas. Cuando el satélite se encuentra a la distancia de una unidad astronómica del Sol, la intensidad promedio de la radiación solar sobre sus celdas es de

1.370 watts por cada metro cuadrado de superficie. En la Tabla 4.3 se da la longitud de punta a punta de los paneles solares de algunos satélites; a dicha longitud hay que restarle la propia del chasis o caja intermedia entre los dos paneles.

SATÉLITE	POTENCIA MÁXIMA (kW)	LONGITUD (m)
Satmex 5 (1998)	7	26
Galaxy X (1998)	6	26
PAS 1-R (2000)	15	38
XM Satellite Radio (2001)	18	40.5
Anik F2 (2002)	17	41
Satmex 6 (2003)	12	---

**Tabla 4.3 Longitud de punta a punta de los paneles solares de algunos satélites triaxiales. Año de lanzamiento entre paréntesis.**

Cada celda solar tiene un área de unos 5 a 8 cm<sup>2</sup>, y uniendo muchas de ellas en serie y en paralelo (Figura 4.26) se forma un arreglo solar. Las celdas de doble y triple unión son más grandes.



**Figura 4.26 Ejemplo de una conexión de celdas solares en serie y paralelo.**

En la Tabla 4.4 se muestran las eficiencias y otras características de algunas celdas solares disponibles en el mercado actual, y en la Fig. 4.27 se ilustra la estructura de sus capas.

MATERIAL Y TECNOLOGÍA	EFICIENCIA (%)	TAMAÑO (cm x cm)	POTENCIA MÍNIMA (mW/cm <sup>2</sup> )	ESPESOR (μm)
Silicio	14	Hasta 8x8	18.5	200
GaAs Juntura simple	19	Hasta 7x7	25.0	175
GaAs Doble juntura	22	30 cm <sup>2</sup>	29.1	175
GaAs Triple juntura	26	30 cm <sup>2</sup>	35.9	175

Tabla 4.4 Características de algunas celdas solares disponibles en el mercado actual.

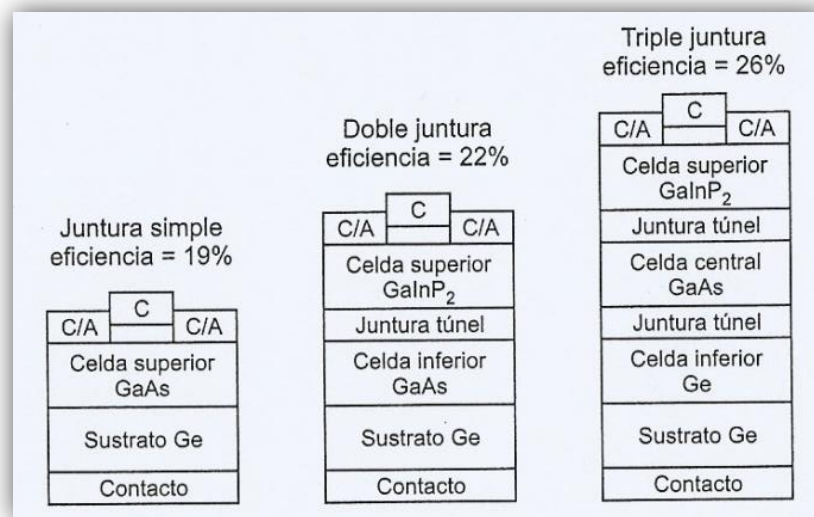


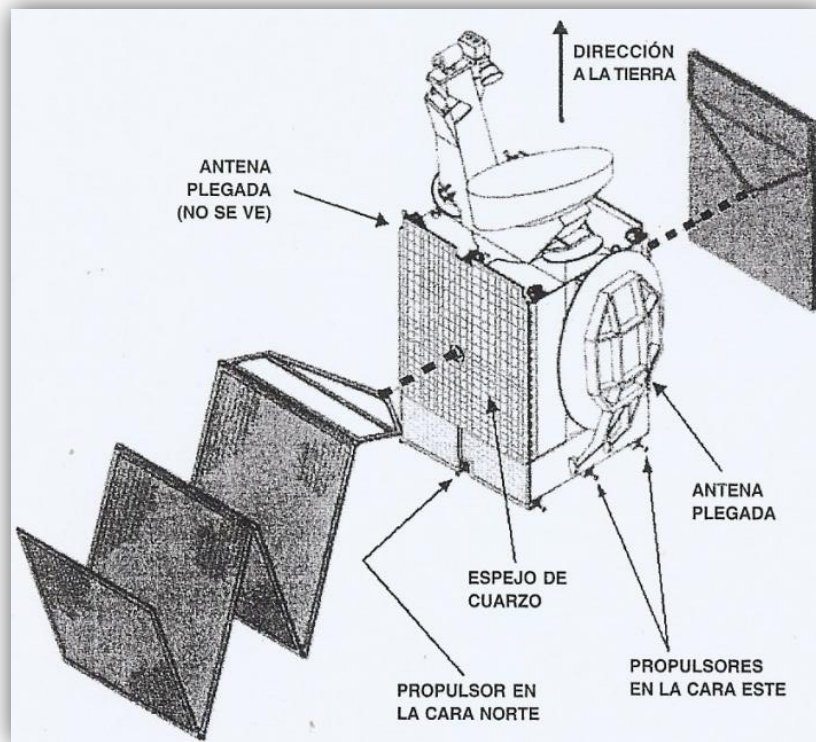
Figura 4.27 Capas de celdas solares de juntas múltiples.

C/A = cubierta antirreflectiva, C= contacto.

La intensidad de la radiación solar sobre las celdas del satélite no es constante, cuando el satélite y la Tierra se acercan al Sol, la intensidad de la radiación solar sobre las celdas aumenta. Además, hay que tomar en consideración que el eje de rotación de la Tierra está inclinado con respecto a la eclíptica y que, por lo tanto, el ángulo de incidencia de los rayos del Sol sobre la Tierra y sobre la superficie del satélite cambia según la época del año, conforme ambos orbitan a su alrededor, creándose un movimiento aparente del Sol con respecto a la Tierra y al satélite. Cuanto mayor sea la desviación del ángulo de incidencia de los rayos solares con respecto a una incidencia normal (perpendicular) de referencia, menor es la conversión a energía eléctrica. En resumen, ambos efectos, la distancia del satélite al Sol y el movimiento aparente del sol con respecto al satélite, ocasionan que en diferentes épocas del año se tenga más o menos energía eléctrica disponible, siendo máxima durante los equinoccios y mínima en los solsticios.

Existen dos formas de mantener a los satélites geoestacionarios relativamente estables en lo que concierne a su orientación con respecto a la Tierra. Estas dos formas son la estabilización por giro y la estabilización triaxial con cuerpo fijo. Los satélites estabilizados por giro son cilíndricos y llevan las celdas solares montadas sobre la mayor parte de su superficie, envolviendo casi totalmente su perímetro. En cambio, los satélites con cuerpo fijo y estabilización triaxial no tienen una geometría cilíndrica, sino que se asemejan a un “cubo” o caja paralelepípeda, y normalmente emergen dos largos paneles solares de sus costados, en forma de alas. En la Figura 4.28 se muestra la integración de los paneles solares de un satélite triaxial.





**Figura 4.28 Integración de los paneles solares a las caras norte y sur del satélite.**

**El panel izquierdo se muestra semidesplegado y el derecho totalmente plegado (posición durante el lanzamiento) También se muestra plegadas las antenas de banda Ku.**

En el caso de los satélites estabilizados por giro o rotación, cada vez más en desuso, no todas las celdas solares están expuestas al Sol en todo momento, y solamente se aprovecha un tercio de ellas.

Por lo que respecta a los satélites de cuerpo fijo con estabilización triaxial, en su interior hay volantes inerciales que actúan como giróscopos y que mantienen estable al satélite sin necesidad de que éste gire. Sus paneles solares cuentan con un mecanismo para orientarse constante y óptimamente hacia los rayos del Sol; esto permite aprovechar al máximo las celdas, y todas al mismo tiempo, ya que la eficiencia de conversión es función del ángulo de incidencia de los rayos del Sol sobre ellas. Por tal razón, los satélites con este tipo de estabilización brindan mayor capacidad de generación de energía eléctrica que la de los estabilizados por rotación, e invariablemente se opta por ellos cuando los requisitos de potencia lo exigen. Con base en lo anterior, es razonable

preguntarse por qué todavía se usan los satélites estabilizados por giro; además de que son los más pequeños y baratos del momento, hay varias razones para hacerlo en algunos otros casos, como a continuación se describe.

La disponibilidad de contar con más energía eléctrica en un satélite de estabilización triaxial es muy atractiva, pero hay ciertas desventajas que complican su diseño. Por un lado, existe el grave riesgo de que poco después de colocar al satélite en órbita, sus paneles solares, no logren extenderse, o que no puedan ser reorientados por la falla de algún mecanismo. Aunado a esto, los diseños del subsistema de control térmico y la parte de inyección de combustible del subsistema de propulsión son más sencillos en un satélite estabilizado por giro que en uno de estabilización triaxial. En lo que se refiere a las baterías, las que más se utilizan en los satélites geoestacionarios de comunicaciones son de níquel-hidrógeno, que poseen importantes ventajas de operación y durabilidad sobre las anteriores.

#### ***4.3.1.1. Radiación Solar Utilizable***

El flujo de potencia de la radiación que recibe la Tierra del Sol antes de atravesar la atmósfera tiene un valor medio de  $1370 \text{ W/m}^2$ , concentrada principalmente en longitudes de onda de  $0.3$  a  $1.4 \mu\text{m}$ . No obstante, como la órbita de la Tierra alrededor del Sol (eclíptica) tiene excentricidad, dicho flujo varía ( $\pm 3.4\%$ ), siendo máximo, por la menor distancia al astro, durante el perihelio, unas dos semanas después del solsticio de Diciembre.

CONCEPTO	SOLSTICIO DE JUNIO	EQUINOCCIO DE SEPTIEMBRE	ECLIPSE
Repetidores	2525	2525	2488
Control de actitud	55	55	55
Telemetría y telemando	58	58	58
Térmico	270	325	215
Electrónica del sistema de energía	65	75	45
Carga de baterías	35	340	- - -
Total de carga en watts	3008	3378	2857

**Tabla4.5 Ejemplo de requisitos de energía (watts)**

### **4.3.1.2. Eclipses**

Ocurren eclipses cuando la Tierra o la Luna obstruyen la radiación solar hacia un satélite de comunicación. Los efectos inmediatos más notables de los eclipses, claramente detectables mediante el subsistema de telemetría, son:

- La falta de energía directa del Sol para alimentar todos los circuitos eléctricos, que debe suplirse por la almacenada en las baterías. Durante cada eclipse, acorde con el diseño de cada satélite, la descarga de las baterías no debe exceder una proporción determinada de su carga máxima.
- La generación de un choque térmico, debido al enfriamiento rápido de las superficies exteriores, exponiendo al subsistema térmico a una de sus condiciones extremas, lo cual causa cambios de la actitud del satélite por la torsión de paneles solares y alteración transitoria de las características de diversos dispositivos, como los sensores de Tierra, lo que dificulta las operaciones orbitales.
- Imposibilidad de utilizar los sensores de Sol, lo que dificulta o impide las operaciones que tienen a dicho astro como referencia.

Además de los inmediatos, los eclipses tienen efectos a mayor plazo, por lo menos en las baterías del satélite, ya que las cargas y descargas de éstas determinan en buena medida su degradación.

La importancia de los efectos de los eclipses depende de su frecuencia, de su duración y de su profundidad o extensión, ya que en cada ocasión la obstrucción a la radiación solar puede ser solo parcial o total más una parte parcial, ambas de diversa duración.

La Figura 4.29 muestra la geometría de un eclipse total o parcial cuando la obstrucción de la radiación solar es causada por la Tierra.

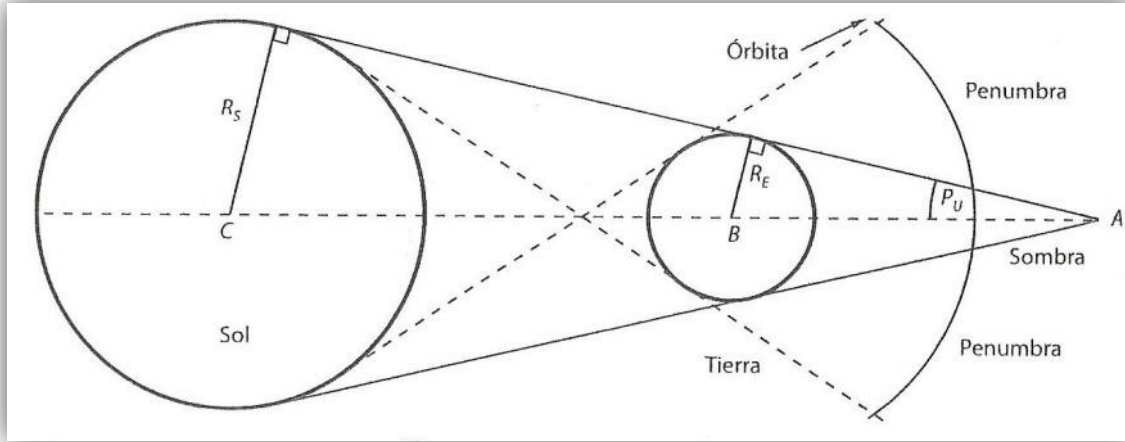


Figura 4.29 Sombra y penumbra producida por la Tierra a un satélite.

El eclipse es total cuando un satélite se encuentra en la sombra, parcial cuando se encuentra en la penumbra, y anular cuando se encuentra en la extensión del cono de líneas sólidas o cono de sombra, más lejos del punto A conocido como *ápice*. El ángulo y la longitud del cono de sombra  $d_c$  se pueden determinar por medio de

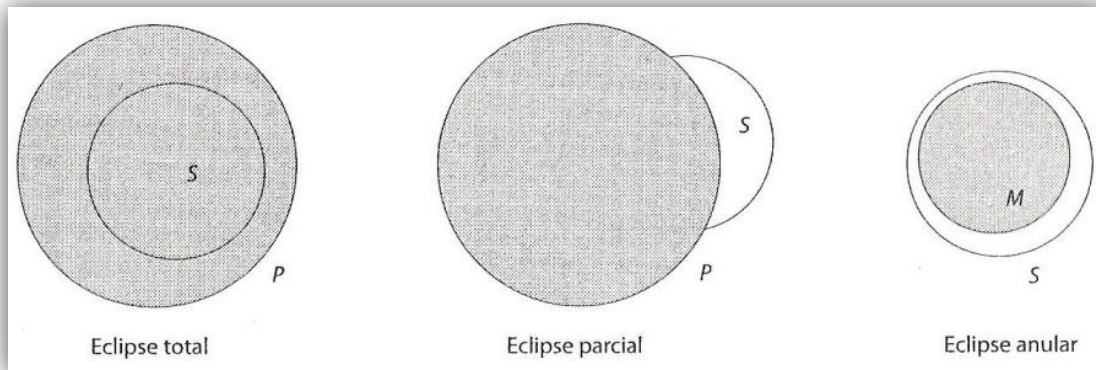
$$\text{Seno } \rho_u = \frac{R_S - R_E}{d_s} = \frac{R_E}{d_c} \quad \text{Ec. 4.6}$$

$$d_c = \frac{R_E}{R_S - R_E} d_s \quad \text{Ec. 4.7}$$

Donde  $\rho_u$  es la mitad del ángulo subtendido por la Tierra y el Sol desde el ápice, cuyo valor medio es  $0.264^\circ$ ,

- $R_S$  =  $695.99 \times 10^3$  km es el radio del Sol (fotosfera),
- $R_E$  = 6378.14 km es el radio de la Tierra (ecuatorial),
- $d_s$  =  $149.59787 \times 10^6$  km  $\pm$  1.67% es la distancia de la Tierra al Sol, cuyo valor medio se conoce como *unidad astronómica* (AU).

De la Ecuación 4.7 se obtiene para  $d_C$  el valor medio de  $1.3836 \times 10^6$  km, indicando que la Tierra no puede producir eclipses anulares a ningún satélite comercial de comunicaciones, ya que ninguno tiene órbitas con distancias tan grandes al centro del planeta. Por otro lado, el radio de la Luna es solo de 1738 km y su distancia a la Tierra fluctúa entre  $363.3 \times 10^3$  km y  $405.5 \times 10^3$  km, mientras que la longitud media de su cono de sombra es aproximadamente  $374 \times 10^3$  km, por lo que la proyección del mismo después de su ápice abarca tanto a cualquier satélite de comunicación como a la Tierra, produciendo ocasionalmente eclipses anulares a todos ellos. La Figura 4.30 ilustra los tres tipos de eclipses mencionados anteriormente, pudiendo ocurrir el total y el parcial tanto por obstrucción de la Tierra como de la Luna.



**Figura 4.30 Tipos de eclipses que ocurren a satélites de comunicación causados por la Tierra o por la Luna**

**vistos desde éstos. P = Tierra o Luna, M = Luna, S = Sol.**

La duración máxima de un eclipse total ocurre cuando la línea virtual entre el Sol y la Tierra se encuentra en el plano de la órbita del satélite, siendo tal duración uno de los parámetros más útiles para determinar las características que deben tener sus baterías. De la geometría de la Figura 4.31, se puede determinar la duración máxima en la sombra y en la penumbra durante un eclipse.

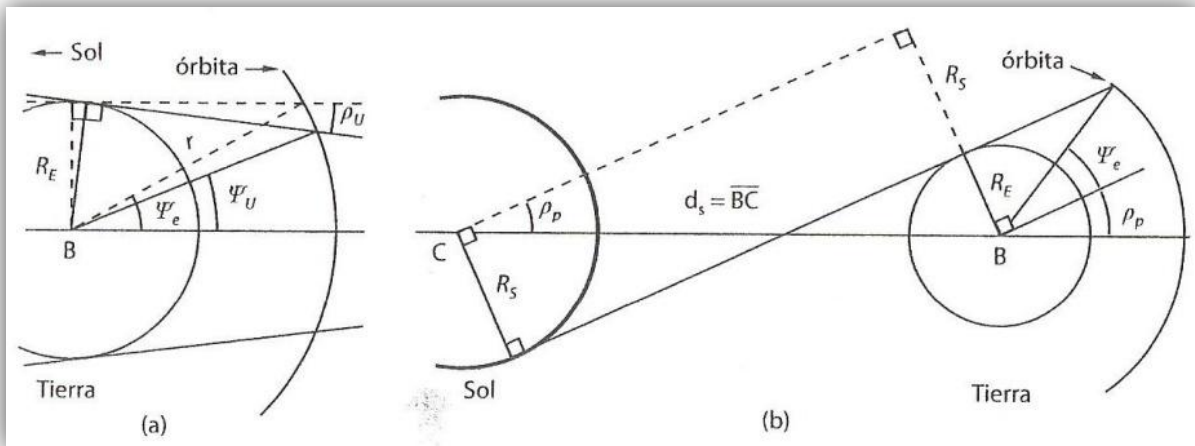


Figura 4.31 Ángulos de sombra y de penumbra de la Tierra sobre una órbita.

Si el Sol tuviera un radio igual al de la Tierra, la zona de sombra total producida por ésta sería cilíndrica y no cónica, y la mitad del ángulo de eclipse sobre una órbita circular en las condiciones supuestas sería, de acuerdo con las líneas punteadas de la figura 4.31(a).

La Tabla 4.6 muestra las duraciones máximas de eclipses para diversas órbitas circulares en función de su altura  $H$  sobre la superficie terrestre.

Altura $H$ km	Periodo $P$ Minutos	$T_U$ Minutos	$T_{P+U}$ Minutos
500	94.6	35.6	35.9
800	100.9	35.0	35.3
1400	113.8	34.7	35.0
5000	201.3	37.8	38.4
10400	360.5	44.2	45.3
35786	1436.1	67.3	71.6

Tabla 4.6 Duración máxima de los eclipses.

En el caso de una órbita geoestacionaria dicho efecto aumenta la duración máxima del eclipse en solo 0.2 minutos y generalmente en otras órbitas puede despreciarse por ser menor y ocurrir en una o en pocas circunvoluciones. Otro efecto que puede despreciarse es la variación de la distancia de la Tierra al Sol que hace variar en menos de 2% los valores de  $\rho_U$  y  $\rho_P$ , por sí mismos pequeños.

Debido a que la eclíptica tiene una inclinación de  $23.43929^\circ$ , época 2000, respecto del plano ecuatorial (conocida como *oblicuidad de la eclíptica*), la declinación del Sol en coordenadas inerciales oscila entre el valor positivo y el negativo de la misma, haciendo que en la órbita geoestacionaria los eclipses causados por la Tierra se presenten diariamente solo en dos épocas del año antes, durante y después de los equinoccios, que es cuando el Sol tiene declinación mínima en coordenadas geocéntricas inerciales.

La duración máxima ocurre justamente en la fecha de los equinoccios de marzo y de septiembre, y disminuye progresivamente en fechas anteriores y posteriores hasta reducirse a cero aproximadamente 20 días antes y después de dicho máximo.

El tiempo central de cada eclipse ocurre a la media noche del día solar verdadero del sitio que corresponde al punto subsatelital. Sin perder exactitud en los resultados puede suponerse que el Sol gira alrededor de la Tierra con las mismas características que la órbita de ésta (eclíptica).

Por ende, el centro del eclipse de máxima duración a un satélite en órbita geoestacionaria se puede definir como el momento en el cual las declinaciones del Sol y del satélite son cero, y la ascensión recta del Sol tiene una diferencia de  $180^\circ$  con la del satélite. En forma simbólica, al aplicarla a cualquier órbita, la condición de dicho centro del lapso de un eclipse máximo es, en coordenadas inerciales:

$$\delta_{SAT} = -\delta_{SOL} \quad \text{y} \quad \alpha_{SAT} = \alpha_{SOL} + 180^\circ \quad \text{Ec. 4.8}$$

Para eclipses de duración menor que la máxima, a la condición representada por las igualdades anteriores se les debe agregar una tolerancia, que además en cualquier caso debe incluirse con un valor de cuando menos el error angular posible en los cálculos de las órbitas. La Ecuación 4.8 puede resolverse para predecir el tiempo en el cual se cumplen las condiciones mencionadas. Una forma aproximada de calcular los valores de la ascensión recta  $\alpha_S = \alpha_{SOL}$  y de la declinación del Sol  $\delta_S = \delta_{SOL}$  en coordenadas geocéntricas (con aproximación de  $0.01^\circ$ ) se basa en las siguientes ecuaciones

$$M = 357.528^\circ + 0.9856003^\circ d_h, \text{ módulo } 360$$

$$\varepsilon \cong 23.4393^\circ - 3.56^\circ \times 10^{-7} d_h$$

$$L_S = 280.46^\circ + 0.9856474^\circ d_h + 1.9149^\circ \sin M + 0.02^\circ \sin 2M$$

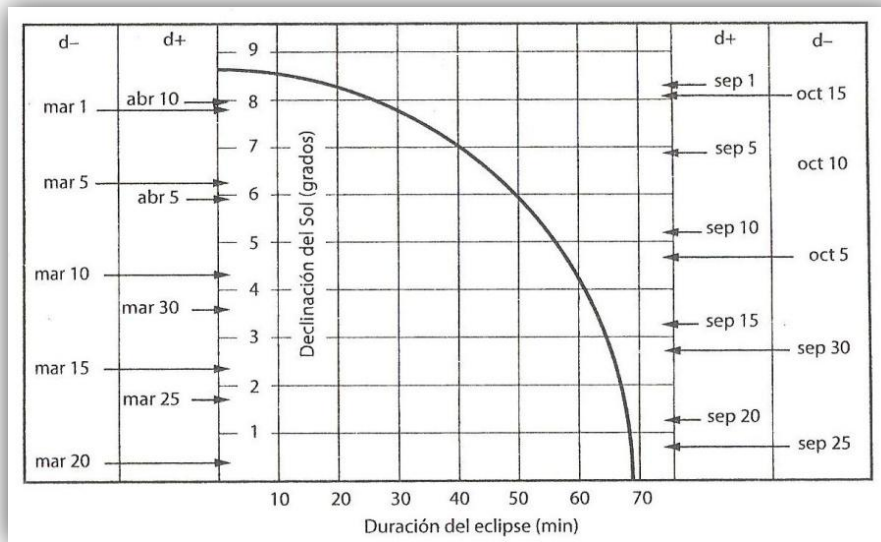
$$\sin \delta_S = \sin L_S \sin \varepsilon, \quad \tan \alpha_S = \frac{\sin L_S \cos \varepsilon}{\cos L_S} \quad \text{Ec.4.9}$$

Donde  $M$  es la anomalía media de la eclíptica,  
 $d_h = d_U + UT/24$  son los días posteriores a la época 2000 (día juliano 2 451 545) más la parte proporcional de un día así como de la hora UT del día en la fecha,  
 $\varepsilon$  es la oblicuidad de la eclíptica, y  
 $L_S$  es la anomalía verdadera más el argumento del perihelio.

La poca precisión de la eclíptica que proporcionan las Ecuaciones 4.9 corresponde a un posible error de tiempo de 14.6 minutos en la predicción de una posición del Sol, que es relativamente grande. Afortunadamente, la precisión en la predicción del tiempo central de un eclipse depende principalmente de la precisión con que se conozca la posición del satélite y de la rapidez con que éste cruce el ángulo de posible error de la posición del Sol.

La Figura 4.32 muestra la duración de los eclipses con sombra total causados por la Tierra a un satélite geoestacionario y la declinación correspondiente del Sol en diversas fechas alrededor de los equinoccios.



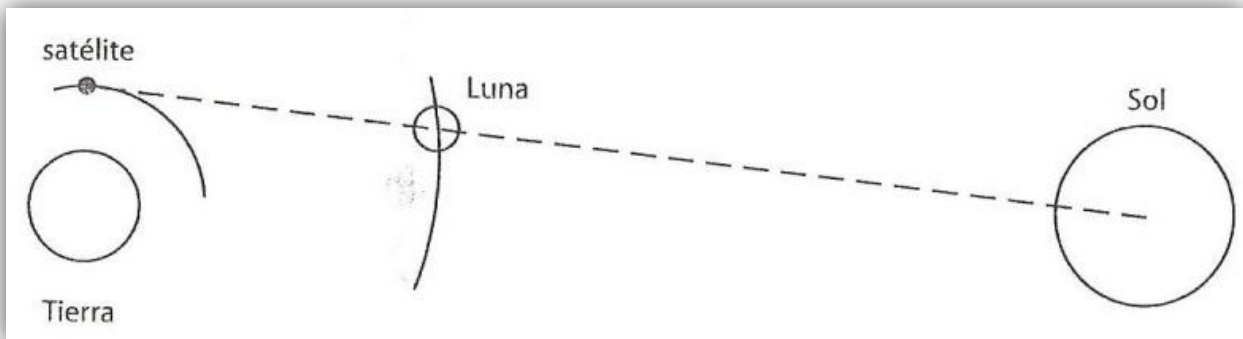


**Figura 4.32 Duración de los eclipses en la órbita geoestacionaria y declinación correspondiente del Sol, en fechas específicas. d+ = declinación positiva; d- = declinación negativa.**

Es necesario conocer también las características de las obstrucciones del Sol causadas por la Luna a un satélite artificial. En este caso los eclipses totales son excepcionales debido al pequeño ángulo de obstrucción que presenta la Luna, tanto por sus dimensiones como la distancia a la que se encuentra de un satélite de comunicaciones, y en cualquier caso tiende a ser muy breve el tiempo durante el cual la obstrucción al Sol excede de 90% del ángulo sólido que éste presenta. Sin embargo, la duración total de estos eclipses, incluyendo la penumbra, puede ser muy prolongada, debido a que la Luna, vista desde un satélite, tiene poca velocidad angular respecto de la dirección relativa del Sol.

En cada ocasión, el arco angular de obstrucción que presenta la Luna a un satélite depende de la distancia entre ellos y tiene una mayor proporción de variación en una órbita geoestacionaria, en la cual se encuentra entre 0.445 y 0.620°, que es desde un poco menor hasta un poco mayor que el que ocupa el propio Sol, mientras que en los eclipses causados por la Tierra la obstrucción máxima que presenta ésta es desde 17° hasta más de 100°, según la altitud de la órbita del satélite.

No obstante, no es difícil expresar matemáticamente las condiciones geométricas para que ocurra éste fenómeno, que consisten en que la Luna se encuentre en una parte intermedia de la línea recta virtual entre el Sol y el satélite, es decir, usando un sistema de coordenadas con origen en el satélite, tanto el Sol como la Luna tendrán la misma dirección en el momento central de un eclipse de duración máxima, como muestra la Figura 4.33.



**Figura 4.33 Condiciones geométricas para que la Luna obstruya la radiación solar hacia un satélite de la Tierra.**

En el caso de los satélites geoestacionarios, la duración de un eclipse parcial causado por la Luna varía entre pocos minutos y más de dos horas, con un valor medio de unos 40 minutos. Puede ocurrir una considerable descarga de las baterías y una importante disminución de la temperatura de algunos de los componentes de la nave si una obstrucción completa o casi completa del Sol por la Luna ocurre justamente antes o después de un eclipse causado por la Tierra, acentuando las condiciones causadas por éste, por lo que el efecto de los dos fenómenos en secuencia inmediata, aunque ocurre con poca frecuencia, debe considerarse para el diseño del satélite. Dicha situación solo puede presentarse cuando la Luna, cuya órbita tiene una inclinación de 5.2 grados respecto de la eclíptica, cruce o se encuentre muy cerca del plano ecuatorial y que ello ocurra en la época de los equinoccios.

Deben preverse las consecuencias para la batería y para la operación de los transpondedores. No es conveniente, por su costo, contar en un satélite con un margen excesivo de capacidad de energía en las celdas solares y en las baterías, que permitiría atender fácilmente la secuencia inmediata de las dos obstrucciones del Sol mencionadas (por la Luna y por la Tierra). Los sistemas en los que deben tomarse en cuenta con mayor cuidado las precauciones correspondientes son aquellos en los que cada uno de sus transpondedores en servicio debe operar a saturación sin interrupción, especialmente en los que se haya previsto en su planeación que al final de su vida útil la energía eléctrica disponible no permita la operación simultánea de todos los que se encuentren en condiciones de operar.

Se debe recordar también que la demanda de energía se acentúa durante cualquier eclipse debido a la necesidad de activar calefactores para proteger partes sensibles al enfriamiento. Sin embargo, la posible necesidad de tener que reducir el consumo de energía eléctrica desactivando alguno o algunos transpondedores por algunos minutos puede no ser tan perjudicial, ya que en la coincidencia de que un eclipse causado por la Luna ocurra inmediatamente antes o después de uno causado por la Tierra se presentaría cerca de la media noche de la zona del punto subsatelital, que es cuando tales medidas pueden ser menos perjudiciales. El número de obstrucciones lunares parciales y totales por año para una determinada posición orbital geoestacionaria varía entre cero y cuatro, con un valor medio de hasta tres. Por ejemplo, en un caso típico, un satélite geoestacionario sufriría en 11 años 33 eclipses causados por la Luna, 15 de los cuales excederán 50% de obstrucción, dos de ellos casi totales con duración de 15 minutos en exceso de 80% de obstrucción.

### ***4.3.2. Subsistema de Control Térmico***

Las diversas partes del satélite requieren rangos distintos de temperatura para operar eficientemente, y es necesario mantener un balance o equilibrio térmico del conjunto para que dichos rangos se conserven. Uno de los factores que intervienen en el equilibrio en cuestión es el calor generado constantemente por el satélite en su interior, cuya principal contribución proviene de los amplificadores de potencia.

La energía proveniente de la Tierra la integran dos tipos de radiación: la propia de ella y la del Sol reflejada por su superficie. La suma del calor generado internamente por el satélite más el producido por la absorción de energía del Sol y de la Tierra, menos el radiado por el satélite hacia el exterior, se debe mantener lo más constante posible, con pocas variaciones, de tal modo que el satélite funcione íntegra y correctamente. El control de éste balance térmico es también muy importante cuando ocurre un eclipse, pues el satélite se enfría bruscamente al quedar en la oscuridad, y cuando está de nuevo expuesto a los rayos del Sol sufre otro cambio brusco de temperatura.

Con el fin de mantener lo mejor posible el equilibrio térmico, los especialistas en el diseño de satélites tienen a su alcance gran variedad de materiales que utilizan para proteger cada una de las partes del aparato. Por ejemplo, las caras norte y sur de los satélites triaxiales van cubiertas con un reflector óptico de cuarzo, semejante a un gran espejo, que rechaza el calor del exterior y al mismo tiempo lo transfiere del interior al vacío (Figura 4.34); los dispositivos electrónicos que generan más calor, como los amplificadores de potencia, se colocan junto a él, en el interior. Éstos espejos actúan como filtros, ya que reflejan las radiaciones de luz visible y ultravioleta provenientes del Sol y permiten el paso de la radiación infrarroja de los aparatos electrónicos hacia el espacio.

Por otra parte, tanto ciertos módulos internos como el subsistema de antenas que van en el exterior, son cubiertos con algún tipo de material aislante que los protege del calor o de los cambios bruscos de temperatura. Hay una gran variedad de cobertores, de diferentes colores y materiales, entre ellos están kaptón, kevlar, mylar, dracón y otros, que le dan a los satélites una apariencia extraña una vez que están debidamente protegidos.

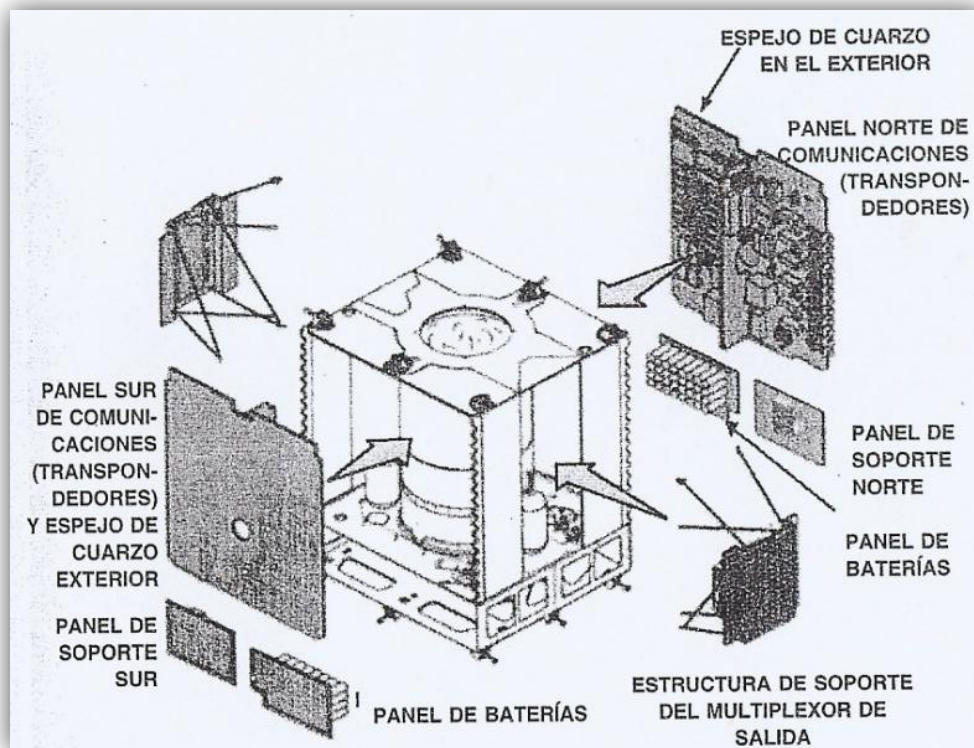


Figura 4.34 Detalle que muestra la integración del cuerpo principal del satélite triaxial.

### ***4.3.3. Subsistema de Posicionamiento y Orientación***

El objetivo de un satélite de comunicaciones es recibir señales radioeléctricas desde alguna parte de la Tierra y retransmitirlas hacia otra a través de su subsistema de antenas direccionales, que por supuesto deben estar permanentemente orientadas hacia la zona geográfica de servicio. Para que tal situación se logre, es necesario mantener estable la orientación de la estructura del satélite con respecto a la superficie de la Tierra, lo cual se obtiene mediante las técnicas de estabilización por giro o de estabilización triaxial.

Con la técnica de estabilización por giro, una parte del satélite, o en algunos casos toda su estructura, gira para conservar el equilibrio del conjunto, al mismo tiempo que las antenas permanecen orientadas hacia la Tierra. Hoy en día sólo una parte del cuerpo del satélite gira mientras que el resto de la estructura, que incluye a las antenas, se mantiene fijo; la unión entre la sección que gira y la que no gira es un mecanismo de rodamiento y de transferencia de energía eléctrica con muy poca fricción. El satélite, al girar sobre su eje, se vuelve menos vulnerable a las fuerzas perturbadoras. Los satélites con estabilización triaxial no giran, y aparentemente permanecen estáticos con sus largos paneles solares extendidos en el vacío y sus antenas apuntando hacia la Tierra.

Independientemente del tipo de estabilización que se use, las fuerzas perturbadoras en el espacio no dejan de provocar cambios en la posición del satélite sobre su órbita y en su orientación con respecto a la superficie de la Tierra. Por lo tanto, es preciso poder determinar, de alguna manera y en todo momento, dónde está el satélite y cuál es la orientación exacta de su cuerpo.

Para conocer la posición se requiere medir la distancia a la que se encuentra y en qué dirección o ángulo con relación a algún punto de referencia sobre la Tierra (el centro de control).

La distancia se mide transmitiendo una señal piloto hacia el satélite, que éste retransmite después, y la diferencia que se detecta en el centro de control entre las fases de la señal transmitida y la recibida, junto con el tiempo de retraso es un indicador de lo lejos que se encuentra el aparato. La medición del ángulo o la dirección en la que se halla se puede hacer por interferometría, empleando dos estaciones separadas por cierta distancia y comparando las señales piloto recibidas por cada una de ellas.

La técnica de máxima recepción es otra alternativa para medir el ángulo, y tiene la ventaja de que sólo requiere una estación terrestre y no dos; opera bajo el principio de orientar la antena hacia el satélite e ir la moviendo poco a poco hasta que se detecte el nivel máximo de radiación. Cuando se obtiene la posición de máxima recepción se considera que la antena de la estación terrena está perfectamente orientada hacia el satélite, y por lo tanto se puede conocer la dirección o ángulo en que éste se encuentra. Sin embargo, el uso de dos estaciones e interferometría permite calcular la posición del satélite con mayor precisión.

Por lo que se refiere a la determinación de la orientación del cuerpo del satélite con relación a la superficie terrestre, se puede utilizar para ello una variedad de sensores, de los cuales los más comunes son los de Sol, de Tierra y de radiofrecuencia (RF).

Los sensores solares son dispositivos fotovoltaicos en los que se produce una corriente eléctrica cuya magnitud depende de la dirección de la radiación solar sobre ellos. Por lo tanto, si de alguna forma se conoce la cantidad de corriente generada, es posible relacionarla con la dirección en la que se encuentra el Sol; es decir, se mide un ángulo entre la dirección en la que se halla el Sol y uno de los ejes del cuerpo del satélite. Estos sensores son particularmente útiles durante la colocación del satélite en órbita, ya que durante una parte de la misión no es posible usar a la Tierra como referencia.

Por su parte, los sensores de Tierra miden la radiación infrarroja emitida por el planeta, utilizando para ello un dispositivo sensible al calor, como un bolómetro o una termopila.

La cantidad de calor que reciben éstos dispositivos depende de su orientación con relación a la superficie de la Tierra, y si el satélite cambia su orientación, los sensores van detectando esas variaciones; cuando los sensores están “observando” los bordes del horizonte terrestre, es decir, el contorno del planeta, se da un cambio muy brusco, pues el espacio que lo rodea se comporta como un medio sumamente frío en el infrarrojo y el nivel del calor detectado tiende a cero.

El diseño de los sensores es más sencillo para los satélites estabilizados por giro, pero se complica para los satélites triaxiales, ya que éstos no se mueven regularmente con relación a la Tierra, y sus sensores tienen que hacer su propio barrido.

Otro tipo de control es el nuevo método que utiliza sensores de radiofrecuencia (RF) que detectan y miden las características de radiofaros o señales radioeléctricas transmitidas desde una estación terrena; los sensores determinan con gran precisión la diferencia angular que hay entre el eje principal de radiación de la antena del satélite y la línea o trayectoria de las ondas de radio del radiofaro o haz piloto.

El procedimiento de corrección de la posición y orientación del satélite se basa en comparar los resultados de las mediciones de los sensores, sin embargo, una buena parte del procesamiento y generación de acciones correctivas se lleva a cabo por una computadora a bordo.

Entre otros tipos de actuadores, hay bobinas que generan un momento magnético mediante una corriente eléctrica cuando ésta interactúa con el campo magnético de la Tierra, produciéndose así el par deseado de corrección. Los que proporcionan niveles importantes en la magnitud de los pares necesarios de corrección (para correcciones grandes) o descarga de los volantes estabilizadores, son los propulsores.



#### **4.3.3.1. Sistema de Control de Orientación y de la Órbita**

En la fase de operación, una función esencial es conservar el apuntamiento de las antenas del satélite hacia su zona de cobertura. En los satélites geoestacionarios comerciales se puede conservar la precisión del apuntamiento hacia la cobertura dentro de un valor de desviación de  $\pm 0.1^\circ$  o  $\pm 0.05^\circ$ , y aun menor, respecto de movimientos sobre los dos ejes más importantes para la comunicación, que son los de balanceo y de cabeceo.

Por otro lado, el control de la órbita en los satélites geoestacionarios evita que se desplacen de su posición orbital nominal, con tolerancia usualmente también dentro de  $\pm 0.1^\circ$  o  $\pm 0.05^\circ$ , ya que de ocurrir reduciría perceptiblemente la señal recibida por las estaciones terrenas de alta directividad que no cuenten con sistemas de seguimiento.

Para el control de orientación se emplean tres métodos específicos que se complementan y no son excluyentes uno de los otros:

- La estabilización de la plataforma;
- El control autónomo del propio satélite; y
- Las operaciones correctivas periódicas por medio de mandos transmitidos desde el centro de control.

#### **4.3.3.2. Control de Orientación**

La llamada estabilización activa de un satélite geoestacionario opone resistencia en algunas direcciones a los momentos de giro provenientes de fuerzas externas. En los sistemas geoestacionarios el gradiente de la gravedad es muy pequeño, por lo que no resulta útil para la estabilización.

La estabilización activa origina dos categorías de satélites: los estabilizados por rotación y los estabilizados en tres ejes. Esta diferenciación convencional no es muy correcta y puede confundir, puesto que en ambos casos el elemento básico para la estabilización es una masa giratoria, en el primero más ostensible, por que giran partes

externas del satélite, mientras que el segundo se encuentra en el interior de la plataforma. En ambos casos se opone resistencia a las fuerzas de giro externas por medio del efecto giroscópico.

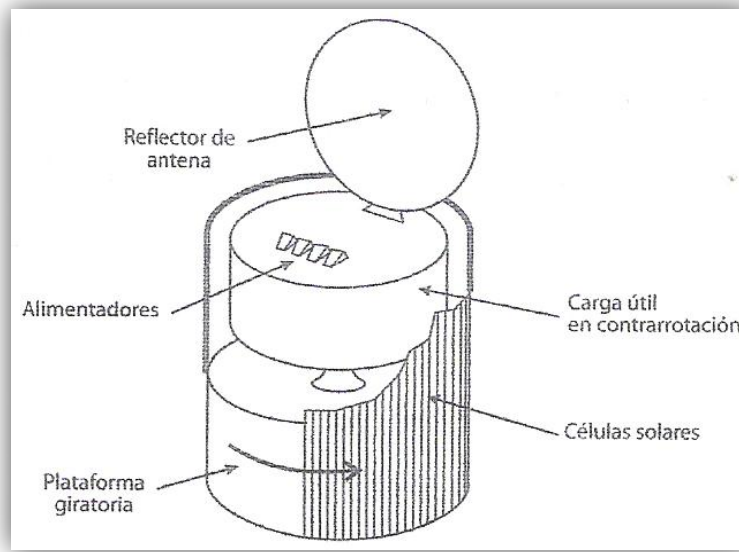
Los sensores detectan cambios en la orientación de las antenas, un procesador determina acciones correctivas mediante señales de mando enviadas a los dispositivos que aplican fuerzas de giro sobre la plataforma y los sensores detectan la corrección, cesando el envío de nuevas señales al procesador.

### ***4.3.3.3. Estabilización de la Plataforma***

Como ejemplo de la llamada estabilización por rotación puede mencionarse que los satélites Intelsat I y II giraban en su totalidad sobre el eje de máximo momento de inercia, siendo de forma cilíndrica con poca altura relativa a su diámetro, lo que los hacía incondicionalmente estables. Gracias al momento de giro adquirido por rotación simple, que puede ser de orden de una revolución por segundo, el satélite opone resistencia o rigidez giroscópica a las perturbaciones. Desgraciadamente, este diseño implica el uso de antenas con diagrama de radiación toroidal, que desperdician en direcciones fuera de la Tierra más de 96% de la energía emitida.

En el satélite de Intelsat III se empleó una antena con reflector parabólico que permitía aprovechar en dirección de la tierra casi toda la energía radiada mediante un mecanismo de contrarrotación que hacía que la antena tuviera una orientación fija mientras giraba el resto del satélite.

En los satélites Intelsat IV y IVA se presentó por primera vez el uso de la estabilización por doble rotación con todas sus ventajas y desventajas, al hacer que la totalidad de la carga útil conservara una orientación fija por contrarrotación, no solo la antena. Dicha configuración surgió de la necesidad de utilizar diversas antenas en un mismo satélite, que solo pueden ser alimentadas eficientemente por los amplificadores de potencia cuando se conectan entre sí por vías directas independientes. En esa forma se logró libertad para diseñar cargas útiles más complejas, con bandas y coberturas múltiples.



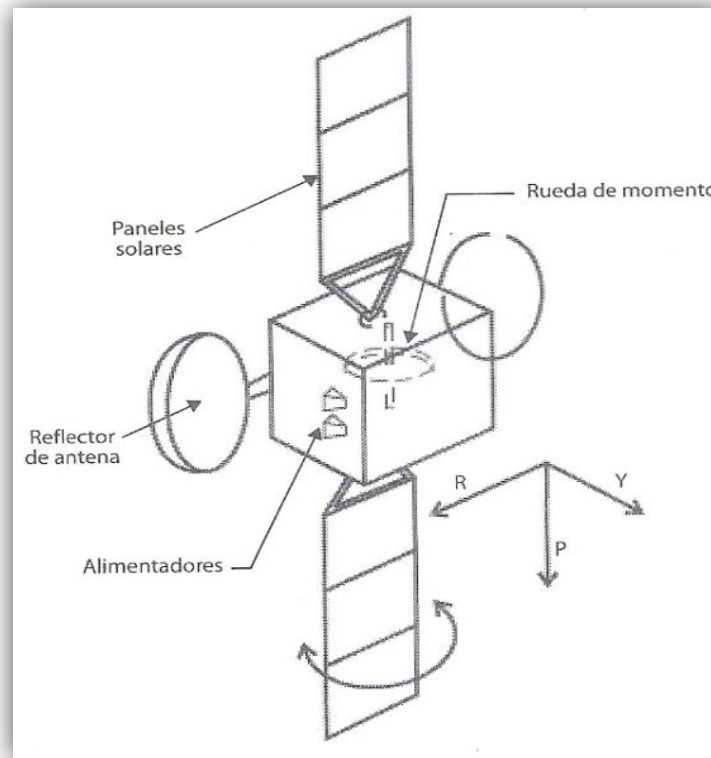
**Figura 4.35 Arreglo de la carga útil y la plataforma de un satélite de doble rotación.**

A pesar de sus ventajas, esta técnica tiene la inconveniencia de que el satélite no es incondicionalmente estable y puede tender a la precesión (movimiento cónico de su eje de giro con un periodo mayor que el de rotación) debido a que el eje de rotación corresponde al mínimo momento de inercia, movimiento que en caso de quedar fuera de control puede aumentar hasta que el satélite quede girando sobre su eje de máximo momento de inercia, a  $90^\circ$  del previsto.

Debe notarse que incluso en los satélites llamados de estabilización en tres ejes generalmente son estabilizados, después de su inyección en la órbita de transferencia y antes de su ubicación en la geoestacionaria, por medio de la rotación solidaria de todas sus partes, para evitar los efectos de cualquier desalineación entre el impulso del motor de apogeo y el eje principal del satélite.

Como la plataforma no requiere rotar sobre sí misma en la órbita final, el satélite puede adoptar cualquier forma conveniente, usualmente rectangular. Los paneles solares quedan expuestos constantemente al sol en toda la superficie de sus caras, orientándose continuamente mediante un mecanismo para captar la mayor cantidad de energía en todo momento. Con éste diseño se puede aumentar la capacidad primaria

de energía aumentando el número de paneles casi sin aumentar las dimensiones para lanzamiento. Esta técnica permite también la ubicación de antenas de radiadores primarios sin reflector en la cara dirigida hacia la Tierra y reflectores de antena a los lados Este y Oeste de la estructura como los mostrados en la misma Figura 4.36.



**Figura 4.36 Esquema de un satélite estabilizado en tres ejes.**

**Las fichas rectas de dirección son paralelas a, o coinciden con: (P) eje de cabeceo perpendicular al plano de la órbita. (R) eje de balanceo tangente a la órbita, (Y) eje de guiñada, en dirección del centro de la Tierra.**

Entre las diferencias de los dos métodos de estabilización por rigidez giroscópica puede mencionarse que la masa seca del satélite es generalmente menor en los satélites estabilizados en tres ejes cuando se calcula un consumo mayor que 800 watts de energía eléctrica primaria. Ello contribuye a que para los satélites geoestacionarios de comunicaciones actualmente se prefiera el diseño con rueda de movimiento interna, ya que generalmente se utilizan potencias mayores a la señalada.

#### ***4.3.3.4. Procesador de Control***

El procesador de control de actitud autónomo debe admitir una diversidad de parámetros de entrada provenientes de los sensores, comunicarse con otros subsistemas y enviar señales de control a los actuadores, como mostró el ejemplo simplificado de la Figura 4.36 para un satélite estabilizado en tres ejes.

El procesador, que debe contar con redundancia, recibe la información necesaria del subsistema de telemetría y telemando. Sus programas de operación pueden ser contenidos en memorias permanentes de solo lectura o cargarse y poderse modificar desde el centro de control, siendo en general esta última la alternativa más conveniente.

#### ***4.3.3.5. Perturbaciones de Orientación en la Órbita Final***

La mayor perturbación proviene de la radiación solar, que ejerce continuamente sobre el satélite una presión ( $4570 \times 10^{-9} \text{ N/m}^2$ ), la cual, si no produce fuerzas con una resultante que coincida exactamente con el centro de su masa, le aplica un momento de rotación.

En el caso de un satélite estabilizado triaxialmente dicha presión es de valor casi constante sobre los paneles solares, debido a que giran continuamente sobre su eje longitudinal para mantener una orientación que les permita captar la máxima energía del astro, presentando a la radiación la mayor superficie posible, la cual causa su flexión, como indica la Figura 4.37.

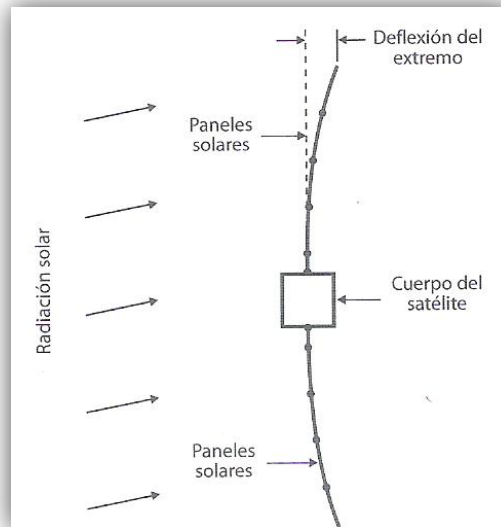


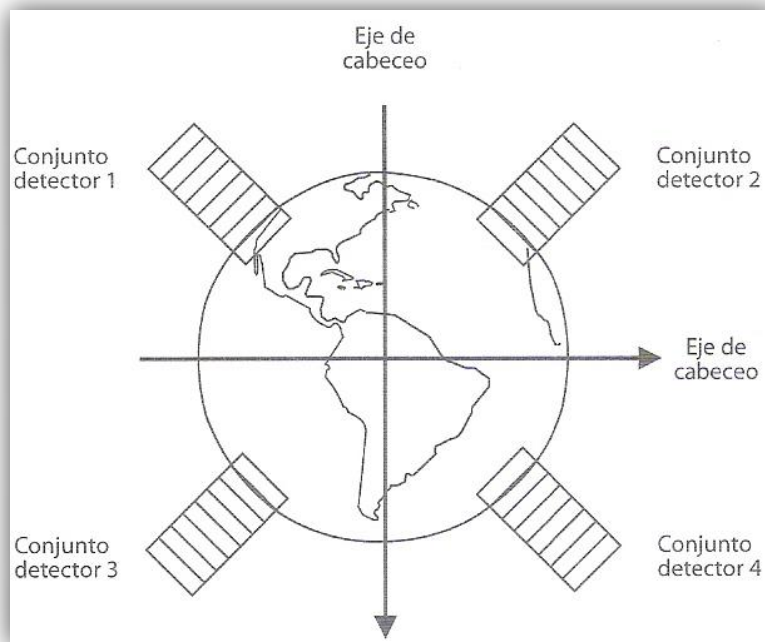
Figura 4.37 Deformación de los paneles solares (exagerada).

#### 4.3.3.6. Sensores de Orientación

Se utilizan sensores para detectar las desviaciones de la orientación de un satélite respecto de direcciones de referencia. Comúnmente se pueden usar dos o más de cinco sensores para satélites geoestacionarios: de Tierra, de Sol, de estrellas, de radiofrecuencia y de inercia.

Los sensores más empleados son los de tierra, que detectan la radiación infrarroja del planeta. Por ejemplo, en un satélite geoestacionario de doble rotación se puede emplear dos sensores de Tierra de muy estrecho campo de detección, sujetos directamente a la plataforma giratoria, y apuntados con ángulos simétricos de menos de  $8^\circ$  respecto de un plano perpendicular a su eje de rotación, de tal forma que en cada rotación de la plataforma describan trayectorias de apuntamiento, una sobre el hemisferio norte de la Tierra y la otra sobre el hemisferio Sur.

Existen otras variantes de estos sensores, incluyendo los denominados estáticos, que no tienen partes móviles ni utilizan rastreo y se emplean en los satélites triaxiales cuando ya se encuentran en órbita geostacionaria, consistiendo esencialmente en una lente que proyecta la radiación infrarroja de la Tierra sobre 4 conjuntos de celdas fotoeléctricas colocados radialmente respecto del centro del sensor, como se ilustra en la Figura 4.38.



**Figura 4.38 Ejemplo de campo de captación de un sensor de Tierra estático.**

Aunque el radio ecuatorial de la Tierra es de 6378.14 Km, para los sensores de la Tierra aparenta ser de 6408 Km, por lo que se calibran para tomar dicho efecto. Debido a variaciones de la atmósfera y a factores inherentes a los propios sensores de infrarrojos, la precisión máxima que puede esperarse de ellos es de  $0.05^\circ$  y producen errores ocasionales mayores por alineación con radiaciones de la luna y del sol, que en cierta medida pueden ser compensados por el control de actitud autónomo en la programación de los algoritmos del procesador de control.

Otra referencia en el espacio es el Sol, es conveniente y fácil de detectar y muy utilizado para localizar el ángulo de guiñada, aunque a veces no es posible cuando

queda alineado con el satélite y la Tierra. Una diferencia importante de los requisitos de los sensores del Sol es que cambia constantemente de dirección. Por lo que los sensores del Sol deben permitir la localización del astro en un amplio intervalo de direcciones, en muchos casos, dichos sensores cuentan con dos ranuras largas a ángulos diferentes, cada una de las cuales deja pasar la radiación del Sol dentro de su campo de visión en forma de abanico con ángulos, por ejemplo, de 3 o por hasta 90° o más.

Por otro lado, existen sensores de estrellas, los cuales, aunque pueden proporcionar direcciones de referencia con bastante precisión, no son tan utilizados debido a su complejidad.

Un método más preciso para detectar los cambios de orientación que emplean los sensores de la tierra consiste en la recepción, por medio de un dispositivo sensor de radiofrecuencia, de una señal de portadora piloto o radiobaliza transmitida desde una estación terrena de referencia. La precisión máxima que puede obtenerse con estos sensores es de aproximadamente 0.01°. Este método es el mismo empleado en las estaciones terrenas grandes para el seguimiento de un satélite.

Los sensores internos o giroscópicos no utilizan referencias externas, sino que detectan cambios relativos de la orientación. La precisión máxima de este tipo de sensores es de aproximadamente 0.01°/hora.

### ***4.3.3.7. Dispositivos de Corrección***

Los dispositivos de corrección de actitud o actuadores almacenan temporalmente momentos de rotación perturbadores o los descargan de la estación espacial, según su tipo.

Los satélites de rotación doble solo cuentan con 2 tipos de actuadores: la plataforma giratoria, que puede almacenar momentos perturbadores de rotación alrededor del eje de cabeceo, para lo cual aceleran su propia velocidad de rotación en la misma



dirección, y los impulsores, que tienen capacidad para descargar de momentos en los tres ejes, pero que actúan en forma relativamente brusca.

Los satélites triaxiales pueden ser diseñados para almacenar momentos en todos los ejes, y pueden tener cuando menos dos actuadores por descarga de momento en una plataforma.

Uno de los actuadores por inercia es la rueda de momento, empleada en el interior de los satélites estabilizados en tres ejes, a la que se le imprime una rotación continua de alta velocidad alrededor del eje de cabeceo.

El momento angular de estabilización, que permite oponer resistencia a los momentos externos sobre los otros dos ejes, es proporcional a su masa en anillo, al radio de ésta y a su velocidad angular. Aparte del motor principal para mantener y modificar su rotación alrededor del eje de cabeceo, la rueda de momento puede tener también mecanismos motorizados adicionales, con lo cual puede lograrse por un intervalo limitado a dos o más semanas el control total de orientación del satélite. También se cuenta con una rueda de momento redundante para aumentar la fiabilidad del satélite.

Otro medio para contribuir a controlar la actitud consiste en una bobina de alambre aislado fija a la estructura, alimentada por corriente continua, con posibilidad de alterar su polaridad, y cuyo campo produce un par magnético que reacciona con el débil campo de la Tierra. En este caso la acción correctiva es suave y la órbita geostacionaria puede tener dos periodos diarios, alrededor de la media noche y alrededor del medio día del punto subsatélite, cuya duración puede prolongarse en la época de los equinoccios.

#### **4.3.3.8. Control de la Órbita**

Los agentes perturbadores de la órbita geoestacionaria de un satélite causan la excentricidad de ésta, la inclinación de su plano y otros desplazamientos menores. Las técnicas de control de la órbita permiten limitar estas alteraciones a  $\pm 0.1$  o  $\pm 0.05^\circ$  tanto en la latitud como en longitud.

El efecto de la gravitación de la luna es el mayor y cambia con el tiempo, teniendo un ciclo de 18.6 años. Si no es corregido el efecto combinado de la Luna y el Sol ocasiona principalmente una inclinación del plano de la órbita a razón de 0.75 a 0.95° por año.

El solo efecto del mayor diámetro reduce la duración del periodo en cada vuelta alrededor de la Tierra, y la incompleta circularidad del ecuador y otras irregularidades de la distribución de la masa planetaria ocasionan un cambio adicional de velocidad, que depende de la posición original del satélite en longitud, cuyo valor puede estar entre 0 y 2 m/s en un año.

La presión de la radiación solar sobre la superficie del satélite tiene el efecto de desacelerar un satélite geoestacionario durante la mañana y acelerarlo durante la tarde, causando una excentricidad de la órbita. Que origina una oscilación de su posición en longitud.

Para corregir los efectos de todas las perturbaciones se realizan las maniobras periódicas de activación de los impulsores, que deben ser más frecuentes si se desea conservar la posición del satélite entre límites de tolerancia más estrechos.

Como ya se mencionó, para el control de la órbita los impulsores deben activarse en combinaciones que eviten en la mayor medida posible los cambios de actitud, es decir aplicando impulsos simultáneos que tengan una resultante aproximadamente sobre el centro de masa de la estación espacial.

Para conservar el satélite dentro de  $\pm 0.1^\circ$  de su posición, empleando impulsores basados en procesos químicos, el tiempo máximo entre correcciones en la dirección Norte-Sur es de cerca de 2 meses, y de dos a tres semanas en la dirección Este-Oeste, reduciéndose proporcionalmente para límites menores. Los cambios de velocidad que es necesario aplicar al satélite son de cerca de 50 m/s por año en la dirección Norte-Sur, y de 1 a 2 m/s por año en la dirección Este-Oeste.

En este caso, debido a que existe una ala de paneles Norte y una Sur, la mayoría de los elementos del subsistema, incluso la batería y su regulador de carga, pueden estar duplicados y proporcionar energía a distintos circuitos, con interconexiones que pueden ser activadas desde el centro de control, lo cual permite alimentar a cargas, seleccionadas en caso de una falla catastrófica.

Los limitadores, que no se muestran en forma separada, absorben la potencia excedente por sobre tensión y pueden estar ubicados directamente en los paneles, antes de los anillos deslizantes, para radiar el calor generalmente sin afectar la temperatura del cuerpo principal del satélite.

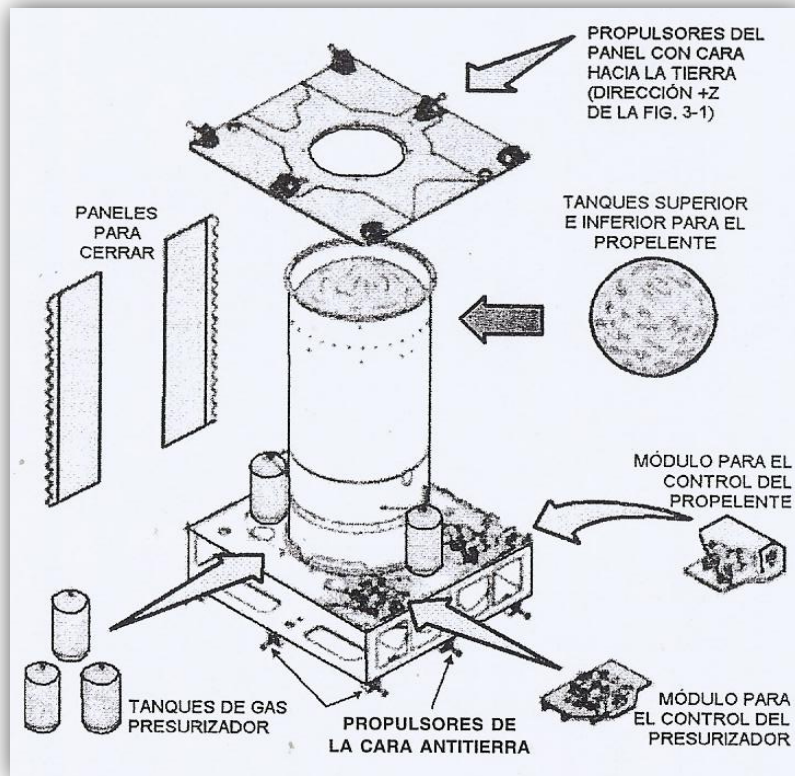
#### ***4.3.4. Subsistema de propulsión***

El subsistema de propulsión o de control a reacción opera según el principio enunciado en la tercera ley de Newton; mediante la expulsión de materia a gran velocidad y alta temperatura a través de toberas o conductos de escape, se obtienen fuerzas de empuje en sentido contrario. Hay propulsores químicos y eléctricos, pero los primeros aún son los de mayor uso porque proporcionan niveles de empuje mucho más grandes que los eléctricos.

La eficacia de un propulsor se caracteriza por su empuje y el impulso específico del propelente que utilice. Cada tipo de propelente produce un incremento de velocidad diferente con cierta cantidad de masa consumida; cuanto menor sea la masa necesaria para producir un incremento de velocidad determinado, mayor es el impulso específico del propelente.

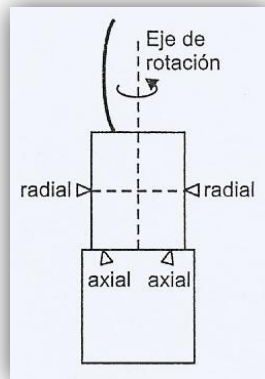
El impulso específico se puede definir como el empuje producido por cada unidad de peso del propulsante que se consume cada segundo, en consecuencia, tiene dimensiones de tiempo y se expresa en segundos. Es de esperarse que si se desea reducir al mínimo el peso total del combustible almacenado en el satélite, para economizar en los costos del lanzamiento, es deseable utilizar propulsores que funcionen con combustible de impulso específico muy alto; para efectuar las correcciones de posición y orientación del satélite.

En la Figura 4.39 puede verse la posición típica de varios de los propulsores de un satélite triaxial, que son empleados para realizar correcciones de orientación y posición durante la vida útil del aparato, así como la colocación de los tanques de propelente.



**Figura 4.39 Detalle amplificado que muestra la integración y colocación de los componentes del subsistema de propulsión.**

Por lo general, los satélites estabilizados por giro sólo necesitan cuatro propulsores pequeños situados sobre la sección giratoria: dos son radiales y los otros dos son axiales, con relación al cilindro giratorio (Figura 4.40).

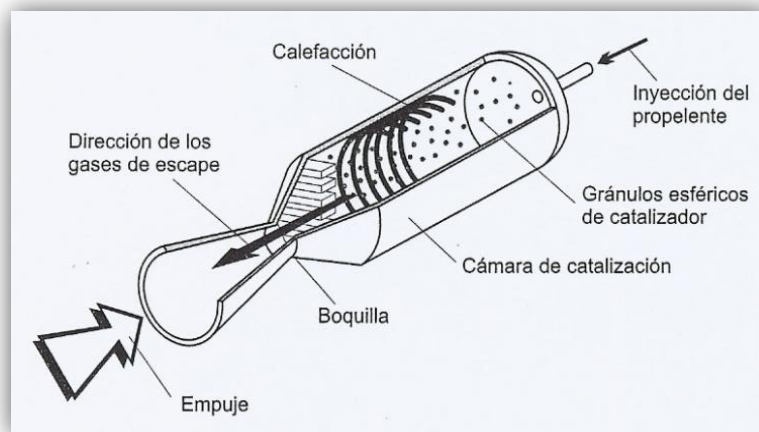


**Figura 4.40 Colocación de los propulsores en un satélite de estabilización por giro.**

En cambio, los satélites de estabilización triaxial al no tener estabilidad propia por giro, como la de un trompo, requieren de un mayor número de propulsores; típicamente llevan 12, distribuidos en las caras norte, sur, este y oeste de la caja central del aparato. Los niveles de empuje proporcionados por los propulsores de un satélite triaxial no deben ser demasiado grandes para evitar perturbaciones fuertes, en otras palabras, hay que reorientarlo muy despacio, con cierta suavidad, para que no se sobrepasen los propulsores. Por lo contrario, como un satélite estabilizado por giro tiene cierta rigidez y una inercia giroscópica grande, éste sí necesita niveles mayores de empuje para lograr los cambios deseados en orientación. Por lo anterior, los empujes típicos de los propulsores de satélites estabilizados por giro y triaxiales son, respectivamente, de 22 Newtons y de 10 a 22 Newtons (bipropelentes).

El principio básico mediante el cual operan los propulsores químicos es la generación de gases a muy alta temperatura en el interior de una cámara mediante la reacción química de propelentes, y los gases se aceleran por una tobera de escape cuya boquilla va disminuyendo poco a poco en su área transversal y después se ensancha.

En la actualidad, los sistemas de control a reacción utilizan la hidracina monopropelente o monopropulsante. En éste último tipo de propulsión, la hidracina ( $N_2H_4$ ) es inyectada en una cámara dónde se pone en contacto con un catalizador; como resultado, la primera se evapora y se descompone exotérmicamente en una mezcla de nitrógeno, hidrógeno y amoníaco, a temperaturas del orden de  $300^{\circ}C$  y con un impulso específico de unos 225 segundos. El impulso específico se puede mejorar incrementando la temperatura de los gases mediante algún sistema de calentamiento resistivo, después de la descomposición catalítica, hasta unos  $1\ 900^{\circ}C$ , y antes de que escapen por la tobera; de esta forma, el impulso específico aumenta hasta unos 300 segundos (Figura 4.41). Este importante incremento permite reducir la masa del propulsante en el satélite antes de lanzarlo y colocarlo en órbita, pero a costa de un consumo mayor de energía eléctrica, pues hay que calentar la cámara de catalización. Las correcciones de los desplazamientos norte-sur dentro de la caja imaginaria de un satélite geostacionario consumen la mayor parte del combustible total, hasta cerca de 95%. El resto es utilizado para las maniobras este-oeste y las correcciones de orientación.



**Figura 4.41 Cámara de catalización y boquilla de escape de un propulsor monopropelente.**

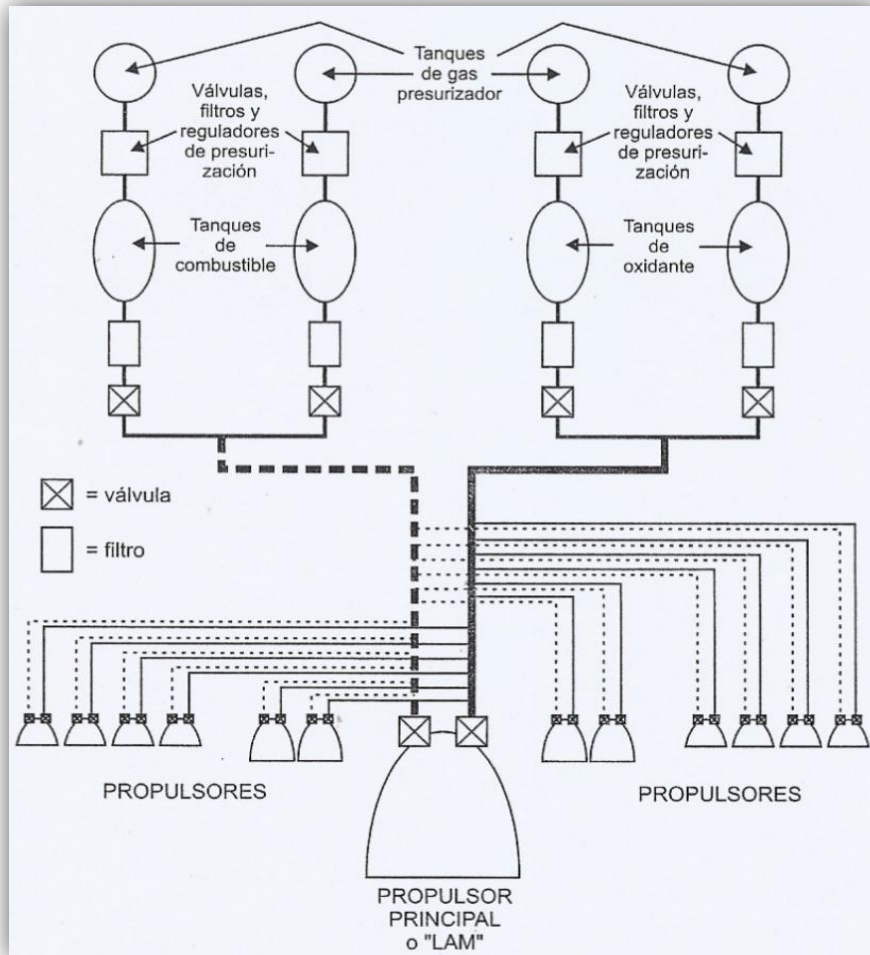
Hoy en día, existe cada vez más la tendencia a utilizar sistemas bipropelentes o bipropulsantes, con los que no se emplea un catalizador, sino que dos propulsores distintos, un combustible y un oxidante. Al unirse las dos sustancias, se produce una combustión instantánea sin necesidad de algún sistema de ignición; de estas sustancias, las más populares son la hidracina monometílica (combustible) y el Tetróxido de nitrógeno (oxidante), que al combinarse producen un impulso específico del orden de 300 segundos.

El gas que se obtiene como producto es una mezcla de agua, nitrógeno, bióxido de carbono, monóxido de carbono e hidrógeno. La ventaja o atractivo que ofrecen los propulsores bipropelentes es que permiten diseñar un sistema unificado de propulsión que a la vez sirva para colocar al satélite en su órbita definitiva, así como para realizar las maniobras de corrección, orientación y posición durante todos sus años de vida, utilizando para ello los mismos tanques de almacenamiento de combustible.

En la Figura 4.42 se muestra un esquema simplificado de un sistema típico de propulsión bipropelente, también llamado biérgol. El motor de apogeo está representado en la parte inferior del esquema; es normal referirse a él como “LAM”, de sus siglas en inglés (Liquid Apogee Motor o motor de apogeo de combustible líquido). Los impulsos y cambios de velocidad necesarios para pasar de la órbita de transferencia a la geoestacionaria los proporciona éste motor. Cuando el satélite llega a su posición de trabajo, sólo le queda cerca de 20% de propelentes en los tanques del sistema, y con él debe efectuar sus maniobras correctivas de posición y orientación durante los 10 o más años de su vida útil.

La llamada propulsión eléctrica hace uso de potencia eléctrica para acelerar algún propelente por medio de un proceso electrotérmico, electrostático o electromagnético. A diferencia de la propulsión química, requiere muy poca masa para efectuar un determinado empuje, ya que el propelente es expulsado con una velocidad casi veinte veces mayor que en un propulsor químico clásico. El propelente empleado, generalmente, es un gas raro como el xenón o el argón, algún metal líquido como el

cesio o el indio, o bien, en algunos casos, la convencional hidracina ó sustancias similares como el amoniaco y el nitrógeno.



**Figura 4.42** Esquema simplificado del sistema típico de propulsión bipropelente de un satélite triaxial.

El número de tanques, la redundancia y las conexiones varían según el fabricante. Asimismo, el tamaño y empuje de los propulsores puede variar por subgrupos; los modelos de Boeing Aerospace, por ejemplo, ofrecen cuatro propulsores de 22 N (empuje medio), ocho de 10 N (empuje bajo), y el LAM con 490 N, incluyendo algunas variantes con el uso de propulsores eléctricos iónicos de rejilla.

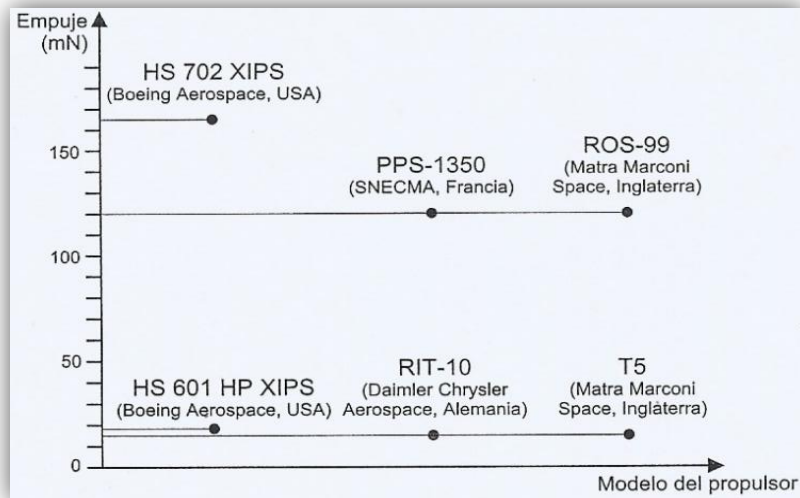


Los tipos de propulsores eléctricos pueden ser clasificados según su método físico de operación en tres categorías principales: electrotérmicos, electrostáticos y electromagnéticos. Dentro de cada categoría hay varios tipos, como se indica en la Tabla 4.7.

<b>ELECTROMECAÑICOS</b>	<b>Propulsores resistivos</b> <b>Propulsores de arco eléctrico</b>
<b>ELECTROSTÁTICOS</b>	Propulsores iónicos de rejilla Propulsores de efecto Hall Propulsores de emisión de campo
<b>ELECTROMAGNÉTICOS</b>	Propulsores magnetoplasmadínamicos Propulsores de plasma pulsante

**Tabla 4.7 Clasificación de los propulsores eléctricos y variantes principales dentro de cada tipo.**

Los verdaderos propulsores eléctricos involucran el uso de campos electrostáticos o electromagnéticos para acelerar algún material ionizado o plasma, de allí los nombres de los propulsores de la Tabla anterior. Se caracterizan por empujes bajos (<0.2 N) con altos impulsos específicos (varios miles de segundos) y altos requerimientos de potencia eléctrica; precisamente porque el empuje es bajo, el tiempo que deben estar encendidos es mucho mayor que el de un propulsor químico convencional. Los niveles aproximados del empuje proporcionado por algunos propulsores eléctricos ya calificados se muestran en la Figura 4.43.



**Figura 4.43 Propulsores eléctricos electrostáticos de los tipos iónicos de rejilla y de efecto Hall.**

Las siglas XIPS corresponden al término Xenon Ion Propulsion System o sistema de propulsión iónica por xenón. Estos propulsores tienen como principal función efectuar las correcciones norte-sur o de “balanceo” del satélite dentro de su ventana de posicionamiento; los desplazamientos norte-sur se deben principalmente a los efectos gravitacionales de la Luna y el Sol.

Los propulsores de emisión de campo indicados en la Tabla 4.7, funcionan bajo el principio de ionizar y acelerar metales líquidos tales como cesio, rubidio o indio; producen empujes muy bajos, del orden de micro a milinewtons, y pueden tener aplicaciones muy importantes para las correcciones finas de apuntamiento de satélites científicos, como telescopios, observatorios y transmisiones por láser. Pero por lo que se refiere a satélites de telecomunicaciones, los electrostáticos de mejor aplicación son los iónicos de rejilla y los de efecto Hall.

Los propulsores electrostáticos iónicos de reja expulsan partículas cargadas eléctricamente a grandes velocidades. Generalmente tienen un diámetro del orden de 15 a 25 cm, según su empuje.

En cuanto a los propulsores electromagnéticos, específicamente los de plasma pulsante, utilizan teflón como elemento de expulsión. Tienen la forma de un capacitor que lleva una barra de teflón sólido colocada entre dos electrodos; el capacitor se carga hasta que la diferencia de voltaje provoca una chispa a través de la superficie de la barra; esto causa que una capa pelicular del teflón se ionice y dicho plasma es acelerado por el campo electromagnético propio del capacitor.

En la Tabla 4.8, se proporcionan los datos de empuje, impulso específico y potencia requerida de algunos propulsores eléctricos.

PROPULSOR	EMPUJE (mN)	IMPULSO ESPECIFICO (s)	POTENCIA REQUERIDA
Electotérmicos (arco eléctrico)	---	500 - 800	Varios kW
Electrostáticos (iónicos de reja)	---	2,000 – 10, 000	Varios cientos de W o algunos kW
HS 702 XIPS (diámetro de 25 cm)	165	3, 800	4,500 W
HS 601 HP XIPS (diámetro de 13 cm)	18	2, 560	500 W
Electromagnéticos (plasma pulsante)	---	1,000 – 4, 000	Pocos cientos de W

**Tabla 4.8 Empuje, impulso específico y potencia requerida de algunos propulsores eléctricos representativos.**

Sin embargo, por su carácter pulsante, solamente entregan empujes del orden de una milésima del de un propulsor de hidracina. Pueden tener aplicaciones para apuntamiento fino. El propulsor Magnetoplasmadinámico (o MPD) se diferencia del electrostático iónico en que el plasma contiene una corriente que interactúa con el campo magnético, y esto resulta en una aceleración de Lorentz que expulsa al plasma por la tobera.

### ***4.3.5. Subsistema Estructural***

La estructura del satélite es el armazón que sostiene a todos los equipos que lo forman y que le da la rigidez necesaria para soportar las fuerzas y aceleraciones a las que se ve sujeto desde el momento en que abandona la superficie de la Tierra; éste importante subsistema debe ser durable, resistente y lo más ligero posible.

Cuando el satélite llega a su posición orbital final, se ve afectado por impactos de micrometeoritos, presiones de radiación de las antenas, fuerzas de atracción de la Tierra, la Luna y el Sol, y empujes generados por su propio subsistema de propulsión. En consecuencia, tanto la estructura del satélite como cada una de las demás partes que lo componen deben ser diseñadas para que soporten esas condiciones durante la colocación en órbita y el tiempo esperado de vida.

Los materiales más comunes para fabricar la estructura del satélite son aluminio, magnesio, titanio, berilio, acero y varios plásticos reforzados con fibra de carbón; de éstos, el berilio es el más caro, y por lo tanto su utilización es limitada. Dependiendo del diseño (número y forma de las antenas, tipo de estabilización, número y potencia de los amplificadores, etc.) la masa de la estructura puede variar entre el 10 y 20% del total de la masa del satélite; una buena parte de esa estructura (los cilindros o las paredes de la caja, según el caso) se fabrica con “panel de abeja” (honeycomb) de aluminio, por su ligereza y rigidez excelentes.

### **4.3.5.1. Plataforma**

Cualquier plataforma requiere de planeación, análisis, diseño y pruebas sumamente complejas que pueden requerir varios años y altos costos de desarrollo para asegurar su alta fiabilidad, que es una cualidad indispensable.

Una plataforma que tenga máxima flexibilidad para adecuarse a las cargas de comunicaciones y a los requisitos de lanzamiento debe permitir que los satélites se construyan en menor tiempo, con ventajas para el fabricante y para el operador de sistemas de satélites que los adquiera. Los principales subsistemas de la plataforma son la estructura y los sistemas de propulsión, de control de orientación y de la órbita, de energía, de telemetría y telemando, y de control técnico.

En forma general, las funciones de la estructura primaria o principal son:

- Soportar mecánicamente la carga de comunicaciones y la de los demás subsistemas de la misma plataforma.
- Proporcionar protección parcial a las partes más sensibles del satélite tanto contra impactos de micrometeoritos y de despojos espaciales de pequeñas dimensiones, así como del daño que pueden causar partículas cargadas provenientes del espacio.
- Reducir al mínimo posible las deformaciones y otros cambios en las relaciones geométricas entre los componentes del satélite que pudieran alterar la correcta orientación de las antenas.
- Contribuir al control térmico de la nave.
- Aportar una referencia electromagnética común, un retorno para corriente continua y un medio conductor para cancelar las diferencias de potencial de electricidad estática.
- Proveer la interfaz mecánica con el vehículo de lanzamiento y proteger a todos los sistemas de los esfuerzos estáticos y dinámicos del lanzamiento.

Quienes diseñan la estructura deben basarse en objetivos y requisitos generales así como particulares de los demás subsistemas, y aunque un objetivo fundamental es conservar su peso en un valor tan bajo como sea posible, ya que son muy altos los costos relacionados con el mismo, en cualquier caso deben respetarse los márgenes de seguridad del diseño. Otro objetivo general consiste en que sea relativamente fácil el acceso a los demás subsistemas durante la integración de un satélite y durante sus pruebas en planta. Los materiales más utilizados en la estructura son aleaciones metálicas, la mayoría de aluminio, y los llamados compuestos, consistentes en una mezcla macroscópica de materiales metálicos. Algunas de las otras aleaciones empleadas en la estructura primaria, secundarias o terciarias de los subsistemas y mecanismos, contienen como metal predominante berilio, magnesio, acero y titanio.

Un compuesto avanzado consiste en un agente de refuerzo rodeado y unido por un agente continuo o matriz. Un compuesto con matriz de polímero consiste en un agente de refuerzo, con fibras de grafito, y una matriz de polímero epóxido, del cual se puedan producir laminados con coeficiente de expansión térmica casi cero.

Otras características alternativas son las de resistencia mecánica a la radiación o a la corrosión por oxígeno atómico; suficiente rigidez; estabilidad dimensional; facilidad para cortarse o formarse, reducido peso; y baja resistencia eléctrica.

La Tabla 4.9, muestra algunas de las características más notables de aleaciones utilizadas comúnmente en los satélites como material estructural.

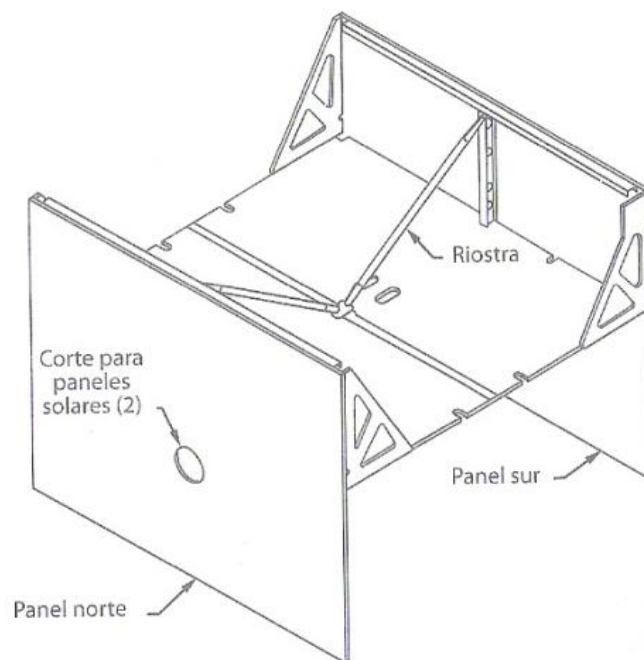
<b>MATERIAL BÁSICO</b>	<b>VENTAJAS</b>	<b>DESVENTAJAS</b>	<b>APLICACIONES TÍPICAS</b>
<b>Aluminio</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Alta resistencia por peso</li> <li>- Bajo costo</li> <li>- Disponibilidad</li> <li>- Dúctil</li> <li>- Se corta y trabaja fácilmente</li> <li>- Soldable</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Poca resistencia contra volumen</li> <li>- Poca resistencia al desgaste</li> <li>- Alto coeficiente de expansión térmica</li> <li>- Al soldarse pierde resistencia</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Riostras, caras de paneles estructurales, alveolos de paneles, refuerzos, insertos.</li> </ul>
<b>Acero</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Alta resistencia por peso</li> <li>- Amplia gama de resistencia, ductilidad y dureza</li> <li>- Fácil de maquinar</li> <li>- Bajo costo</li> <li>- Soldable</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Alta densidad de masa</li> <li>- Magnético</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Tornillos, tuercas, insertos, arandelas, etc.</li> <li>- Partes con cuerda</li> <li>- Engranajes y cojinetes</li> </ul>
<b>Berilio</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Muy alta rigidez y resistencia por peso</li> <li>- Pequeño coeficiente de expansión térmica</li> <li>- Alta capacidad de calor</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Costoso</li> <li>- Poca ductilidad</li> <li>- Estrecho intervalo de elasticidad lineal</li> <li>- Tóxico, su polvo es cancerígeno</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Soportes para dispositivos ópticos</li> <li>- Cajas de precisión para balancines</li> <li>- Articulaciones de apéndices con rigidez o alineaciones críticas</li> </ul>
<b>Magnesio</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Alta resistencia por peso a la flexión</li> <li>- Alta capacidad al calor</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Baja resistencia por volumen</li> <li>- Poca resistencia a la corrosión</li> <li>- Alto coeficiente de expansión térmica</li> <li>- Poca rigidez</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Estructura con cargas ligeras</li> </ul>
<b>Titanio</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Alta resistencia por peso</li> <li>- Pequeño coeficiente de expansión térmica</li> <li>- Buenas propiedades a altas temperaturas</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Difícil de cortar o trabajar</li> <li>- Costoso</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Terminales de sujeción para compuestos avanzados</li> <li>- Tanques y conductos de ergoles</li> </ul>
<b>Aleaciones resistentes al calor</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Alta rigidez y resistencia por volumen</li> <li>- Conservan su resistencia a altas temperaturas</li> <li>- Resistentes a la oxidación</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Alta densidad de masa</li> <li>- Relativamente difíciles de cortar</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Piezas para sujeción</li> <li>- Aplicaciones de alta temperatura</li> </ul>

**Tabla 4.9 Características y aplicaciones de metales y aleaciones.**

La estructura primaria proporciona el soporte, la resistencia y la estabilidad mecánica del satélite, y está sujeta a diversos esfuerzos durante su lanzamiento, durante el encendido del motor de apogeo cuando éste existe, y durante el despliegue de antenas y de los paneles solares.

Un efecto que debe evitarse es el de resonancia aguda ya que por medio del mismo una fuerza oscilante de magnitud inicial no muy grande puede acumular energía en forma progresiva, y por tanto aumentar los extremos de deformación en un elemento de la estructura hasta que falle.

En la Figura 4.44, que representa un módulo de una estructura de satélite triaxial, se muestran paneles planos, riostras y dos tipos de refuerzos.



**Figura 4.44 Módulo de una estructura de satélite triaxial.**



La estructura también satisface la necesidad de contar con una masa conductora común para todas las unidades y subsistemas, tanto para fines de retorno de corriente eléctrica como para las descargas electrostáticas. Para su función de retorno de corriente del subsistema de energía es conveniente que se asegure que la resistencia eléctrica no cause una pérdida mayor que 0.1 volt a ninguna unidad alimentada por corriente continua.

A fin de evitar que las descargas de electricidad estática causen una diferencia de potencial importante entre diversas partes y origen, por ruptura de dieléctrico, una corriente que destruya un circuito, es necesario que todas las superficies y objetos metálicos de la estructura estén conectados entre sí y con la terminal de masa del subsistema de energía eléctrica. Los materiales con dieléctricos expuestos al exterior, como los cables, deben permitir el drenaje de cargas a la estructura metálica.

En muchos casos se emplea pintura conductora, cintas conductoras, material adhesivo conductor y hojas metálicas delgadas en las superficies externas, y se descubren con blindaje metálico los cables que conectan sensores y mecanismos que sobresalen del cuerpo principal de la estructura.

El conjunto de las superficies externas debe formar una jaula de Faraday y no deben quedar conductores sin conexión en los cables que pasan al exterior de la plataforma, aunque estén blindados. Debido a que los sensores y otros dispositivos externos se conectan internamente al subsistema de telemetría, sus circuitos pueden resultar dañados por pulsos de alta tensión originados por descargas con pendiente de ataque de nanosegundos, por lo que deben contar con filtros colocados en la entrada a la plataforma, con atenuación de más de 40 dB entre 5 MHz y 50 MHz, cuya conexión a masa no difiera en más de  $1 \times 10^{-3}$  Ohms respecto de los circuitos del subsistema de telemetría a los que se conecta.

### ***4.3.5.2. Mecanismos***

Los mecanismos se encuentran en varios de los subsistemas de los satélites para desplegar en el espacio y mantener en posición diversos de sus elementos, o para generar movimiento relativo entre partes mecánicas de la nave.

Estos dispositivos, en muchas ocasiones constituyen puntos únicos de falla que no pueden contar con redundancia o no es conveniente que la tengan, en cuyo caso se requiere que su fiabilidad sea extraordinariamente alta. Por las condiciones en que operan, tiene especial importancia en su diseño la selección de los materiales de que deben estar constituidos y la del lubricante que deben emplear

#### ***4.3.5.2.1. Mecanismos de Acción Única.***

##### ***Despliegue de Antenas***

A fin de que los satélites puedan tener cabida en el vehículo portador, aunque cuenten con apéndices relativamente grandes, que en órbita sobresalgan mucho de su cuerpo, como los reflectores de antena, es necesario que éstos se plieguen a sus costados para el lanzamiento, requiriéndose después su despliegue en órbita.

Para las antenas de posición final fija, los mecanismos de despliegue en órbita más sencillos están constituidos por un brazo rígido con un eje de giro, un resorte que almacena la energía para el despliegue, un amortiguador cuando se requiere, varias trabas para impedir el movimiento de cada reflector antes del momento deseado, una traba para mantener el mecanismo en la posición final y el elemento de control para actuarlo.

En otras ocasiones es deseable hacer un ajuste fino de la orientación final de un reflector, por lo que para lograrlo puede existir un motor de pasos acoplado a un balancín.

Algunas antenas de satélite se diseñan con características que requieren que el diámetro de sus reflectores exceda con mucho las dimensiones de los costados del cuerpo principal de la estructura. Cada uno de tales reflectores se puede construir a partir de secciones de una malla delgada entre costillas flexibles, y plegarse como una sombrilla o enrollarse para el lanzamiento, con un diseño que asegure la recuperación precisa de su forma al liberar las trabas.

### ***Despliegue de Paneles Solares***

En un satélite geoestacionario estabilizado en tres ejes se sujeta un ala, o conjunto de dos, tres o más paneles solares, a cada una de dos caras de su cuerpo, estando cada panel articulado con el siguiente para permitir que puedan plegarse para el lanzamiento. Cada conjunto plegado puede tener hasta seis trabas, con el objeto de inmovilizar los paneles entre sí y al cuerpo del satélite. Mediante el tratamiento de las superficies que quedan en contacto, y el uso de lubricantes, se evita la posibilidad de que antes del despliegue se suelden en frío por fricción superficies metálicas desnudas en condiciones de vacío, debido a las presiones del lanzamiento.

Cuando se usan resortes para el despliegue en órbita, al cortar las trabas, la fuerza inicial de los primeros debe ser cuando menos cuatro veces superior a la de fricción inicial en las articulaciones y también suficiente para asegurar las trabas de posición final, a fin de reducir el riesgo de dificultades impredecibles en el despliegue, por fuerza insuficiente.

#### ***4.3.5.2.2. Mecanismos de Acción Continúa.***

##### ***Orientación de los Paneles Solares***

En los satélites estabilizados en tres ejes, los paneles solares giran continuamente sobre su eje longitudinal (de cabeceo) para captar la mayor cantidad posible de radiación. Los paneles giran una revolución por día en el caso de los satélites geoestacionarios. El mecanismo se diseña totalmente redundante, incluyendo un motor para el giro, un sensor de Sol, anillos y escobillas deslizantes para la transmisión de potencia y señal, y el dispositivo de control.

El procesador de cómputo del satélite, comúnmente controla a un motor de corriente continua o de pasos, mediante un programa lógico específico que compara periódicamente la orientación real con la prevista, sin que se requiera mucha precisión en el resultado. En los satélites geoestacionarios no se emplean mecanismos de orientación respecto de los otros dos ejes, los cuales si se usaran, permitirían mantener una máxima captación solar y requerirían un movimiento angular máximo de  $\pm 23.4^\circ$ .

#### ***4.3.5.2.3. Mecanismo de Acción Intermitente***

##### ***Apuntamiento de Antenas***

Cuando se emplean antenas puntuales orientables en órbita en satélites geoestacionarios, los mecanismos que lo hacen posible solo se activan cuando es necesario cambiar la zona geográfica del origen o destino de los haces. Para ello se requieren dos motores que combinados proporcionen el movimiento en dos ángulos perpendiculares, cada uno con un intervalo hasta de  $\pm 8^\circ$ , avanzando en pasos angulares discretos según la resolución requerida por la precisión del apuntamiento.

#### **4.3.5.2.4. Componentes y Partes**

##### ***Motores***

Los motores empleados actualmente en el espacio son los de corriente continua y los de pasos. Los de corriente continua son generalmente de imán permanente. Dichos motores tienen fuerza máxima en el arranque, y los empleados para la orientación de los paneles solares usan escobillas, porque su desgaste es muy bajo en esa función.

Los motores de pasos son de imán permanente, con pasos grandes de 90 y 120<sup>0</sup>, pequeñas dimensiones y momento de retención positivo cuando no están activados; de reluctancia variable, con pasos de 15<sup>0</sup>, mayores dimensiones y sin momento de retención; y los híbridos, con pasos muy pequeños, velocidad máxima limitada a pocos cientos de rpm y alto momento de retención. Estos motores son muy versátiles y están siendo muy utilizados en sistemas espaciales.

#### **4.3.5.3 Integración y Configuración Física**

Aunque se utilice repetidamente un mismo tipo de plataforma para construir múltiples satélites geoestacionarios, el proceso de integración de cada uno es muy complejo y requiere tanto de cuidadosos ajustes para evitar que su desempeño se desvíe fuera de tolerancia respecto de lo previsto por el diseño, como de precauciones extremas para evitar errores durante la propia integración.

Las empresas integradoras de satélites hacen su oferta técnica y económica a un operador partiendo de un diseño en el que se han previsto adaptaciones a una plataforma básica prototipo, de conformidad con las especificaciones de la carga útil, el cual debe afinarse posteriormente.

La integración de un satélite típico de alta capacidad se puede dividir en las siguientes etapas:

- *Ensamblado de la estructura (cuatro a cinco meses)*

La estructura, determinada por el prototipo de plataforma desarrollado por el contratista principal o por otra empresa, previamente calificado, se ensambla generalmente con partes prefabricadas que pueden agruparse en secciones.

Muchas de las partes de la estructura se someten a un proceso de maquinado programado por computadora para producirles cortes de alta precisión. Las preparaciones incluyen el acabado que requiera cada tipo de panel, las perforaciones para los tubos de calor y su instalación, así como la colocación y fijación de insertos y de otros tipos de refuerzos.

- *Ensamblado de módulos (cuatro a cinco meses)*

Es común que después de verificar la estructura completamente ensamblada se divida nuevamente en dos o más secciones, a fin de integrar simultáneamente partes y componentes a cada una, contando a la vez con mayor facilidad de acceso para hacerlo.

La plataforma incluye todos los módulos necesarios en el satélite para colocarlo en su órbita final y conservarla en ella.

Después de ensamblar y soldar las uniones que lo requieren, el sistema de propulsión se somete a presiones internas mayores que las encontradas en órbita, dentro de una cámara a prueba de explosiones, para probar su capacidad en ese aspecto. Además de las pruebas a presión, las soldaduras se someten a una verificación adicional de su calidad mediante rayos X.

- *Fabricación de paneles solares y antenas (hasta seis meses)*

Tanto los paneles solares como las antenas, se fabrican en secciones separadas al mismo tiempo que se realizan las etapas de integración anteriormente mencionadas.

La fabricación de los paneles solares es extremadamente laboriosa, contando con una gran cantidad de intrincadas conexiones, las cuales deben tener una alta fiabilidad y calidad. Debe asegurarse que la adhesión de las células a la base de cada panel sea muy buena, tomando en cuenta que durante su lanzamiento y operación se someterá a un amplio intervalo de temperaturas.

- *Integración de secciones (hasta dos y medio meses)*

Las dos o más secciones del satélite se reúnen finalmente permitiendo someterlo a pruebas de desempeño más completas con todos los componentes interconectados y a las pruebas ambientales. Entre otras pruebas, la nave integrada, incluyendo sus antenas, se instala en una cámara anecoica recubierta con conos del alta absorción de la radiación, para efectuar pruebas de radiación de campo cercano.

La integración de los satélites de órbita baja se realiza en intervalos de tiempo que comparativamente son mucho más cortos que en el caso de los geoestacionarios, ya que como en cada constelación son generalmente idénticos, y pueden ser muy numerosos, su construcción se realiza en edificios dedicados a una de ellas en forma exclusiva y se diseña para la producción continúa de los mismos. Además, dichos satélites comúnmente son menos complejos que los geoestacionarios.

Como ejemplo de la ubicación de partes y componentes en un satélite de comunicación geoestacionario, las siguientes Figuras muestran la configuración de uno, en tres condiciones: la Figura 4.45 en forma hipotética desintegrada de sus partes o módulos, Figura 4.46 integrado y plegado para el lanzamiento, y Figura 4.47 desplegado en el espacio, con el aspecto que presenta hacia la Tierra.

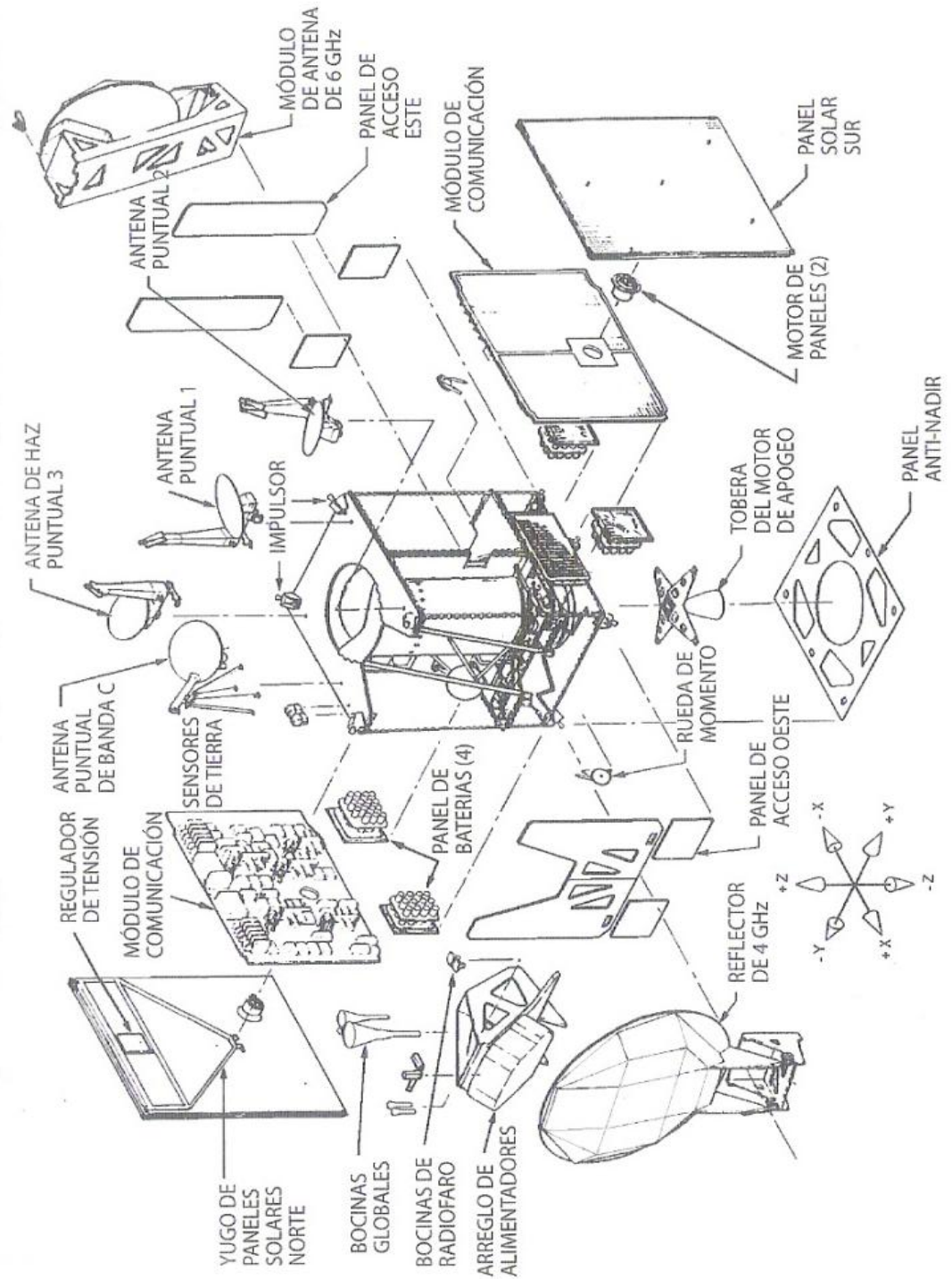


Figura 4.45 Satélite Intelsat VII en forma desintegrada.



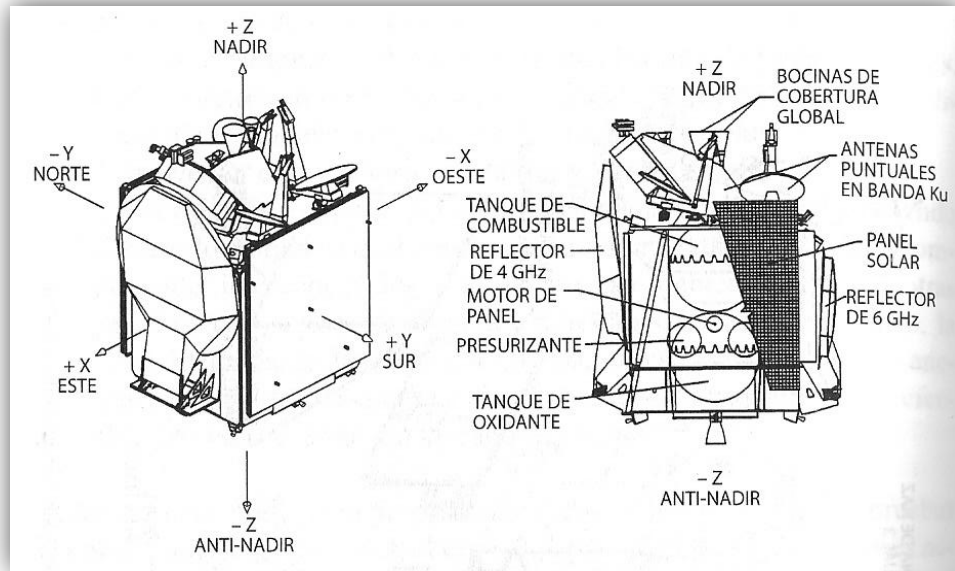


Figura 4.46 Satélite Intelsat VII integrado y plegado, en perspectiva isométrica y en vista lateral.

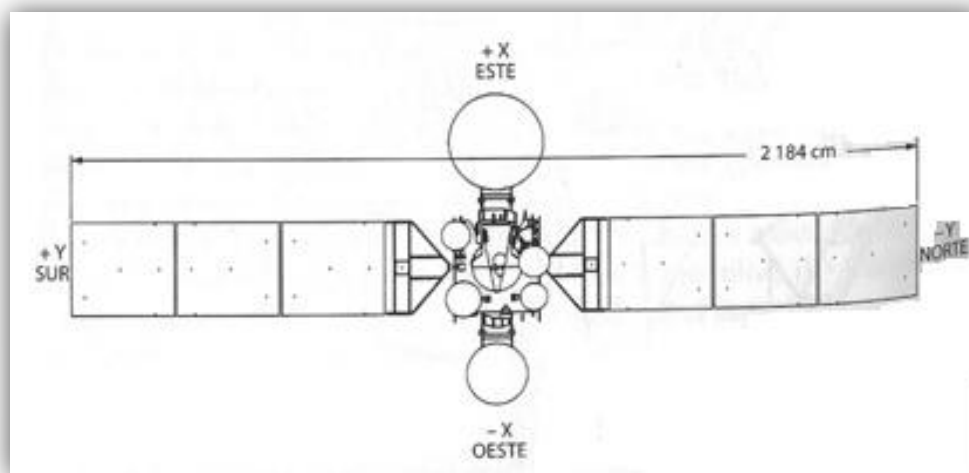


Figura 4.47 Satélite Intelsat VII desplegado, mostrando su aspecto hacia el nadir.

#### 4.3.5.4. Pruebas de los Satélites

Los satélites deben ser sometidos a diversas pruebas antes de operar, especialmente durante su integración e inmediatamente después de colocarlos en órbita. Parte de las mismas tienen por objeto observar si en condiciones similares a las de distintas fases de la misión del satélite surgen o no fallas inmediatas, que sin dichas pruebas podrían ocurrir durante el lanzamiento o en el espacio. Estas fallas, llamadas de *mortalidad infantil*, son causadas principalmente por errores de diseño y de integración.

La Tabla 4.10 muestra las condiciones del espacio que se intenta simular y los componentes o funciones cuyas pruebas lo requieren.

CONDICIÓN	SIMULACIÓN	COMPONENTE O FUNCIÓN
<b>Microgravedad</b>	Posición horizontal, contrapesos, globos	Despliegue de paneles solares y de antenas, movimiento de líquidos
<b>Vacío</b>	Cámara de vacío	Mecanismos, materiales, contactos eléctricos, desempeño general del satélite.
<b>Radiación solar</b>	Radiadores eléctricos	Paneles solares, desempeño general del satélite
<b>Ausencia de obstrucciones</b>	Cámara anecoica, campo de pruebas	Antenas
<b>Radiación de partículas</b>	Generador de electrones de 1 MeV o equivalente de otro tipo	Paneles solares, componentes con semiconductores

**Tabla 4.10 Simulación de condiciones del espacio.**

La Tabla 4.11 muestra una secuencia típica de las pruebas fundamentales a que debe someterse el satélite integrado.

<b>PRUEBA</b>	<b>PARÁMETROS O SUBSISTEMAS</b>
<b>Desempeño general</b>	Todos los subsistemas
<b>De carga, vibración y acústica</b>	A la nave completa
<b>Funcional</b>	Todos los subsistemas
<b>Termo vacío</b>	Subsistemas térmico y todos los subsistemas

**Tabla 4.11 Pruebas a satélites integrados.**

Las pruebas de carga, vibraciones y acústica reproducen aproximadamente condiciones de riesgo durante el lanzamiento y las de termo – vacío las de operación en órbita.

#### **4.3.5.4.1. Pruebas en Planta**

##### ***Vibración Senoidal***

Esta prueba produce en los componentes del satélite esfuerzos acentuados por resonancias, se realiza en una mesa de vibración actuada por electromagnetos. Se utiliza un oscilador de barrido que produce una onda senoidal, variando periódicamente su frecuencia en forma progresiva en una gama desde menos de 10 hasta 100 Hz, en una proporción, por ejemplo, de dos a cuatro octavas por minuto. El oscilador es seguido por una cadena de circuitos que termina en un amplificador de potencia, el cual alimenta a los electromagnetos.

Para modelar y controlar la amplitud de la vibración a distintas frecuencias se utiliza un bucle de retroalimentación que incluye un acelerómetro para detectar la vibración real de la mesa y un procesador con el modelo de control. La amplitud de la aceleración máxima normalmente no excede de 7g.

### ***Vibración Aleatoria***

Para esta prueba, en lugar de un oscilador se utiliza un generador que produce simultáneamente múltiples ondas de frecuencias aleatorias. La vibración producida por los lanzadores tiene un espectro cuyo máximo se encuentra aproximadamente entre 80 y 3000 Hz, considerando los más representativos, pero es más común que dicho máximo se encuentre entre 100 y 1000 Hz. La densidad espectral máxima esperada producida por los diversos lanzadores disponibles en la gama indicada se encuentra entre 0.04 y 0.11 g<sup>2</sup> /Hz.

### ***Vibración Acústica***

Esta prueba es más adecuada para satélites grandes y para los efectos en todos sus componentes, pero menos adecuada para los puntos más cercanos al adaptador de acoplamiento. Para realizarla se emplea una cámara de reflejos con ambiente de nitrógeno. La diferencia más notable consiste en que la excitación se produce por medio de transductores, los cuales no se acoplan directamente a la nave por medio de un elemento sólido en contacto con ella, sino a través de las ondas transmitidas por el gas. La presión de sonido máxima esperada, según el tipo de lanzador empleado, se encuentra en la gama de frecuencias de entre 125 y 1000 Hz.

#### ***4.3.5.4.2. Prueba Termo-Vacío***

Esta prueba permite verificar el desempeño del subsistema térmico del *satélite* comparándolo con el modelo térmico utilizado para diseñarlo, el cual no puede reproducir con exactitud el efecto de todas las partes y componentes utilizadas en la nave.

La prueba se realiza en una cámara con superficies de muy baja reflexión de la radiación térmica, con emisividad mayor que 0.9 y con área total de las mismas que sea cuando menos de cuatro a diez veces mayor que la de las superficies exteriores del satélite, para que la simulación de las condiciones térmicas sea suficientemente fiel. La evacuación del aire de la cámara se hace a temperatura ambiente y una de sus finalidades es eliminar la conducción de calor en el medio. Para dicho propósito, la presión atmosférica final debe ser menor que  $10^{-4}$  mm Hg, por lo que en la práctica  $10^{-5}$  mm Hg ( $1.33 \times 10^{-3}$  Pascal) se considera satisfactorio. Después de la evacuación se produce una serie de cambios extremos de temperatura con duración total aproximada de dos semanas.

Los extremos de temperatura de la prueba generalmente se hacen llegar a  $5^{\circ}\text{C}$  fuera de los intervalos de temperatura esperados en el espacio o  $10^{\circ}\text{C}$  en el caso de una plataforma de protovuelo. La generación de flujo de radiación para producir la temperatura extrema superior debe corresponder proporcionalmente a la esperada en el espacio en dirección de las superficies del satélite, distribuida en la forma más conveniente para los propósitos de la prueba. Lo anterior se logra por medio de radiadores de calor muy próximos al satélite para evitar radiar mucha energía en dirección a las superficies de la cámara de pruebas, las cuales se conservan a temperatura muy baja, por ejemplo, por medio de nitrógeno líquido en su exterior.

#### ***4.3.5.4.3. Prueba de Celdas Solares***

Para realizarlas se simulan algunas de las condiciones del espacio como la radiación espectral útil del Sol y la radiación perjudicial de partículas cargadas del espacio. Las simulaciones se realizan por medio de lámparas con filtros adecuados para obtener la composición espectral deseada y de aceleradores de partículas cargadas. Además, se someten a condiciones ambientales de humedad que puede penetrar antes del lanzamiento, esfuerzos de desprendimientos de las células y ciclos térmicos que no corresponden a condiciones del espacio, para detectar sus posibles vulnerabilidades y para referencia. Algunas de dichas pruebas son de funcionalidad para la detección de fallas de construcción y verificación de los valores iniciales de tensiones y corrientes al variar la carga por lo que se realizan a todos los paneles ensamblados, pero las que causan o pueden causar un deterioro irreversible se realizan a manera que no se incluyen en el ensamble final.

#### ***4.3.5.4.4. Pruebas en Órbita***

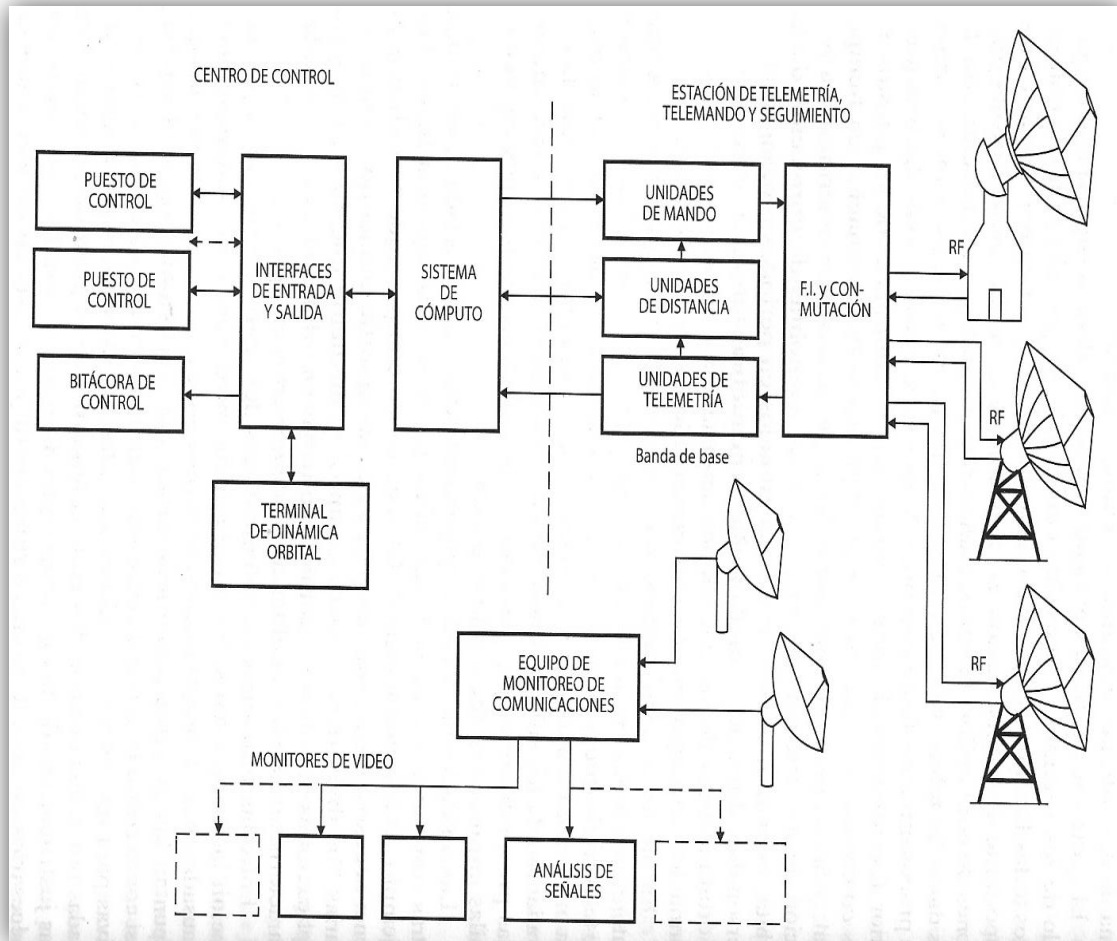
Después de la colocación de un satélite geostacionario en su posición orbital, y del despliegue de paneles solares y antenas, normalmente se realizan pruebas en órbita con una duración de varias semanas. La tabla 4.12 muestra un resumen de pruebas representativas.

<b>SUBSISTEMA</b>	<b>PRUEBA</b>
<b>General</b>	Funcional: conmutación de haces, conmutación de componentes de reserva.
<b>Orientación</b>	Pérdida de apuntamiento de la Tierra, calibración de impulsores, modos, descarga de momentos, operación del momento magnético, calibración de la inclinación de paneles solares.
<b>Energía</b>	Potencia de los paneles solares, potencia consumida por diversos componentes, rotación de paneles solares para orientación.
<b>Térmico</b>	Operación de calefactores, temperaturas con distintas cargas en los amplificadores de potencia.
<b>Telemetría tele-mando y distancia</b>	Pire y frecuencia del radiofaro, umbral de comando.
<b>Carga útil</b>	Diagramas de directividad de antena, polarización cruzada de cada haz; aislamiento entre haces de reuso de frecuencia; pire, densidad de flujo de potencia a saturación, ganancia de transferencia y G/T para cada haz y canal; respuesta en frecuencia dentro y fuera de cada banda para cada haz y canal; retardo de grupo.

**Tabla 4.12 Pruebas en órbita.**

#### **4.3.5.5. Centro de Control y Estación TTS**

El centro de control de un sistema de satélites geoestacionarios, conjuntamente con la estación de telemando, telemetría y seguimiento (TT y S), forma parte del segmento espacial. Ambas instalaciones pueden estar localizadas en la misma área o en distintos sitios separados una distancia considerable. En el primer caso se tienen menores costos de inversión en equipos y de operación, ya que se evita la adquisición de equipos de enlace terrenal y se optimiza el personal requerido, pero si ambos se encuentran en una ciudad grande se puede incurrir en altos costos del terreno y tener más riesgos de interferencia en radiofrecuencia. Por supuesto que el sitio escogido para ambos conviene que tenga poca actividad sísmica y en el caso de existir más de un centro de control, que la distancia entre ambos sea grande para mejorar algunas de las mediciones que realizan. La Figura 4.48 muestra el diagrama por bloques de ambas instalaciones para un sistema de dos satélites operando en una sola banda.



**Figura 4.48 Diagrama por bloques del centro de control y estación TTS para un sistema de dos satélites.**

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 más importante de tal instalación es el sistema de cómputo que desarrolla funciones de conversión, cálculo, interpretación, grabación y presentación de los datos de telemetría, generación de alarmas y mandos, y otras formas de procesamiento, tanto con fines de uso inmediato como de análisis posterior.



Las interfaces hombre-máquina son las terminales de los puestos de los controladores, que utilizan principalmente la información en tiempo real, y la terminal de dinámica orbital que se usa para determinar la posición de los satélites y para planear las maniobras de corrección de la órbita, la cual aprovecha datos acumulados en periodos prolongados.

Entre las funciones complementarias del centro de control se pueden incluir la de informar sobre interferencias próximas a las comunicaciones, causadas por el Sol al acercarse a posiciones en las direcciones en que apuntan las diversas estaciones terrenas de los usuarios hacia el satélite, así como sobre la época de eclipses. También debe producir notas explicativas para uso interno o externo sobre las interrupciones del servicio causadas por fallas ocasionales en la carga útil o en la plataforma.

En la parte superior derecha de la figura anterior se muestra la estación de telemetría, telemando y seguimiento (TT y S) que realiza el enlace entre el centro de control y el satélite, y requiere de los mismos elementos esenciales en banda de base, frecuencia intermedia y radiofrecuencia que las estaciones terrenas de los usuarios con capacidad para recibir y transmitir. Sus comunicaciones con el subsistema correspondiente del satélite se realizan a través del enlace ascendente de telemando y del enlace descendente de telemetría.

La parte inferior de la Figura anterior 4.48 ilustra una configuración posible de equipos para la función de supervisión de las señales de los usuarios del sistema de satélites y en general de todo el espectro de frecuencias de sus transpondedores, designada a comunicaciones o control de comunicaciones. A diferencia de las áreas de control del satélite y de dinámica orbital que operan una parte mínima de una banda (generalmente banda C), para esta función se requieren antenas para cada una de las bandas de los repetidores.

Se debe verificar la PIRE, la anchura de banda y otras características del espectro de las señales de las estaciones prototipo o de todas las de una red que vaya a empezar a utilizar el sistema, antes de aprobar su operación continua, y después se verificarán ocasionalmente por muestreo las señales de todas las redes en operación.

Otra de las funciones de esa sección consiste en apoyar a los usuarios cuando es necesario cambiar sus redes a otro transpondedor o a otro satélite; y cuando se requiere cambiar un satélite a otra posición en la órbita, o pasar todas sus redes a otro, debe programar todo el proceso de cambio. Si un satélite cuenta con múltiples haces y la estación receptora de monitoreo se encuentra nominalmente fuera de algunas de sus coberturas puede ser necesario contar con otras estaciones de supervisión dentro de ellas.

Cuando el operador de satélites proporciona también servicios de enlace ascendente para televisión y otros tipos de señales, normalmente lo hace por medio de otras estaciones terrenas diferentes a la TT y S, constituyendo un telepuerto, y establece un sistema de recepción y supervisión de las mismas, tanto para vigilar los enlaces terrenales por los cuales le entregan las señales como las transmitidas por los satélites. Además de las instalaciones básicas mencionadas, un centro de control puede contar opcionalmente con otras complementarias:

- Un simulador dinámico de los satélites, que se utilice para entrenar al nuevo personal de controladores y para validar cualquier procedimiento nuevo que se vaya a ejecutar en el satélite, consistente en un ordenador o computadora con programas especiales.
- Un sistema de localización de estaciones terrenas que puedan ocupar ilegalmente capacidad de los satélites o causarles interferencias. El principio en que se basan estos sistemas consiste en utilizar como referencia la señal interferente recibida del satélite para extraerla también de otros satélites próximos por correlación, aunque en ellos sea muy débil y esté mezclada con otras señales.

Las diferencias de fase y de frecuencia por efecto Doppler de las réplicas de la señal interferente demodulada son determinantes en el cálculo por triangulación de la posición de la estación terrena que se desea localizar.

El centro de control de un sistema geoestacionario constituido por numerosos satélites tiene una mayor complejidad que lo descrito, ya que se debe vigilar y controlar a cada uno de ellos, y dependiendo de su dispersión en la órbita se pueden requerir múltiples centros de control coordinados entre sí, como en el caso de un sistema de cobertura global.

### **4.3.5.6. Cuartos Limpios y Simuladores**

Las instalaciones en las cuales son integrados los diferentes subsistemas se denominan cuartos limpios; sus paredes, piso y techo son construidos con materiales especiales cuya emisión de partículas contaminantes es mínima. El aire acondicionado en éstos cuartos es filtrado en cada ciclo de reflujos, de tal modo que la concentración de partículas se conserve en niveles muy bajos, del orden de unos cuantos cientos de partículas mayores en tamaño que la mitad de una micra, por cada metro cúbico de aire.

Los cuartos limpios de la industria aeroespacial son ultraherméticos y están presurizados con un nivel ligeramente mayor al de la presión exterior del medio, de modo que no sea fácil la entrada de partículas intrusas adicionales, y en ciertas áreas donde hay componentes ópticos, mecánicos o electrónicos muy delicados, la concentración se reduce unas mil veces más con equipos especiales.

Una vez integrados, los satélites deben pasar por una serie de pruebas de calidad en una variedad de simuladores, por ejemplo, en una cámara térmica de vacío se simulan, hasta donde sea posible, las condiciones del medio en el cosmos, tanto con el intenso calor del Sol como con el inmenso frío, la oscuridad y el vacío del espacio.

Además de las pruebas de vibración y estabilidad, donde se simulan las fuerzas del cohete conforme asciende, en diferentes direcciones y con intensidades variables, las características de las antenas son verificadas en una cámara anecoica, cuyas paredes están forradas con material absorbente, fabricado con capas de permitividad distinta, para evitar reflexiones de las ondas electromagnéticas en un rango amplio de frecuencias. Lo único que no puede ser simulado en estas instalaciones es la ausencia de gravedad, que sería importante para comprobar el despliegue de las antenas y los paneles solares.

## **4.4. Órbitas, Cobertura y Lanzamiento**

### **4.4.1. Características de las Órbitas**

Las características del movimiento de un satélite artificial en órbita terrestre están fundamentadas en tres leyes de Kepler sobre el movimiento de los planetas alrededor del Sol, que después tuvieron sustento de la ley de la gravitación universal de Newton y de su segunda ley de movimiento. Las leyes de Kepler se pueden expresar de la forma siguiente:

1. La órbita de cada planeta es una elipse con el Sol en el foco.
2. La línea que une un planeta con el Sol describe áreas iguales en tiempos iguales.
3. El cuadrado del periodo de la órbita es proporcional al cubo de la distancia media al foco.

La ley de gravitación universal establece que la fuerza de atracción entre dos cuerpos es proporcional al producto de sus masas e inversamente proporcional al cuadrado de la distancia entre sus centros.

La segunda ley de movimiento de Newton establece que la aceleración de un cuerpo tiene la misma dirección de la fuerza que se le aplique y es proporcional a la magnitud de ésta, e inversamente proporcional a su masa. Estas dos leyes se pueden representar en magnitud, respectivamente por

$$F = -\frac{GMm}{r^2} \quad \text{Ec. 4.10}$$

$$F = m \frac{dv}{dt} \quad \text{Ec. 4.11}$$

donde  $F$  Es la fuerza de atracción,  
 $G$  Es la constante de gravitación fundamental,  
 $M$  Es la masa del Sol, en un caso más general, la del cuerpo mayor,  
 $m$  Es la masa del cuerpo menor,  
 $r$  Es la distancia entre los centros de los dos cuerpos,  
 $dv/dt$  Es la aceleración de  $m$  respecto de un sistema de coordenadas con origen en el centro de  $M$ .

En los casos que más nos interesan, la masa mayor es de la Tierra ( $5.9742 \times 10^{24}$  Kg) y podemos hacer la sustitución  $GM = \mu \approx 398601 \text{ km}^3/\text{s}^2$ .

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, 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, a su eje de rotación y a una dirección del espacio sideral.

Para que la órbita sea circular los vectores de posición y velocidad deben ser perpendiculares entre sí al terminar el impulso de lanzamiento y tener la relación adecuada entre sus magnitudes  $r$  y  $v$ , en cuyo caso continuarán siendo perpendiculares en todos los puntos de la trayectoria, por lo que no habrá un componente de la fuerza

de gravitación en dirección de la trayectoria que modifique la magnitud de la velocidad lineal, sino solo su dirección, existiendo un equilibrio constante entre la atracción gravitatoria y la inercia.

En el periodo  $P$  el satélite recorre una distancia  $vP = 2\pi r$ , por lo que

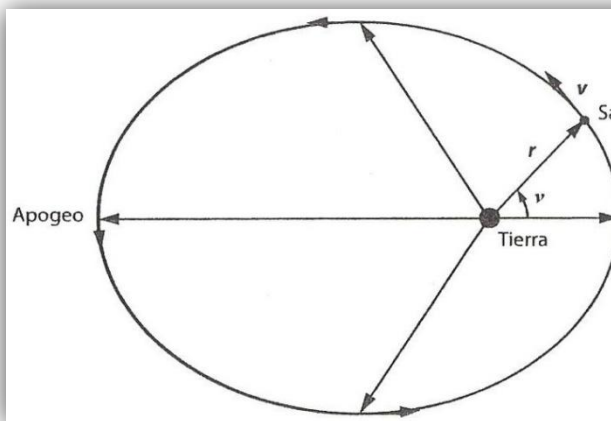
$$P = 2\pi \sqrt{\frac{r^3}{\mu}} \quad \text{Ec. 4.12}$$

Además, por el principio de conservación del momento angular el producto de los vectores de velocidad y posición es también un vector constante, perpendicular a ellos y a la órbita tanto en una circular como en una elíptica

$$\mathbf{h} = \mathbf{v} \times \mathbf{r} \quad \text{Ec. 4.13}$$

cuya magnitud es  $h = v r \sin \xi$ , siendo  $\xi$  el ángulo entre  $v$  y  $r$ .

La distancia  $r$  se mide al origen de coordenadas, que es el vértice del ángulo polar  $v$  en el plano de la órbita, llamado en astronomía *anomalía verdadera*, mostrado en la Figura 4.49.



**Figura 4.49** Dirección y magnitud de los vectores de velocidad y posición en una órbita elíptica. Como el vector de velocidad es tangente a la trayectoria, en este caso solo es perpendicular al de posición en el punto más cercano al foco o centro de la Tierra

(perigeo), y en el punto más alejado del mismo (apogeo), por lo que de acuerdo con la Ecuación anterior se obtiene la relación de magnitudes

$$h = V_A r_A = V_P r_P \quad \text{Ec. 4.14}$$

Donde los subíndices A y P corresponden al apogeo y perigeo, respectivamente.

Debido a las relaciones definidas por la ecuación 4.14, la velocidad será mayor en perigeo y menor en apogeo, por lo que puede reconocerse incluso en ellos que la órbita no es circular. En dos puntos intermedios de la órbita coincidirán las relaciones de magnitudes, pero sus vectores no serán perpendiculares. Por tanto, en ningún punto de la trayectoria elíptica del satélite se cumplirán las relaciones mencionadas para una órbita circular.

Como se puede considerar en primera aproximación que no existen pérdidas por arrastre o fricción, salvo en órbitas muy bajas, la energía específica  $E_m$  o energía por unidad de masa del satélite será la misma en todo momento, resultante de la acumulada en la trayectoria ascendente del vehículo de lanzamiento, que se refleja inicialmente en la velocidad y posición del satélite en el instante de su liberación.

El valor de dicha energía específica se puede calcular por medio de la *ecuación de energía* como la suma clásica de la cinética y la potencial

$$E_m \frac{v^2}{2} = -\frac{\mu}{r} \quad \text{Ec. 4.15}$$

Si se conoce el valor de la constante  $E_m$  se puede relacionar la velocidad instantánea del satélite con la distancia  $r$  para una órbita cualquiera.

#### **4.4.1.1. Clasificación por Alturas**

En algunas ocasiones se prefiere utilizar los parámetros alternativos de alturas máximas y mínimas del satélite sobre la superficie del planeta en lugar de la distancia o el intervalo de distancia a su centro.

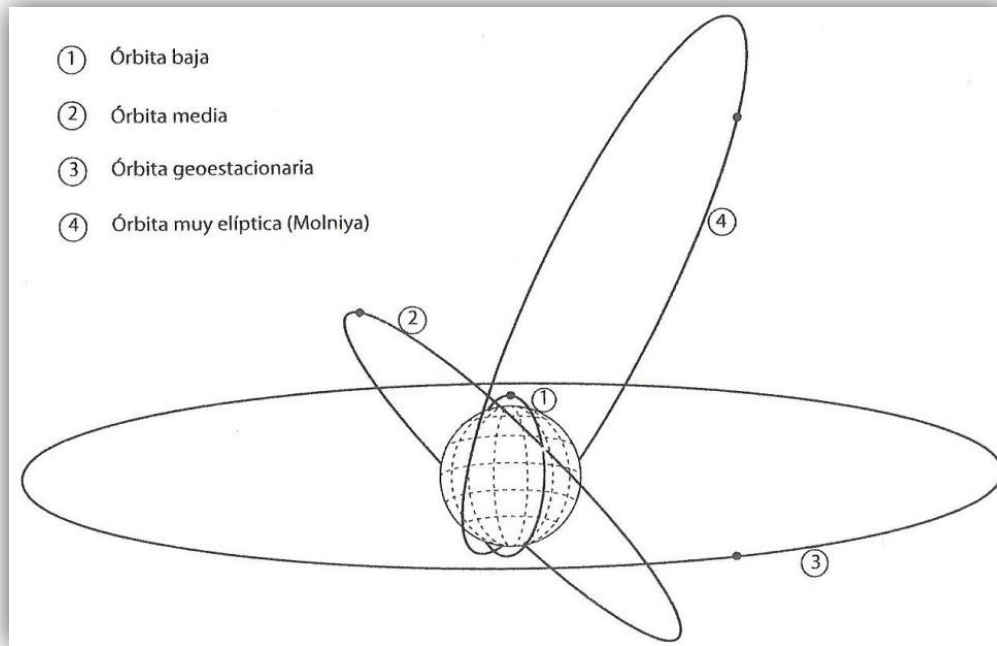
En el caso de los satélites para comunicaciones es conveniente, por razones ajenas a la mecánica celeste, incluir restricciones en su altitud sobre la superficie terrestre y seleccionar órbitas específicas con características peculiares, propicias para la comunicación y para la integridad de las naves.

En forma muy general se pueden clasificar las órbitas de estos satélites por su altura como sigue:

- Órbitas bajas, aproximadamente entre 900 y 1 300 km de altitud. El límite inferior generalmente no conviene que sea menor, debido a razones de cobertura y a la existencia de una fricción atmosférica significativa. Se les conoce también por las siglas LEO en inglés.
- Órbitas medias, aproximadamente 10 000 km de altura (MEO).
- Órbita geoestacionaria, aproximadamente 36 000 km de altitud (GEO), en la cual los satélites parecen prácticamente inmóviles desde las estaciones terrenas que tienen acceso a ellos.
- Órbitas muy elípticas (HEO), con apogeo a más de 36 000 km, a fin de cubrir una amplia región con uno o dos satélites, incluyendo una de las zonas polares, donde los satélites geoestacionarios no pueden dar servicio.

Un aspecto interesante de esta clasificación consiste en que la órbita geoestacionaria y las órbitas muy elípticas son las más útiles para sistemas de comunicación comerciales limitados a la cobertura geográfica de un solo país o región, a pesar del hecho paradójico de que al mismo tiempo son las que permiten mayor cobertura desde un solo satélite.





**Figura 4.50 Ejemplos de órbitas de diversas altitudes y formas.**  
 Las señaladas con los números (1) al (3) son circulares y la (4) es elíptica.

## 4.4.2. Sistemas de Coordenadas

### 4.4.2.1. Coordenadas Topocéntricas y Geográficas

El sistema de coordenadas topocéntricas, con origen en una estación terrena cualquiera, emplea la distancia  $d$  al satélite así como los ángulos  $Az$  de acimut respecto del Norte medido en el plano horizontal y  $\theta_{ES}$  de elevación sobre dicho plano.

Como éste sistema depende del sitio donde se encuentre la estación terrena, necesariamente está asociado al sistema de coordenadas geográficas de la superficie de la Tierra y gira con ella. Un método para determinar  $Az$ ,  $\theta$  y  $d$  consiste en convertir primeramente los parámetros de posición del satélite en coordenadas geocéntricas inerciales a coordenadas geográficas y después convertir a las coordenadas del sistema topocéntrico.

El sistema inercial tiene en parte similitud con el de la superficie de la Tierra, ya que el ángulo de declinación  $\delta$  del satélite equivale a la latitud del punto subsatelital, en el cual el vector de posición de la nave cruza la superficie del planeta. La diferencia más importante consiste en que la dirección de referencia para el ángulo de ascensión recta  $\alpha$  del sistema inercial es un punto casi fijo en el espacio, mientras que en el de la Tierra la dirección de referencia o de longitud cero es el meridiano de Greenwich, que gira una vez por día.

Por tanto, es necesario conocer el ángulo de dicho meridiano respecto de la dirección del equinoccio de marzo ( $\gamma$ ) en un momento dado, denominado ángulo horario de Greenwich (GHA) o tiempo sideral de Greenwich (GST), que muchas veces se expresa en forma de horas o en segundo y se puede convertir a ángulo.

La posición en longitud geográfica ( $\lambda_S$ ) de un satélite en un momento dado puede expresarse entonces por la ecuación

$$\lambda_S = \alpha - GHA \text{ grados} \quad \text{Ec. 4.16}$$

En la cual tanto  $\alpha$  como GHA son función del tiempo.

Las longitudes convencionalmente son positivas hacia el Este y negativas hacia el Oeste. Cuando el satélite es geoestacionario tanto  $\alpha$  como GHA varían nominalmente en la misma proporción y la longitud del satélite es constante. La longitud de la estación terrena es un ángulo fijo  $\lambda_{ES}$  en el sistema de coordenadas geográficas y la diferencia entre las longitudes  $\lambda_S$  y  $\lambda_{ES}$  puede expresarse por

$$\Delta\lambda = \alpha - GHA - \lambda_{ES} \quad \text{Ec. 4.17}$$

La Figura 4.51 muestra la posición de un satélite tanto en coordenadas topocéntricas como inerciales, así como la posición de una estación terrena en coordenadas geográficas.

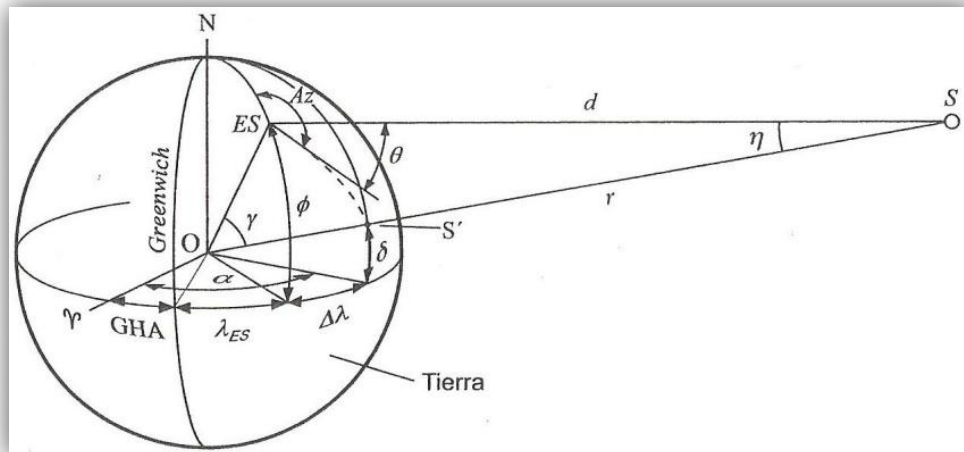


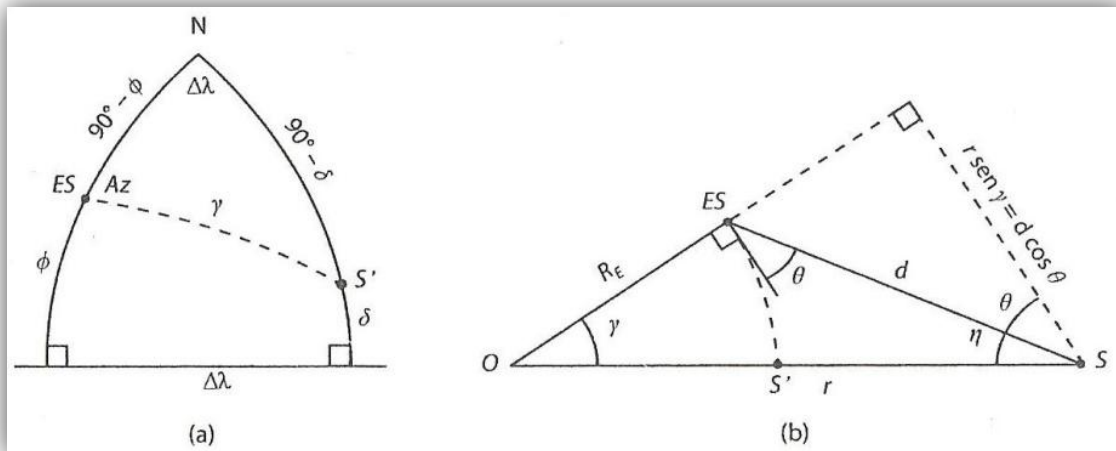
Figura 4. 51 Parámetros de la posición de un satélite y de una estación terrena en los sistemas de coordenadas topocéntrico e inercial.

- $\gamma$  = Eje del equinoccio de marzo
- GHA = Ángulo horario de Greenwich
- $A$  = Ángulo de ascensión recta del satélite
- $\Delta$  = Ángulo de declinación del satélite y latitud de su punto subsatelital  $S'$
- $r$  = Distancia del satélite al centro de la Tierra
- $\lambda_{ES}$  = Longitud geográfica de una estación terrena
- $\phi$  = Latitud geográfica de una estación terrena
- $\theta$  = Ángulo de elevación del satélite desde una estación terrena
- $A_z$  = Acimut del satélite desde una estación terrena
- $d$  = Distancia del satélite a una estación terrena

El ángulo  $\phi$  es positivo hacia el Norte del ecuador y negativo hacia el Sur igual que el ángulo  $\delta$ , mientras que  $\Delta\lambda$  es positivo hacia el Este y negativo hacia el Oeste.  $A_z$  puede representarse con valor de 0 a  $+180^\circ$  para valores positivos de  $\Delta\lambda$  y negativo en el mismo intervalo para negativos de  $\Delta\lambda$ , mientras que  $\theta$  solo tiene valores positivos de 0 a  $90^\circ$  hacia satélites visibles desde la estación terrena.

La conversión de uno a otro sistema de coordenadas está basada en las relaciones de los ángulos mostrados en la Figura 4.51 junto con las distancias  $r$  del satélite al centro de la Tierra y  $R_E$ , radio de la Tierra.

El ángulo de acimut es el formado, con vértice en la estación terrena  $ES$ , por dos planos, uno que pasa por el arco formado entre  $ES$  y el polo Norte y el otro por el arco entre  $ES$  y el punto subsatelital  $S'$ . El arco entre  $ES$  y  $S'$  describe el *ángulo central* y con vértice en el centro del planeta, como se muestra también en la parte (a) de la Figura 4.52.



**Figura 4. 52 Ángulos y lados para deducir las relaciones entre parámetros en distintos sistemas de coordenadas.**

Los valores de  $\theta$  y  $d$  se deducen de la parte (b) de la Figura 4.52 que representa el triángulo O/ES/S.

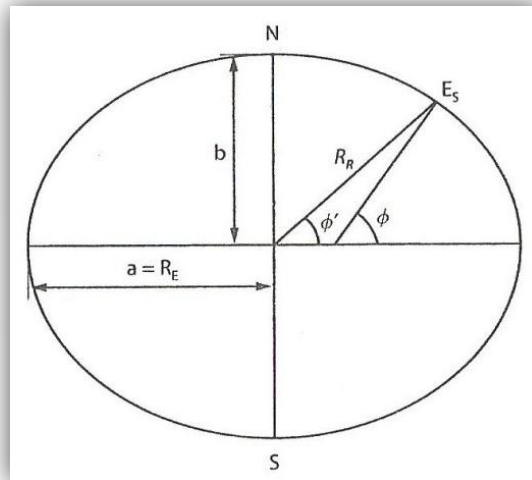
También de la misma figura en (b) se puede notar que el *ángulo de nadir* entre ES y O con vértice en el satélite es

$$\eta = 90^\circ - \gamma - \theta \quad \text{Ec. 4.18}$$

En el caso de satélites geostacionarios los usuarios de sus servicios suponen constante la distancia al satélite, y para las estaciones con antenas pequeñas solo se requieren los ángulos de acimut y elevación al instalarlas y cuando es necesario apuntar hacia otro satélite. Las estaciones terrenas de los usuarios con reflector de antena grande o mediana cuentan con sistemas de seguimiento del satélite que permiten modificar los referidos ángulos de forma automática sin intervención constante del dato de la distancia. En cambio, para las estaciones de control de dichos satélites

se necesita el dato preciso de la distancia  $d$  debido a que es esencial para conservar al satélite dentro de los límites de posición tolerados, ya que al variar  $d$ , cambia el periodo de la órbita.

Para lograr una mayor precisión en el valor de  $r$  debe tomarse en cuenta que nuestro planeta no es perfectamente esférico y que es necesario conocer con más exactitud la distancia de la estación terrena al centro de la Tierra además de su distancia al satélite. En este caso el valor constante de  $R_E$  que se utiliza suponiendo esfericidad perfecta se debe sustituir por un valor  $R_R$ , el cual depende de la latitud de la estación. El dato comúnmente utilizado de la latitud geodésica o geográfica  $\phi$  del sitio donde está ubicada la estación se basa en la medición local de la dirección vertical. Debido a que la distancia del centro del planeta al círculo ecuatorial es  $a = R_E = 6378.14$  km y a los polos es  $b = 6356.755$  km, una sección del corte vertical del planeta se puede representar por una elipse, como se muestra en la Figura 4.53 por lo que generalmente no pasa por dicho centro una línea virtual vertical partiendo del sitio de una estación terrena. En consecuencia, es necesario hacer las correcciones correspondientes basadas en la geometría de la figura mencionada.

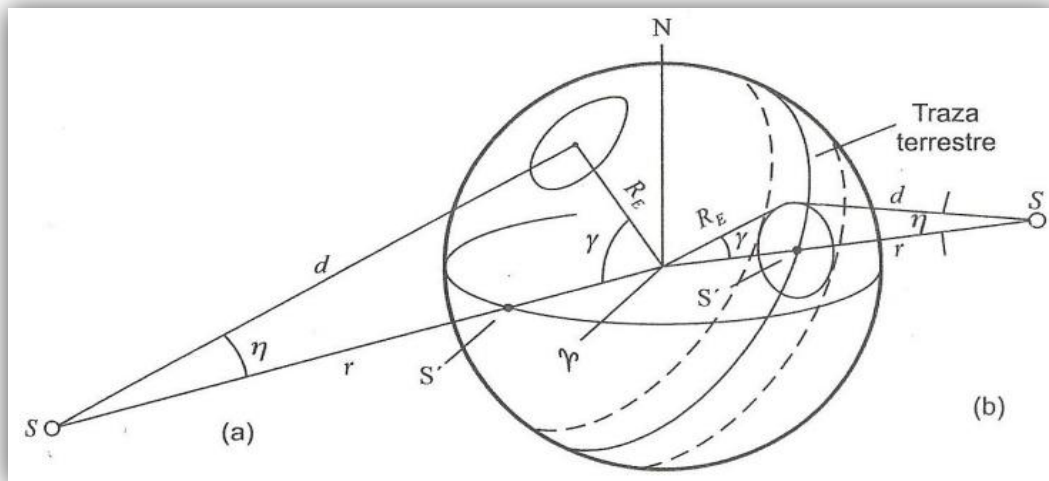


**Figura 4. 53 Latitud geocéntrica y distancia al centro de la Tierra de una estación terrena. La desviación de la forma de la Tierra respecto de esfericidad perfecta se muestra exagerada.**

#### 4.4.2.2. Coordenadas y Cobertura desde el Satélite

Un propósito valioso de un sistema de coordenadas con origen en un satélite es determinar la cobertura del mismo sobre la superficie de la Tierra, que consiste generalmente en curvas de ganancia o de PIRE constante de y hacia dicha superficie. Por ese motivo, una de las coordenadas es la distancia  $d$  (de las Figuras 4.51 y 4.52(b)) del satélite a puntos o contornos de la mencionada cobertura, que es la misma distancia utilizada en el sistema topocéntrico.

La Figura 4.54 muestra ejemplos de coberturas desde satélites geoestacionarios y no geoestacionarios, que evidentemente tienen características distintas.



**Figura 4.54 Cobertura de haces circulares**  
**(a) de un satélite geoestacionario, (b) de un satélite no geoestacionario.**

El centro del círculo es el punto subsatelital  $S'$  del lado derecho de la figura, y la mitad del ángulo de cobertura es  $\eta$  visto desde el satélite o  $\gamma$  desde el centro del globo terráqueo, que corresponde a una distancia en kilómetros sobre la superficie del planeta de  $R_E \pi \gamma / 180$  alrededor del mismo cuando  $\gamma$  se expresa en grados. Cada círculo representa la cobertura instantánea con una determinada PIRE, pero la anchura angular de la *faja de cobertura* de la traza terrestre es menor que  $2\gamma$ , ya que depende del traslapeo de huellas entre satélites del mismo sistema.

En el caso de una estación terrena o de un sitio geográfico determinado se puede determinar por medio de la Figura 4.52 (b) que el ángulo de nadir  $\eta$  entre ella y el punto subsatelital, con vértice en el satélite, tiene las siguientes relaciones con el ángulo  $\gamma$

$$\tan \gamma = \frac{d \sin \eta}{r - d \cos \eta}, \quad \tan \eta = \frac{R_E \sin \gamma}{r - R_E \cos \gamma} \quad \text{Ec. 4.19}$$

El valor de  $\gamma$  será el mismo para cualquier parte sobre la superficie de la Tierra mientras  $\eta$  y  $r$  tengan los mismos valores, suponiendo esfericidad de aquella, ya que en ese caso también  $d$  tendrá un valor constante. La distancia  $d$  se puede expresar también en función de dichos parámetros como

$$d = r \cos \eta - \sqrt{R_E^2 - r^2 \sin^2 \eta} \quad \text{Ec. 4.20}$$

Las relaciones de las ecuaciones 4.19 y 4.20 se aplican a cualquier punto de la cobertura de un satélite, siendo constantes en un contorno de ganancia o PIRE constante si el eje de su antena apunta al punto subsatelital y su haz es circular.

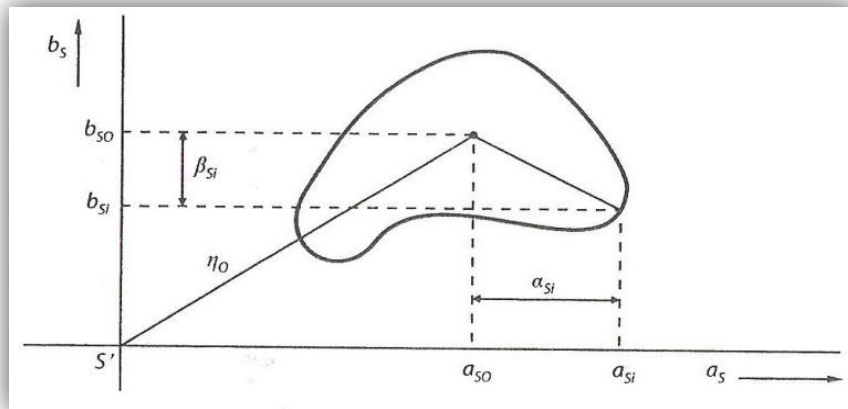
Los valores máximos de  $\eta$  y de  $\gamma$  ( $\eta_M$  y  $\gamma_M$ ) ocurren cuando  $\theta = 0$ , siendo en esas condiciones tangente a la superficie de la Tierra el cono de cobertura, por lo que de acuerdo con la ecuación 4.14 en ese caso  $\eta_M + \gamma_M = 90^\circ$  y

$$\sin \eta_M = \cos \gamma_M = \frac{R_E}{r} \quad \text{Ec. 4.21}$$

Suponiendo un valor requerido de  $\theta = 5^\circ$  para el haz global de un satélite geoestacionario, la anchura máxima de los haces de su antena, en este caso siempre orientada al nadir, es  $2\eta \cong 17.3^\circ$ , y el ángulo central de la cobertura máxima sobre la superficie terrestre alrededor del punto subsatelital es  $\gamma \cong 76.3^\circ$ .

Salvo para haces globales o posibles zonas de cobertura menores ubicadas básicamente en el círculo ecuatorial, el eje de la antena de un satélite geoestacionario no está dirigido al punto subsatelital, y aunque se utilice un haz de sección circular el contorno de cobertura correspondiente a ganancia constante de la antena no es un círculo, como se puede observar en la huella de la parte izquierda de la Figura 4.54. Se produce un alargamiento en la dirección en la cual aumenta la distancia  $d$  sobre el arco mayor que pasa por el punto subsatelital y por el centro de la cobertura.

Debido a que la declinación de un satélite geoestacionario es  $\delta = 0$ , el ángulo  $\gamma$  entre el punto subsatelital y cualquier otro de la huella queda totalmente definido por su componente en el plano ecuatorial o diferencia de longitud con el satélite,  $\Delta\lambda$ , y su componente perpendicular o latitud,  $\phi$ , por lo que  $\cos\gamma = \cos\Delta\lambda \cos\phi$ . Los ángulos equivalentes con vértice en el satélite son  $\eta$ , su componente  $a_S$  en el plano ecuatorial, que en este caso es el plano de la órbita, y la perpendicular  $b_S$ , mostradas en la Figura 4.55.



**Figura 4.55 Representación plana de un conjunto de ángulos  $\alpha_{Si}$  y  $\beta_{Si}$  respecto del eje de la antena de un satélite geoestacionario, así como  $a_{Si}$  y  $b_{Si}$  respecto de la dirección del punto subsatelital, correspondientes a uno de los contornos de igual ganancia de su haz conformado.**



Normalmente el contorno exterior de una cobertura se especifica inicialmente como un valor mínimo de PIRE en transmisión y de ganancia en recepción, en dirección de determinados límites geográficos, pero después de diseñar el sistema de antenas la cobertura resultante corresponde a un contorno con el valor de PIRE requerido que en algunos puntos excederá los límites geográficos originalmente señalados, por la imposibilidad de ajustarse exactamente a ellos.

Partiendo de cada una de las coordenadas geográficas  $\Delta\lambda_i$  y  $\phi_i$  de cada punto de un mismo contorno deseado, se obtienen los componentes angulares individuales  $a_{Si}$  y  $b_{Si}$  para ganancia o pire constante requerida de una antena de satélite o viceversa. La Figura 4.55 representa gráficamente la determinación de los valores de los dos ángulos componentes en cada dirección referida al eje de un haz conformado.

Los valores de  $\eta$ ,  $a_S$  y  $b_S$  se miden respecto de la dirección del nadir, en la cual se encuentra el punto subsatelital  $S'$ . El eje de la antena tiene el ángulo  $\eta_0$  con componentes  $a_{S0}$  y  $b_{S0}$ . Los valores angulares  $\alpha_{Si}$  y  $\beta_{Si}$  que representan igual ganancia de antena se miden respecto de dicho eje. En ambos casos el vértice del ángulo es el satélite. Por tanto, los valores angulares individuales de cada dirección del haz con ganancia constante son

$$a_{Si} = a_{S0} + \alpha_{Si} \quad , \quad b_{Si} = b_{S0} + \beta_{Si} \quad \text{Ec. 4.22}$$

Dadas las coordenadas geográficas deseadas para la intersección del eje del haz con la superficie de la Tierra,  $\Delta\lambda_0$  y  $\phi_0$ , se pueden determinar las coordenadas desde el satélite para el mismo punto por medio de

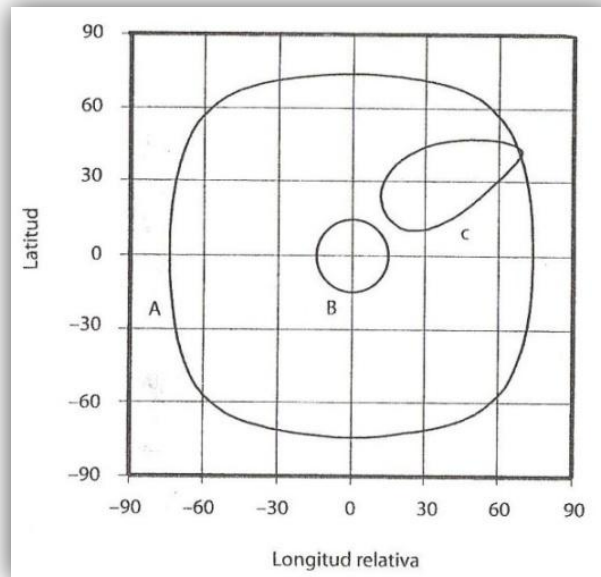
$$\cos \gamma_0 = \cos \Delta\lambda_0 \cos \phi_0 \quad , \quad d_0 = \sqrt{r^2 + R_E^2 - 2rR_E \cos \gamma_0}$$

$$\sin b_{S0} = \frac{R_E}{d_0} \sin \phi_0 \quad , \quad \sin \alpha_{S0} = \frac{R_E}{d_0} \sin \Delta\lambda_0 \frac{\cos \phi_0}{\cos b_{S0}} \quad \text{Ec. 4.23}$$

Sustituyendo el valor constante de  $R_E$  y el de  $r$  se pueden hacer los cálculos con la ecuación simplificada propuesta  $d_0 = 35786.5 (1.42 - 0.42 \cos \gamma_0)^{1/2}$  para la órbita geostacionaria o por medio de la Ecuación 4.21. La conversión a coordenadas geográficas para determinar la cobertura del haz se realiza mediante las ecuaciones

$$\begin{aligned} \cos \eta_i &= \cos \alpha_{Si} \cos \beta_{Si}, & d_i &= r \cos \eta_i - \sqrt{R_E^2 - r^2 \sin^2 \eta_i} \\ \text{Sen } \Delta\lambda_i &= \frac{d_i \text{ sen } \alpha_{Si} \cos \beta_{Si}}{\sqrt{R_E^2 - d_i^2 \text{ sen}^2 \beta_{Si}}}, & \text{sen } \Phi_i &= \frac{d_i \text{ sen } \beta_{Si}}{R_E} \end{aligned} \quad \text{Ec. 4.24}$$

Cada valor entero del subíndice  $i$  representa un punto individual de la cobertura por cada dirección seleccionada desde el satélite. Para un haz circular los valores de  $\alpha_{Si}$  y de  $\beta_{Si}$  varían entre 0 y  $\pm \Delta\eta$ , y la relación entre los dos componentes angulares es:  $\cos \beta_{Si} = \cos \Delta\eta / \cos \alpha_{Si}$ . La Figura 4.56 muestra la aplicación de las ecuaciones anteriores a tres haces circulares.



**Figura 4.56 Representación plana lineal de la cobertura de ganancia constante de tres haces circulares de un satélite geostacionario.**

**(A) Haz global de 17.2°, (B) y (C) haces de 5° de anchura. Los ejes de los haces (A) y (B) están dirigidos al punto subsatelital y el del haz (C) a un punto desplazado al Noreste del mismo.**

Suponiendo esfericidad perfecta de la Tierra, la huella C es simétrica respecto de un arco mayor sobre la cobertura geográfica que parte del punto subsatelital, pero en la gráfica no se observa así debido a que la representación plana de las latitudes y longitudes alarga los contornos geográficos y de cobertura en dirección de la longitud, en mayor proporción mientras mayor sea la latitud positiva o negativa, es decir, a mayores distancias del ecuador.

#### ***4.4.3. Perturbaciones de las Órbitas***

Las ecuaciones de las órbitas de Kepler consideradas hasta ahora se basan en la interacción exclusivamente gravitacional entre dos cuerpos esféricos homogéneos o dos cuerpos supuestamente puntuales, que no sean afectados por otros.

No obstante, para predecir valores más precisos de la posición y velocidad de un satélite real de la Tierra es necesario considerar otros factores (considerados perturbaciones de las órbitas) que afectan a las órbitas, como son el potencial de gravitación del Sol y el de la Luna, la falta de uniformidad de forma y de distribución de masas de la Tierra, la presión de la radiación solar y la fricción atmosférica.

Las perturbaciones se deben a fuerzas que son extremadamente pequeñas, con magnitudes máximas de solo decenas de  $\mu\text{N}/\text{m}^2$  cuando son causadas por presiones, y de hasta 10  $\mu\text{N}\cdot\text{m}$  cuando son momentos de giro, las cuales actúan constantemente, mientras que las fuerzas que se utilizan para contrarrestarlas en los sistemas más convencionales son de 1 o más Newtons, causando momentos correctores de menos de 1 hasta 25  $\text{N}\cdot\text{m}$ , pero aplicados por muy breve tiempo.

La trayectoria de la órbita cambiará según cambie en cada intervalo de tiempo la magnitud y dirección de cada una de las aceleraciones sobre el satélite en relación con la posición del mismo.

El efecto de las perturbaciones sobre los parámetros de las órbitas puede tener tres categorías: las *variaciones seculares*, que si no se corrigen representan cambios en ellos que aumentan en magnitud constantemente; las *variaciones de periodo largo*, que son oscilatorias con periodo mayor que el de la órbita; y las *variaciones de periodo corto*, igual o menor que el de la órbita. Todas o una parte de ellas se pueden considerar como una actualización de los parámetros de la órbita que se puede calcular para una época determinada o con cierta periodicidad.

La importancia de cada una de dichas variaciones para una órbita y un satélite de comunicación determinados depende de su magnitud relativa, del intervalo de tiempo entre correcciones a la órbita por medio de los dispositivos a bordo del satélite y de si es necesario o no corregir las variaciones de un parámetro específico.

#### ***4.4.4. Determinación de los Parámetros de las Órbitas***

Para predecir la posición y velocidad futuras de un satélite de acuerdo con los procedimientos señalados en los títulos anteriores se requiere conocer seis parámetros esenciales de su órbita en un lapso de tiempo actual e introducir sus modificaciones progresivas causadas por perturbaciones. Para ello se calculan primero los parámetros clásicos a partir de mediciones efectuadas desde estaciones terrenas equipadas para ese propósito.

En el caso de los satélites de comunicación geoestacionarios las órbitas casi siempre son elípticas al final del impulso del vehículo portador, cuyos parámetros son proporcionados por el contratista de los servicios de lanzamiento. Tanto durante la órbita de transferencia como durante toda la vida útil del satélite en operación se requiere determinar a ciertos intervalos sus parámetros actualizados.

En astronomía se dispone en ocasiones de muy escasa información respecto de la trayectoria de un cuerpo celeste de difícil observación. Algunos métodos tradicionales parten de información mínima para poder calcular los vectores de velocidad y posición en un punto de una órbita, con lo cual queda totalmente definida y pueden determinarse sus parámetros clásicos.

A diferencia de las posibilidades con los cuerpos celestes objeto de la astronomía, para los satélites de comunicación se tiene la ventaja de que en la actualidad se puede medir con facilidad, rapidez y suficiente precisión la distancia desde algunas estaciones terrenas adecuadamente equipadas hasta cualquiera de ellos, gracias al apoyo del sistema de telemetría y telemando de éstos junto con la posibilidad con que normalmente se cuenta de medir con la precisión necesaria los ángulos de acimut y elevación de su posición.

Concertar la participación de varias estaciones terrenas muy distantes entre sí, con ubicaciones conocidas con precisión, facilita la determinación de la órbita y a la vez es útil para la transmisión de mandos que permitan realizar las modificaciones necesarias a la misma después del lanzamiento del satélite, utilizando su propio sistema de propulsión. La conveniencia de dichas condiciones se debe a los distintos ángulos y distancias de observación de cada estación y al hecho de que pueden aportar abundantes datos, muchos de ellos redundantes, que ayudan a lograr mayor precisión de los parámetros calculados. Se cuenta también con la ventaja de que los satélites artificiales de comunicación circunnavegan alrededor de la Tierra, y que recién lanzados tienen generalmente un periodo más corto que el de rotación de ésta, o bastante excentricidad, por lo que su movimiento aparente es amplio y bien definido.

Para explicar en detalle los procesos para la determinación definitiva de los parámetros de las órbitas por diversos métodos alternativos, se pueden exponer aquí como ejemplo algunos lineamientos a dicho propósito:

La colección de datos de distancia, acimut y elevación obtenidos desde cada estación terrena debe tener la mayor precisión posible, distribuirse uniformemente en el tiempo, y si es posible abarcar un arco muy amplio de la trayectoria del satélite.

La precisión de los datos obtenidos depende de la calibración adecuada de los equipos que realizan la medición de distancia ( $d$ ) y de la precisión del apuntamiento de las antenas utilizadas para medir los ángulos de acimut ( $Az$ ) y elevación ( $\theta_{ES}$ ). Para convertir en el siguiente paso los datos a coordenadas inerciales ( $r, \alpha, \delta$ ) se requiere también la ubicación correcta del sitio de la estación terrena en longitud ( $\lambda_S$ ) y latitud geográfica ( $\phi'$ ), así como la corrección de su distancia al centro de la tierra ( $R_R$ ).

Los criterios a seguir para obtener los datos de la trayectoria para órbitas de transferencia de satélites geoestacionarios o de tipo Molniya, requieren datos de varias horas de cada estación, tomados, cada 20 minutos alrededor del apogeo y cada 10 minutos alrededor del perigeo.

#### ***4.4.5. Transferencias y Mantenimiento de las Órbitas***

##### ***4.4.5.1. Transferencias***

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 una a otras órbitas. El proceso de transferencia usualmente se basa en impulsos 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.

En el caso más general, para modificar una órbita es necesario cambiar la magnitud y dirección de la velocidad del satélite en la intersección de la órbita original con la nueva. Cuando las dos órbitas son coplanares basta con cambiar la magnitud de la velocidad, y en algunos casos basta con cambiar su dirección si no son coplanares. Cuando las dos órbitas de interés no tienen intersección es necesario en primer lugar transferir el satélite a una órbita que intercepte a ambas.

Una situación típica consiste en que un satélite, con destino final a una órbita geostacionaria, después de su lanzamiento se encuentre en una órbita conocida como de *estacionamiento*, cuya trayectoria no tiene intersección con la deseada. Walter Hohmann estudió esta situación demostrando que la órbita final se pueda alcanzar con dos cambios de velocidad.

La Figura 4.57 ilustra las maniobras necesarias para este propósito en el caso más simple de dos órbitas coplanares.

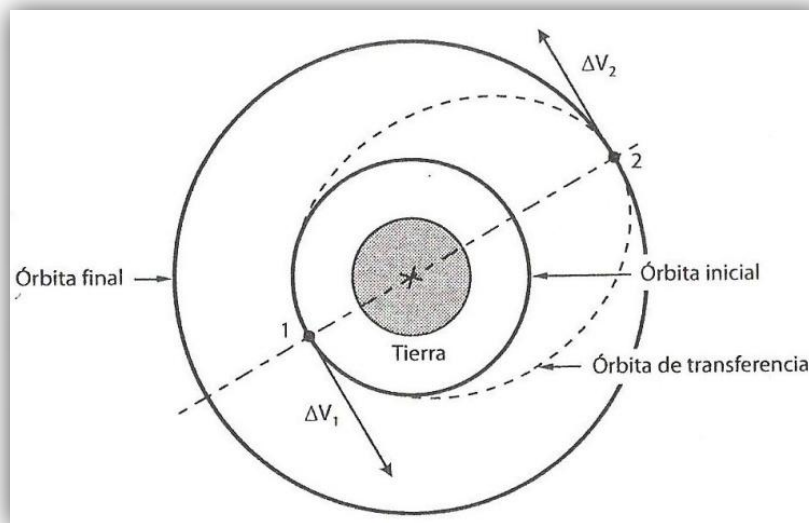


Figura 4.57 Transferencia Hohmann de una a otra de dos órbitas circulares coplanares.

Llamando  $a_1$  al radio de la órbita inicial y  $a_2$  al de la final podemos encontrar las siguientes relaciones

Velocidades en las órbitas inicial y final ,  $V_1 = (\mu/a_1)^{1/2}$ ,  $V_2 = (\mu/a_2)^{1/2}$

Órbita de transferencia:

Eje semimayor  $a_{tf} = \frac{1}{2}(a_1 + a_2)$

Velocidad en el apogeo  $V_A = \left[ \mu \left( \frac{2}{a_2} - \frac{1}{a_{tf}} \right) \right]^{1/2}$

Velocidad en el perigeo  $V_p = \left[ \mu \left( \frac{2}{a_1} - \frac{1}{a_{tf}} \right) \right]^{1/2}$

Impulsos de velocidad  $\Delta V_1 = V_p - V_1, \Delta V_2 = V_2 - V_A$

donde  $\mu = 398601 \text{ km}^3/\text{s}^2$ .

Ec.4.25

Tomando como ejemplo una órbita inicial de 6578 km de radio (200 km de altura), y final de 42 164 km (geoestacionaria), al aplicar las ecuaciones 4.25 se obtiene:  $V_1 = 7.78 \text{ km/s}$ ,  $V_2 = 3.075 \text{ km/s}$ ,  $a_{tf} = 24371 \text{ km}$ ,  $V_A = 1.60 \text{ km/s}$ ,  $V_p = 10.23 \text{ km/s}$ ,  $\Delta V_1 = 2.45 \text{ km/s}$ ,  $\Delta V_2 = 1.47 \text{ km/s}$ .

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 (antes del primer impulso), por haberse convertido la órbita en elíptica con dimensiones mayores. Después del impulso final en el punto 2 la órbita se convierte nuevamente en circular, al aumentar en magnitud el vector de su posición en un punto diametralmente opuesto. La transferencia de Hohmann es muy eficiente, y en el ejemplo anterior requiere de un impulso total de 3.92 km/s.



La transferencia se puede hacer en menos tiempo con poca eficiencia, también por medio de dos impulsos, siendo solo el primero tangente (a la órbita menor), y de mayor magnitud que en una Hohmann, para acelerar las maniobras. En este caso la trayectoria del satélite interseca la órbita final con un ángulo que se debe corregir de inmediato con el segundo impulso, para que su movimiento quede en ella, sumando los dos aproximadamente 4.69 km/s si se utilizan los datos del ejemplo.

En el paso de la órbita inicial a la final pueden participar, además del vehículo portador, uno o más cuerpos impulsores distintos, incluso el propio satélite. El primero debe impulsar el ascenso cuando menos desde la superficie de la Tierra hasta la órbita de estacionamiento, donde se puede utilizar otro impulsor externo diferente, aunque esta alternativa puede no ser la más conveniente.

Otros portadores colocan un satélite geoestacionario desde la superficie de la Tierra hasta su órbita de transferencia, y excepcionalmente se utilizan los que lo pueden colocar en la órbita final. Cuando está previsto que el propio satélite realice la segunda fase de la transferencia el vehículo portador o motor adicional inyecta al satélite en una órbita elíptica, con el apogeo a la altura de la circular final.

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 puede producir un solo impulso.

Es común que además del cambio de dimensiones de la órbita sea necesario cambiar su inclinación. Si la órbita tiene las dimensiones deseadas se puede modificar su inclinación en  $\Delta i$  por medio de un impulso que solo cambie la dirección de la velocidad en el punto de aplicación.

La Tabla 4.13 permite comparar las **CAPÍTULO 4. DESARROLLO**  
magnitudes de los cambios de velocidad necesarios para pasar de una órbita de estacionamiento a una geoestacionaria en tres distintas opciones de transferencia.

MANIOBRA	(a) COPLANAR $\Delta V$ (km/s)	(b) $\Delta i = 28^\circ$ $\Delta V$ (km/s)	(c) $\Delta i = 28^\circ$ $\Delta V$ (km/s)
De la órbita de estacionamiento a la de transferencia	2.45	2.45	2.45
Reducción de la inclinación en el apogeo		0.77	
Circularización de la órbita de transferencia	1.47	1.47	
Combinación de circularización de la órbita de transferencia y reducción de su inclinación			1.82
$\Delta V$ total	3.92	4.69	4.27

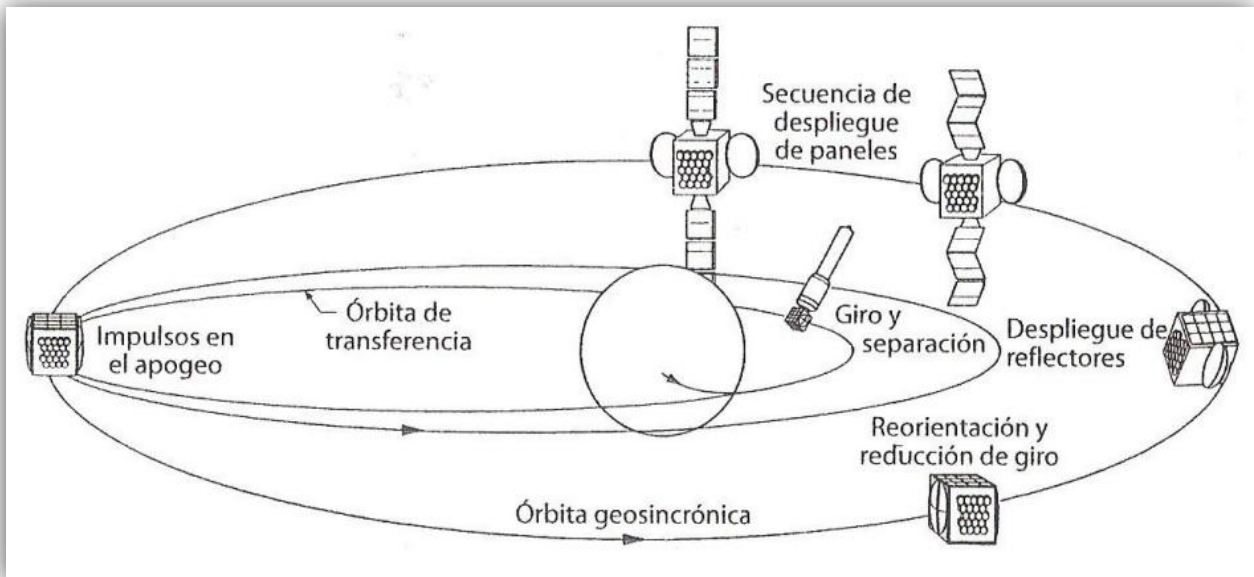
**Tabla 4.13 Cambios de velocidad para la transferencia de órbitas.**

Los ejemplos incluidos son: (a) transferencia coplanar, (b) transferencia con cambio de inclinación después de llegar el satélite a la órbita elíptica, y (c) transferencia con cambio de inclinación combinado con la conversión de la órbita elíptica intermedia en la órbita final.

Si la altura del apogeo después de la separación del satélite del vehículo portador no alcanza la correspondiente a la geoestacionaria, además de circularizar la órbita con uno o más impulsos en el apogeo, serán necesarios uno o más impulsos en el perigeo para aumentar la magnitud del vector de posición en el apogeo. Esta operación, que se denomina PVA (*Perigee Velocity Augmentation* en inglés), puede estar prevista y planeada, debido a las limitaciones conocidas del vehículo de lanzamiento para colocar en órbita a un determinado satélite.

Antes de que el satélite se ponga en operación se deben realizar otras múltiples operaciones de gran importancia que en el caso de un satélite geoestacionario de estabilización triaxial abarcan, entre otras, la detención del giro sobre sí mismo que le imprime anteriormente, el despliegue de paneles solares y de reflectores de antenas, la adquisición de referencias para el control de actitud, y las pruebas de subsistema en órbita.

La Figura 4.58 muestra un ejemplo que comprende el proceso de circularización y parte de las mencionadas operaciones, suponiendo que desde la órbita de transferencia el apogeo tiene la altitud necesaria, por lo que solo se requieren encendidos del motor de apogeo en dicho ápside para ampliar el perigeo.



**Figura 4.58** Secuencia de lanzamiento y operaciones en órbita antes de iniciar servicios.

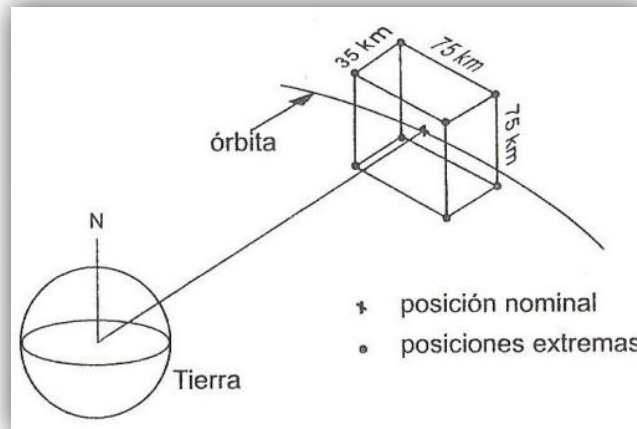
La detención del giro del satélite sobre su propio eje generalmente se realiza mediante varias etapas de reducción, antes de iniciar la estabilización triaxial, para la cual también es necesario destrabar y activar las ruedas de momento y los giroscopios. Después del despliegue de los paneles solares se adquieren las direcciones de referencia del Sol y de la Tierra.

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 residual, pasar de la órbita de deriva a la final y perfeccionar la circularidad y la posición orbital. Este ajuste es arriesgado debido a la gran cantidad de satélites en la órbita, requiriéndose mucho cuidado para evitar accidentes catastróficos por colisiones con otros sistemas. Concluido el proceso anterior, se inicia el mantenimiento de la órbita.

#### 4.4.5.2. Mantenimiento de las Órbitas

Después de completar la transferencia de cada satélite a su posición de operación es necesario conservar dentro de límites estrechos los valores de los parámetros de su órbita. Las alteraciones de los parámetros de las órbitas se producen por las perturbaciones debidas al Sol, a la Luna, a las irregularidades de la propia Tierra y a la fricción de la atmósfera.

La Figura 4.59 muestra el paralelepípedo dentro del cual puede moverse un satélite geoestacionario sin exceder límites de variación de  $\pm 0.05^\circ$  en longitud y latitud respecto de su posición nominal, y excentricidad de  $e = 4 \times 10^{-4}$ .



**Figura 4.59 Desplazamientos posibles de un satélite geoestacionario sin exceder la desviación de su posición orbital  $\pm 0.05^\circ$  en su longitud y latitud, ni  $e = 4 \times 10^{-4}$  en excentricidad.**

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 más significativas son la inclinación de la órbita por efecto del Sol y la Luna, y la atracción Este u Oeste causada por las irregularidades de la Tierra. La forma de corregir los efectos de dichas perturbaciones consiste normalmente en activar periódicamente los impulsores apropiados del satélite para producir los cambios de velocidad necesarios.

La fuerza de atracción de los satélites geoestacionarios hacia las longitudes  $75.1^\circ$  Este y  $254.7^\circ$  Este, produce una aceleración que requiere de correcciones periódicas de velocidad en función de la cercanía del satélite a dichas longitudes, las cuales se pueden estimar por medio de la ecuación  $\Sigma\Delta V = 1.8 \sin (2|\lambda_S - \lambda_{STA}|)$  m/s/año, siendo  $\lambda_S$  la longitud geográfica del satélite y  $\lambda_{STA}$  la longitud estable más próxima de las dos mencionadas.

En realidad, la magnitud de la aceleración ejercida según las distintas posiciones orbitales tiene máximos un poco diferentes entre sí, por lo que la magnitud total anual de las correcciones requeridas es, en un extremo, 0 alrededor de cuatro longitudes ( $75.1$ ,  $161.9$ ,  $254.7$  y  $345.5$  grados Este) y un poco más de 2 m/s/año en uno de los cuatro máximos; de cualquier modo, incluso las mayores correcciones por dicho efecto son pequeñas comparadas con las de inclinación.

Tales correcciones se aplican por medio de impulsos tangentes a la órbita y producen excentricidad si se aplican en todo su valor en un solo punto de una órbita circular, creando un ápside en el mismo.

La radiación solar produce también excentricidad, ya que aumenta la velocidad del satélite en la parte de la órbita en que su movimiento lo aleja del Sol, creando un perigeo en esa parte, y como consecuencia un apogeo en la parte opuesta. En cambio, la presión de la radiación disminuye la velocidad del satélite en la parte de la órbita en que se acerca al astro, acentuando el apogeo creado en la mitad anterior, con el

resultado de que se refuerza el efecto de excentricidad no solo en esa circunvolución, sino también en todas las siguientes.

Cuando ya existe una pequeña excentricidad por cualquiera de las causas mencionadas se detecta por la oscilación Este-Oeste del satélite con periodo de un día, cuyo valor es

$$e = 0.008727A_{ex} \quad \text{Ec. 4.26}$$

Donde  $A_{ex}$  es la mitad del intervalo angular entre los dos extremos de la oscilación expresada en grados.

En general, las perturbaciones más importantes de vigilar y las correspondientes correcciones más frecuentes de realizar en la órbita geoestacionaria son las de longitud, ya que las primeras producen las mayores desviaciones angulares, aunque las segundas consuman mucho menos propulsores que las de inclinación. Las correcciones más fáciles de realizar son las de excentricidad, que pueden combinarse con las de longitud, requiriendo muy poco consumo adicional de propulsores.

Además del posible efecto de excentricidad causado por las correcciones de velocidad tangentes a la trayectoria, cualquier activación de los impulsores, ya sea con fines de control orbital o de actitud, puede producir variaciones mínimas en los parámetros de la órbita debido a desequilibrio entre los que sean activados, que pueden tener envejecimiento desigual; a cambios del centro de masa por el consumo de propulsores; o por pequeñas desalineaciones de los impulsores.

### **4.4.5.3. Órbitas de Retiro**

Al terminar la vida útil prevista de un satélite geoestacionario de comunicación es necesario realizar una última maniobra para colocarlo en una órbita de retiro o desecho que debe estar por lo menos 300 km más alejada de la Tierra, a fin de reducir el riesgo que pueda representar para otros satélites activos. La cantidad de propulsante para retirar el satélite es la necesaria para aplicarle dos impulsos con cambios de velocidad totales de cuando menos 11 m/s (aproximadamente 3.63 m/s por cada 100 km de aumento de altitud). Debido a que la imprecisión de la medición del remanente de los propulsores generalmente es mayor que la cantidad de ellos necesaria para el retiro, a la previsión para este último evento debe agregarse, como margen, por lo menos el valor de la imprecisión estimada para dicha medición.

Un error en las previsiones de propulsores para el retiro del satélite que impida alejarlo de la Tierra 300 km más origina un riesgo para otros satélites, porque la nave iniciará una deriva que la hará oscilar muy lentamente alrededor de una de las dos longitudes geográficas de atracción ( $75.1^\circ$  y  $254.7^\circ$  Este) y permanecerá en órbita como desecho espacial por un tiempo indefinido.

Además de la maniobra orbital de retiro, deben descargarse las baterías y evitar hasta donde sea posible que queden en la nave propulsores, con el propósito de reducir las consecuencias de una posible colisión futura con otra nave.

### **4.4.6. Lanzamiento**

#### **4.4.6.1. Misión de Lanzamiento**

Las misiones espaciales en general, incluyendo el diseño y construcción de los vehículos de lanzamiento, son complejas y de muy alto costo, y tienen diversos objetivos que en este caso se reducen al lanzamiento de satélites comerciales de comunicación. En este caso el costo de lanzamiento, aun siendo proporcionalmente menor que en otras misiones, es de valor similar al del sistema de satélites.

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 éste como las maniobras posteriores para ubicar los satélites en sus posiciones definitivas.

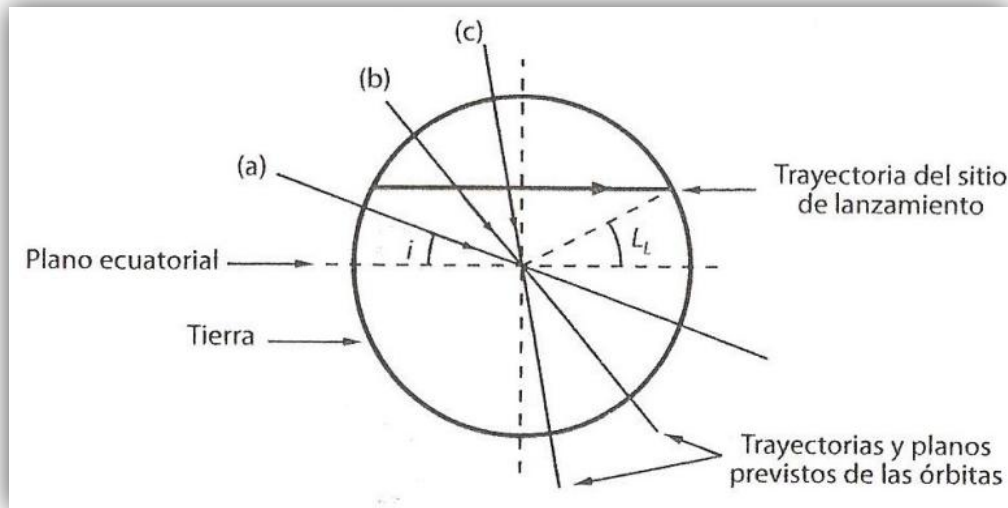
Los proveedores de servicios de lanzamiento tienen establecidos requisitos, dimensiones, acoplamiento, tolerancia a la vibración y a las ondas acústicas, los cuales deben ser satisfechos por los fabricantes de satélites.

### **4.4.6.2. Ventanas de Lanzamiento**

Para el lanzamiento de un satélite es útil que en el momento de despegue del vehículo portador el sitio de lanzamiento se encuentre aproximadamente en el plano de la órbita circular inicial, lo cual determina en parte las *ventanas de lanzamiento* o sea los lapsos apropiados para efectuarlo.

Lo anterior se debe a que la trayectoria desde el despegue hasta dicha 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, a causa de la rotación de la Tierra, para que se cumplan las condiciones mencionadas, como se ilustra en la Figura 4.60.





**Figura 4.60 Condiciones geométricas apropiadas e inapropiadas para el lanzamiento de un satélite a una órbita de estacionamiento o a una órbita circular baja.**

Como el sitio de lanzamiento gira sobre el eje de rotación de la Tierra, describiendo un círculo cuyo plano no pasa por el centro del planeta (círculo menor), para órbitas directas consumiendo el mínimo de propulsores solo existen ventanas de lanzamiento si la inclinación  $i$  de la órbita es igual o mayor que la latitud de lanzamiento  $L_L$ . De la Figura puede observarse que no existen ventanas de lanzamiento con esas características hacia un órbita con la inclinación del plano (a) debido a que es menor que la latitud del sitio de lanzamiento, y por tanto la trayectoria circular de éste no cruzará en ningún momento el plano deseado. En cambio, son posibles con un mínimo de maniobras los lanzamientos a órbitas con las inclinaciones de los planos (b) y (c), entre otros.

Para el caso de inyección a órbitas elípticas, como la de transferencia previa a una geostacionaria, la selección del momento de un lanzamiento afecta la orientación inicial del satélite respecto del Sol.

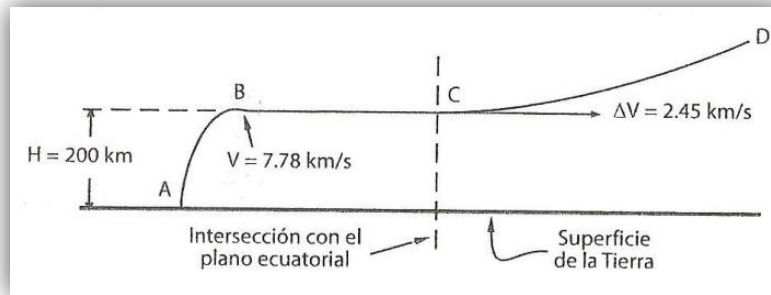
La actitud inicial del satélite respecto del Sol puede ser la principal restricción de la duración de la ventana de lanzamiento, por las dificultades iniciales para el control térmico de un satélite geoestacionario, dependiendo del ángulo entre su eje de rotación y la dirección del Sol, y para la generación de energía eléctrica, debido a que está limitada por el plegamiento de los paneles solares durante la órbita de transferencia.

Debido a que la inyección a la órbita de transferencia ocurre mucho más cerca del perigeo que del apogeo, un lanzamiento a medianoche para un satélite con órbita final geoestacionaria garantiza que los eclipses posibles en la primera ocurran cerca del perigeo. Como el satélite se mueve más rápidamente cerca de perigeo, lo anterior hace que los eclipses sean más cortos y por tanto menos críticos para los sistemas térmicos y de energía.

#### ***4.4.6.3. Trayectoria de Lanzamiento***

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

La Figura 4.61 ilustra como 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 un ángulo que para órbitas finales 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 favorable a las órbitas directas con poca inclinación, que varía entre 0.4 y 0.46 km/s en los sitios de lanzamiento actuales ubicados en latitudes menores que 30°.



**Figura 4.61 Trayectoria de lanzamiento respecto de la superficie de la Tierra.**

El tramo AB representa el ascenso del portador hasta la órbita circular de estacionamiento por la acción de fuerzas continuas durante la mayor parte del tiempo, en el cual debe utilizarse, además de la energía cinética y potencial para alcanzarla, la necesaria para superar las fuerzas de arrastre o fricción atmosférica.

Al final de este 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 encontrará en la órbita de estacionamiento.

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

El lanzador navega en el tramo BC de la órbita 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 dicha órbita represente apenas una fracción de una circunvolución, 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  $\Delta V = 2455$  m/s, que convierte la órbita de estacionamiento en la de transferencia en el caso de satélites geoestacionarios, sin que sea necesario que antes se complete una circunvolución. Normalmente el sistema de lanzamiento proporciona una precisión mejor que  $\pm 200$  km en la altura que se alcanza en el apogeo para el caso mencionado, para lo cual la precisión de la velocidad de inyección de un vehículo desechable en o cerca del perigeo debe ser mejor que  $\pm 4 \times 10^{-4}$  ( $\pm 0.04\%$ ).

No obstante, cada orbitador o vehículo recuperable del sistema STS realiza más 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 (PKM) acoplado al satélite, el cual se enciende a continuación de que el vehículo de transporte los hace girar conjuntamente, para estabilizarlos, y los expulsa, siendo desechado posteriormente el PKM por el satélite cuando se ha extinguido su combustible. Si una parte activa del vehículo acompaña al satélite en el tramo CD, es decir, si se trata de un vehículo desechable, el mismo reorientará e imprimirá rotación 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 verificar sus características antes de que se apliquen los procedimientos para circularizarla y de que la nave sea colocada en su posición definitiva.

#### **4.4.6.4. Sistemas de Lanzamiento**

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

En la Tabla 4.14 se indican los nombres de los lanzadores más usados para colocar satélites de varias toneladas en la órbita geoestacionaria.

<b>Nombre del vehículo</b>	<b>Fabricante</b>	<b>Capacidad máxima de carga aprox. (kg)</b>	<b>Observaciones</b>
<b>Ariane 4</b>	Arianespace, Francia	4,500	Opera desde 1988 y existe en varias versiones según el peso de la carga.
<b>Ariane 5</b>	Arianespace, Francia	6,300	Inicio operaciones a fines de 1999.
<b>Delta 2</b>	Boeing, Estados Unidos	1,900	Existe en varias versiones para diversos pesos.
<b>Delta 3</b>	Boeing, Estados Unidos	3,800	Inicio operaciones en 1999.
<b>Atlas 2</b>	Lockheed Martin, Estados Unidos	3,700	Inicio operaciones en 1993.
<b>Atlas 3</b>	Lockheed Martin, Estados Unidos	4,000	Inicio operaciones en 1999.
<b>Titán 4</b>	Lockheed Martin, Estados Unidos	5,700	
<b>Protón K</b>	Khrunichev, Rusia	5,500	Tiene una gran confiabilidad, pues lleva más de 30 años funcionando.
<b>Zenit 3</b>	NPO Yuzhnoye, Ucrania	5,200	Este cohete es también utilizado por Sea Launch desde 1999.
<b>Gran Marcha CZ-3A</b>	China Great Wall, China	2,500	Activo desde 1994.
<b>Gran Marcha CZ-2E</b>	China Great Wall, China	3,400	Activo desde 1990.
<b>Gran Marcha CZ-3B</b>	China Great Wall, China	4,500	Activo desde 1996.
<b>H-2<sup>a</sup></b>	Rocket Systems, Japón	4,000	Inicio operaciones en el verano 2002.

**Tabla 4.14 Lanzadores más importantes que se utilizan para colocar en órbita a satélites geostacionarios de gran peso.**

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 más alto riesgo de falla catastrófica de un proyecto de comunicación comercial por satélite, ya que su fiabilidad solo ha mejorado de 85 a 96% en tres décadas. Por esta parte, en el mismo periodo su eficiencia, capacidad y diversificación han aumentado considerablemente.

#### ***4.4.6.5. Sitios de Lanzamiento***

Actualmente en tierra firme existen poco más de 50 sitios de lanzamiento de satélites en todo el mundo, aunque generalmente solo una fracción de ellos permite colocar determinados tipos de satélites en determinadas órbitas, o está disponible para participar en el lanzamiento de los comerciales. Además, se hacen lanzamientos desde plataformas marítimas y desde aviones.

Para misiones en órbitas directas con muy poca o nula inclinación tiene una doble ventaja que el sitio de lanzamiento esté muy cerca del círculo 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 o 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 caen las partes de las primeras etapas de impulso que son expulsadas por el vehículo portador después de consumirse sus propulsores, ya que es necesario que tales desechos no representen peligro para personas o bienes, por lo que generalmente dicha zona se encuentra en el mar o en desiertos.

#### ***4.4.6.6. Propulsión de los Vehículos de Lanzamiento***

Los principios básicos de propulsión en el espacio son aplicables tanto a los vehículos de lanzamiento como al subsistema de propulsión de los satélites. No obstante, una diferencia significativa consiste en que la presión y la densidad atmosféricas tienen una variación muy grande en la atmósfera baja del primer tramo en que operan los lanzadores, factor que es necesario considerar en el análisis de la propulsión de éstos.

La Figura 4.62 representa esquemáticamente un impulsor, cohete o motor de un vehículo de lanzamiento basado en un líquido oxidante y un combustible como referencia para reexaminar las relaciones consideradas.

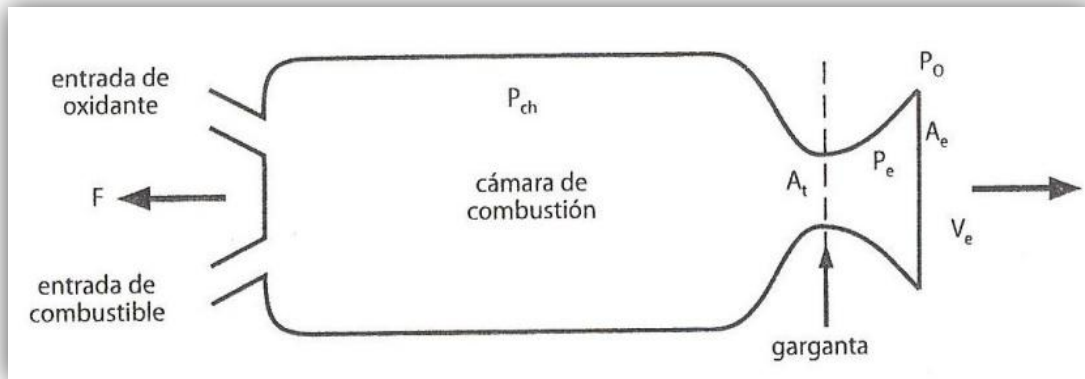


Figura 4.62 Esquema de un impulsor de un vehículo de lanzamiento.

La fuerza total de empuje  $F_T$  del cohete es

$$F_T = \dot{m}_p v_e + A_e (P_e - P_0) \quad \text{Ec. 4.27(a)}$$

donde  $\dot{m}$  es la tasa de flujo de masa de los ergoles,

- $v_e$  es la velocidad de la masa expulsada,
- $A_e$  es el área de la boca de la tobera,
- $P_e$  es la presión en el cuello o garganta, y
- $P_0$  es la presión de la atmósfera ambiente.

La ecuación anterior hace pensar que la fuerza de empuje aumenta forzosamente al aumentar la presión en la garganta del cohete. No obstante, por relaciones más complejas, mientras más aumente  $P_e$  sobre el valor de  $P_0$  menor será el valor de  $v_e$ . De hecho, con las demás condiciones constantes el valor máximo de  $F_T$  se obtiene cuando  $P_e - P_0$  es lo más cercano a cero. Se puede definir la *velocidad efectiva* de expulsión de gases como

$$v_{eff} \equiv F_T / \dot{m}_p = v_e + A_e (P_e - P_0) / \dot{m}_p \quad \text{Ec. 4.27(b)}$$

Con lo cual  $F_T = \dot{m}_p v_{eff}$ .

Un factor de mérito muy utilizado es el llamado impulso específico, que es la relación de la fuerza de empuje entre el flujo de masa por la aceleración de la gravedad de referencia,  $\dot{m}_p g$

$$I_{sp} = \frac{F_T}{\dot{m}_p g} \quad \text{Segundos} \quad \text{Ec. 4.27(c)}$$

el cual refleja la eficiencia con que la expansión de la descarga gaseosa produce fuerza de empuje. Su valor depende, entre otras variables, del tipo de propulsores químicos empleados, de la relación de su mezcla y de la raíz cuadrada de la temperatura absoluta de la cámara de combustión. Una forma de maximizar el impulso específico consiste en darle un valor adecuado a la *relación de expansión de área de la tobera*  $\varepsilon_x$

$$\varepsilon_x = A_e/A_t \quad \text{Ec. 4.27(d)}$$

para lo cual debe incrementar al aumentar la altura a la que opera un impulsor, lo que reduce la diferencia entre las presiones  $P_e$  y  $P_0$ . Como  $P_0$  varía durante el vuelo del impulsor de cada etapa, la relación  $\varepsilon_x$  debe tener un valor de compromiso para cada una. Valores característicos de  $\varepsilon_x$  son de 6 a 8 para la primera etapa de un vehículo de lanzamiento, 20 a 30 para la segunda y de 30 a 45 para las superiores.

Otra figura de mérito relacionada con el área de la garganta o cuello de la tobera,  $A_t$ , es el *coeficiente de empuje*  $C_F$

$$C_F \equiv F_T/F_t \quad \text{Ec. 4.27(e)}$$

Donde  $F_t = P_{ch}A_t$ , siendo  $P_{ch}$  la presión en la cámara de combustión. Este coeficiente refleja el desempeño de la tobera, ya que depende de  $\varepsilon_x$ , teniendo valores típicos de  $C_F = 1.62$  para  $\varepsilon_x = 30$  y de  $1.88$  para  $\varepsilon_x = 200$ .



La Tabla 4.15 muestra valores típicos del impulso específico  $I_{sp}$ , que se obtienen de solo unos pocos de los diversos compuestos químicos empleados en los vehículos de lanzamiento actuales.

Tipo y propulсantes	$I_{sp}$ (s) al vacío
Motor sólido de polímeros orgánicos, polvo de aluminio y perclorato de amonio	280-304
De dos ergoles líquidos: Keroseno y oxígeno líquido (LO <sub>2</sub> ) Oxígeno e hidrógeno líquidos (LO <sub>2</sub> /LH <sub>2</sub> ) Tetróxido de nitrógeno (N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> ) y monometilhidracina (MMH)	328 450 310-340

**La Tabla 4.15 Impulso específico de propulсantes para vehículos de lanzamiento.**

Además del impulso específico, otros factores tienen importancia considerable para seleccionar un tipo de motor con determinados compuestos propulсantes, como son, entre otros, su toxicidad y peligrosidad, las precauciones requeridas para almacenarlos, si son criogénicos o no, y la complejidad de los sistemas para manejarlos y controlarlos. El incremento de velocidad  $\Delta V$  del vehículo en el espacio, que se obtiene del empuje producido por la combustión de los propulсantes o ergoles, se relaciona con la variación de la masa de los mismos suponiendo que  $v_{eff} = I_{sp}g$  es constante

$$\Delta V = I_{sp}g \ln \frac{m_0}{m_F} \quad \text{m/s} \quad \text{Ec. 4.27 (f)}$$

donde  $m_0$  es la masa total del vehículo junto con su carga al principio de un intervalo de empuje, y  $m_F$  es la masa total al final del mismo.

Despejando la relación de la masa final a masa inicial se puede determinar el consumo de propulсantes para obtener un incremento determinado de velocidad

$$\frac{m_F}{m_0} = \exp\left(\frac{-\Delta V}{v_e}\right) = \exp\left(\frac{-\Delta V}{I_{sp}g}\right) \quad \text{Ec. 4.27(g)}$$

Las dos Ecuaciones anteriores no contemplan las pérdidas llamadas de gravedad y de fricción atmosférica, las cuales se representan como incrementos adicionales de velocidad necesarios para alcanzar la final en la órbita de inyección del satélite mediante un mayor consumo de propulsores.

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. Las dos últimas ecuaciones pueden aplicarse a cada etapa por separado, reduciendo en cada una el valor de  $m_0$ , a causa de la masa de los propulsores consumidos en la anterior y de la masa mecánica desechada.

Los métodos analíticos para obtener una distribución óptima de los incrementos de velocidad, hasta llevar a la órbita inicial, no necesariamente proporcionan un resultado óptimo para un lanzador desechable que además de llegar a la de estacionamiento produzca el impulso para convertirla en una transferencia. En este caso combinado, puede ser conveniente, aprovechando su capacidad de encendidos múltiples, que 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 mejor de los incrementos de velocidad y de aprovechar óptimamente la reserva de ergoles. Con este propósito 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 en secuencia para lograr la máxima eficiencia, cuando menos en la primera etapa es muy frecuente que también se combinen varios motores en ella. Los vehículos de lanzamiento de gran capacidad siempre logran un alto empuje de 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 ocho motores, de los cuales algunos son a base de sólidos y otros a base de líquidos.

#### **4.4.6.7. Motores a Base de Sólidos**

En estos motores el combustible generalmente es polvo de aluminio y el oxidante es perclorato de amonio. Se utiliza además una sustancia que aglomera el combustible y el oxidante y favorece la combustión, tal como el poliuretano o polibutadieno. Las características más sobresalientes de este tipo de motores son su relativo bajo costo, su simplicidad y su fiabilidad. Un motor de este tipo normalmente tiene un combustión continua y rápida desde que es encendido hasta que se consume totalmente, por lo que no puede tener encendidos múltiples. Entre los motores disponibles más representativos a base de sólidos la gama de impulso total que proporcionan se encuentra aproximadamente entre  $1.5 \times 10^3$  y  $3 \times 10^4$  kN-s, y la gama de fuerza de empuje máxima entre 30 y 325 kN por unidad. Los valores más característicos de su impulso específico se encuentran entre 280 y 300 segundos.

Como ya se señaló, para el cálculo de la masa variable de un vehículo de lanzamiento de múltiples etapas es importante considerar no solo la masa perdida por la expulsión de propulsores en cada etapa, sino también la masa desechada de la cubierta del motor y todas sus demás partes mecánicas. En el caso de los motores a base de sólidos, este cálculo se facilita por el hecho de que la masa de propulsores es comparativamente muy grande respecto de la total, usualmente de 91 a 95 %.

#### **4.4.6.8. Motores a Base de Líquidos**

Estos motores cuentan con un combustible y un oxidante, los cuales se alimentan en forma controlada a la cámara de combustión desde sus distintos tanques de almacenamiento.

Entre sus ventajas se encuentra que son más eficientes y flexibles en su desempeño que los motores a base de sólidos, pero tienen una mayor complejidad debida a su extensa red de válvulas, bombas, turbinas y conductos. Los más eficientes utilizan cámaras de precombustión que permiten lograr un impulso específico máximo.

Otro factor que incrementa la complejidad de los vehículos de mayor tamaño es el uso de propulsores criogénicos, los cuales deben cargarse solo poco antes del despegue. Los motores más representativos a base de líquidos utilizados actualmente en los vehículos de lanzamiento tienen un empuje máximo en la gama de 50 kN a 800 kN.

La alimentación de los propulsores a la cámara de combustión se realiza generalmente por medio de bombas, es decir, la presión máxima solo se encuentra a la salida de las bombas y en la cámara de combustión, mientras que las demás partes están sometidas a menores presiones. La masa de los propulsores representa entre 86 y 93 % de la total, de donde se puede estimar su valor al momento del encendido.

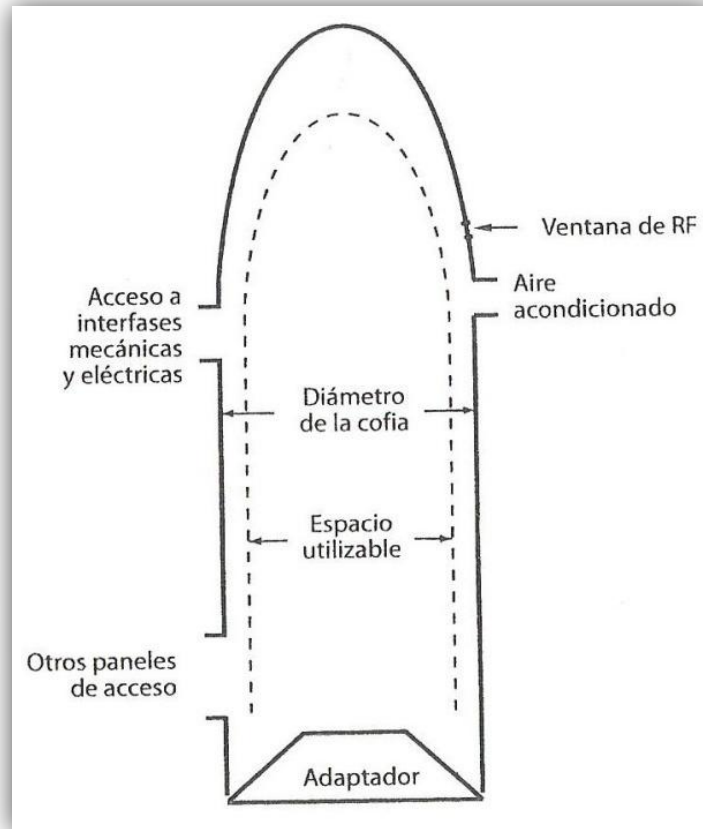
#### **4.4.6.9. Cofia y Adaptador**

Generalmente la cofia o cubierta protectora de los satélites, útil para la fase del ascenso en que se encuentran las mayores fuerzas aerodinámicas, se puede proporcionar en varias versiones similares. En los vehículos desechables este elemento queda ubicado en el extremo frontal 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 interior de la cofia.

La Figura 4.63 es un esquema de una cofia típica de vehículo desechable. Puede notarse que existen diversas aberturas de acceso al interior de la cofia que obviamente solo operan en el sitio de lanzamiento, ya que durante el vuelo quedan clausuradas.

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 cuando aquél se encuentra ya instalado en el vehículo portador.



**Figura 4.63 Cofia y adaptador de vehículo de lanzamiento.**

Durante el ascenso la cofia usualmente se abre y es expulsada por medio de dispositivos pirotécnicos cuando la presión dinámica desciende a  $q \leq 0.5 \text{ N/m}^2$ , lo que permite reducir la masa impulsada y por consecuencia reducir los propulsores consumidos en el ascenso siguiente.

El adaptador constituye un elemento estructural que fija mecánicamente el satélite al vehículo, pero también contiene cualquier interfaz eléctrica necesaria, además de una posible mesa de giro, ya sea normalizada o especial.

## CAPÍTULO 5. IMPLEMENTACIÓN

En el capítulo anterior se explico cómo está constituido un satélite geoestacionario partiendo desde: su estructura, sistema de propulsión, subsistema de antenas, de control de orientación, de energía, de telemetría y telemando hasta su colocación en órbita. Este tipo de satélite es muy útil para las comunicaciones, ya que con tres satélites geoestacionarios colocados a una distancia de  $120^\circ$  el uno del otro se puede lograr una cobertura total de la tierra, asegurando así un sistema de telecomunicaciones mundial.

Debido a las necesidades de comunicación de México y a las tecnologías esperadas para 10 años, según se planea el satélite, se plantean los siguientes servicios a ofrecer:

- Televisión
- Comunicaciones fijas
- Comunicaciones Móviles
- Redes de datos empresariales
- Señal de Internet, solo la parte de llevar datos al usuario
- Comunicaciones rurales
- Sustitución de satélites con poca vida útil
- Telefonía fija
- Telefonía Móvil
- Telefonía Rural

## **5.1. Telefonía Satelital**

En la actualidad, el flujo de comunicaciones, específicamente móviles, ha venido tomando tales dimensiones que el medio está formando nuevos tipos de usuarios, que exigen una mayor cobertura para los servicios de telefonía a los que están acostumbrados.

El objetivo principal de la telefonía satelital es crear un sistema que ofrezca los mismos servicios que la telefonía móvil terrestre, pero con una cobertura global. En otras palabras, no se pretende competir o sustituir la actual telefonía terrestre sino que permite complementarla, puesto que desde el mismo teléfono, si no hubiese cobertura terrestre, por alguna razón geográfica u otra, se iniciara la conexión vía satélite, cubriendo aéreas donde la telefonía móvil terrestre no llega.

Una de las grandes características que definen el sistema consiste en proveer los servicios de telecomunicaciones a una gran cantidad de usuarios que residen en áreas remotas, regiones que no están cubiertas por las compañías telefónicas o celulares.

### **5.1.2. Telefonía Rural**

Hasta ahora se ha notado que todo el panorama de la telefonía rural empieza a apuntar hacia el manejo de satélites. El principal objetivo es poder mantener comunicado en todo momento a cualquier comunidad de 500 personas o incluso menos y que viven en zonas apartadas pero que su actividad no los aleja del todo.

Debido a que es un sistema caro, por la tecnología empleada, es responsabilidad del gobierno incluir reducciones de costo por uso satelital.

En México se especificó el uso de una banda destinada solo para el gobierno y sin costo, de esta manera, se tiene el servicio de la banda pero sin generación de gastos, al menos para ese rubro.

La banda que se tiene asignada a la telefonía rural cubre perfectamente toda la República Mexicana. Esto indica que la telefonía rural, administrada y mantenida por MOVISAT, utiliza enlaces de línea de vista de microondas, sistemas de trunking y además enlaces satelitales. El satélite usado para telefonía rural es el Solidaridad II.

Básicamente un enlace satelital se conforma de tres etapas:

- *Estación Terrena (Receptora):* Es la encargada de recibir la señal del punto distante y regresarla a su forma original para ser procesada por el receptor. Esta debe tener la capacidad de filtrar la información y regresarla a su forma original. Existen diferentes tipos de estaciones terrenas según el tipo de señal y control sobre el satélite, en México la estación terrena encargada de controlar y monitorear el satélite se encuentra ubicada en la ciudad de México en la zona oriente y se llama CONTEL, área de uso federal y ahí mismo se encuentra MOVISAT y SATMEX.
- *Parte Espacial:* Es la referente al viaje de la señal hasta el satélite y el proceso de conversión que esta sufre en él. La señal viaja a la velocidad de la luz por lo que el tiempo que tarda en llegar al satélite es muy poco pero estando en él, la señal es reconstruida (regenerada) se vuelve a dar potencia y se regresa a la tierra.
- *Satélite Geoestacionario:* Dispositivo físico ubicado a 36 000 km de distancia, su vida útil depende de su combustible y es de aproximadamente de 18 años, cuesta aproximadamente 300 millones de dólares, son fabricados por BOING, al menos los satélites mexicanos. Es lanzado por la nasa en Cabo Cañaveral en un trasbordador espacial o en un cohete Francés Ariant 5 que sale de la Guyana Francesa. Su costo de recuperación es de aproximadamente un año o año y medio.



El satélite usado para telefonía rural es el Solidaridad II y a continuación se definen algunas de sus características esenciales:

- Satélite de estabilización triaxial Modelo HS-601 (Hughes)
- Posición Orbital 113.0 Grados longitud Oeste
- Carga útil en Banda “C”, “Ku” y “L”
- La cobertura del Satélite está dividida en seis regiones:

Banda “C” (compuesta por tres regiones):

- Región 1: México, Sur de Estados Unidos y parte de Centroamérica
- Región 2: México, Sur de Estados Unidos, Centroamérica, Florida, el Caribe, Venezuela y Colombia
- Región 3: Sudamérica con excepción de Brasil

Banda “Ku” (compuesta por dos regiones):

- Región 4: México y parte de Estados Unidos
- Región 5: San Francisco, principales ciudades del este de los Estados Unidos, Canadá y Cuba

Banda “L” (compuesta por una región):

- Región 6: México y Mar Patrimonial

### **5.1.3. La Telefonía Rural en México MOVISAT:**

Actualmente, uno de los sistemas que se está desarrollando en nuestro país es el de la telefonía móvil satelital, permitiendo así comunicar a puntos muy distantes, abarcando una cobertura amplia en zonas geográficas inaccesibles.

MOVISAT es producto de un ambicioso programa para proporcionar a sus clientes el Servicio de Comunicación Móvil por Satélite aprovechando la infraestructura de los Satélites Solidaridad II y Satmex V en Banda L y Ku respectivamente, ofreciendo servicios de Transmisión Satelital Voz y Datos desde 1996.

Es un Sistema de Alta Disponibilidad de Comunicaciones Móviles por Satélite que proporciona una amplia variedad de servicios de Telefonía, Datos, Internet, Radiolocalización y Voz Troncalizada.

Al proporcionar servicios móviles satelitales, el usuario puede comunicarse desde cualquier sitio remoto, inaccesible para cualquier red terrestre, donde nadie llega.

Además proporciona la capacidad de comunicación telefónica móvil satelital a través de terminales que pueden ser instaladas en cualquier vehículo terrestre (automóviles, ambulancias, patrullas, camiones, tractocamiones, jeeps, etc.), marítimo (yates, barcos, etc.), aéreos (aviones y helicópteros) o sitio fijo (presas, constructoras, minas, localidades rurales, etc.).

### **5.1.3.1 RURALSAT**

Con la liberación y puesta en operación del sistema **MOVISAT-VOZ** se abrió una amplia gama de posibilidades de comunicación telefónica, sobre todo en sitios apartados de cualquier infraestructura disponible a cualquier sector que lo necesitara, sin importar sus condiciones geográficas.

Es por tanto que Telecomm estableció un convenio con la Secretaría de Comunicaciones y Transportes (SCT) mediante el cual **MOVISAT-VOZ** prestaría servicios de telefonía básica a comunidades rurales con una población entre 100 y 499 habitantes, siendo el objetivo a cumplir con el Plan Nacional de Desarrollo para el sexenio 1994-2000 donde se estableció el compromiso de cubrir aproximadamente 36,000 poblaciones rurales con telefonía básica. Con esto dio inicio la Red de Telefonía Rural Satelital (Ruralsat).

Derivado de estas condiciones establecidas para la prestación del servicio telefónico rural, se determinó que la manera de administrar el uso de los teléfonos rurales era mediante la utilización de un sistema de prepago. Éste se encarga de controlar en tiempo real, el saldo disponible de cada Terminal Satelital ubicada en las Comunidades Rurales. El responsable de ésta (Llamado Agente Telefónico Rural.- ATR) cobra por el uso del teléfono equipo a los de su comunidad y carga tiempo aire a través de las más de 1600 oficinas telegráficas de Telecomm.

## **CAPÍTULO 6. CONCLUSIÓN**

Con éste estudio se logró recabar la información necesaria para mostrar teóricamente que es posible el diseño, construcción y colocación de un satélite artificial de órbita geoestacionaria en nuestro país.

Así mismo, se muestran las técnicas que se emplean para colocar a los satélites geoestacionarios de comunicaciones en órbita, cómo es el medio ambiente del espacio en el que éstos trabajan, qué influencia tiene ese medio en su diseño, cómo están estructurados, qué función tiene cada una de sus partes, y qué equipos terrestres se necesitan para comunicarse con ellos y aprovecharlos.

El que México cuente con su propia agencia espacial sería de gran importancia para el desarrollo tecnológico, ya que cada vez se pierde competitividad a nivel mundial a causa del rezago tecnológico. Este paso, traería como consecuencia una disminución de la dependencia tecnológica con otros países lo cual beneficiaría el desarrollo interno en diversas áreas como: Medicina, Comunicaciones, Cómputo, Pronóstico del tiempo, Tecnologías de búsqueda y rescate, Robótica, Electrónica, Técnicas de suelo (agrícola), Creación de nuevos materiales, por mencionar algunas.

Los satélites artificiales geoestacionarios posicionados sobre el ecuador aproximadamente a 36 000 km. de la superficie terrestre, son idóneos para la comunicación en casi todos los puntos de la tierra. Pues, al mantenerse casi estacionarios, con respecto a un punto terrestre específico, no requiere equipo costoso de rastreo en las estaciones terrestres, debido a que no es necesario cambiar de un satélite a otro, se brinda un servicio ininterrumpido en toda su zona de cobertura, además, su posición estable en el espacio garantiza una vida útil relativamente prolongada, aproximadamente de 18 años.

Como se mostró, otra de las grandes ventajas de un satélite geoestacionario es que pueden cubrir un área de la Tierra mucho más grande que sus contrapartes orbitales de baja altitud, ya que son suficientes solo tres satélites geoestacionarios, colocados a una distancia de  $120^\circ$  el uno del otro, para cubrir todo el globo y asegurar un sistema de comunicaciones mundial.

De la misma manera se mostró un ejemplo tangible de la utilidad y las ventajas que las telecomunicaciones ofrecen a nuestro país, sobre todo en las zonas rurales. Motivo por el cual, en éste estudio se consideró a MOVISAT, ya que es una de las empresas que cuenta con telefonía satelital, ofreciendo servicios de telefonía rural, brindando así, cobertura a regiones donde la comunicación por redes terrestres es prácticamente imposible o sumamente costosa.

Para cumplir el propósito de ampliar las comunicaciones, integrando todos los rincones de la tierra, la exploración terrestre no ha sido suficiente. Por tal motivo los satélites artificiales de comunicación aún se presentan como una buena opción, ya que los costos de inversión son menores, y el alcance es mayor.

## CAPÍTULO 7. GLOSARIO

- **ABR.** Amplificador de bajo ruido (LNA en Ingles).
- **Acceso Múltiple.** Técnica para organizar el acceso de portadoras a los satélites de comunicación.
- **AKM.** Motor empleado para proporcionar un impulso único a un satélite, aplicado en el apogeo de una órbita.
- **Albedo.** Reflexión de la radiación solar por la superficie de la Tierra.
- **AMDT.** Acceso múltiple por distribución en el tiempo (TDMA en Ingles).
- **Alineación o Apuntamiento de Antena.** Proceso de orientación de una antena para maximizar la potencia recibida y/o transmitida o para cubrir adecuadamente un área específica.
- **Anchura de Banda.** Intervalo de las frecuencias en que se puede descomponer una onda o contenidas en un conjunto de ondas electromagnéticas.

Intervalo de frecuencias de las ondas electromagnéticas que pueden pasar por un dispositivo, tal como un filtro o un amplificador, conservando dentro de límites establecidos el valor o la modificación del valor de sus parámetros más importantes.

- **Anchura del Haz.** Es la magnitud del ángulo en el haz principal de radiación de una antena entre las direcciones en las cuales la densidad de flujo de potencia se reduce a la mitad de su valor al centro del mismo.
- **Ángulo de Acimut.** Ángulo entre el plano vertical que contiene el eje del haz de una antena de estación terrena y la dirección del norte geográfico del sitio que se encuentra, medido en la dirección de las manecillas del reloj.
- **Ángulo de Elevación.** Ángulo entre el eje del haz de una antena de estación terrena y el plano horizontal del sitio en que se encuentra.
- **Ángulo de Nadir.** Ángulo con vértice en el centro de coordenadas de un satélite o del Sol, medido respecto de la dirección hacia el centro de la Tierra.

- **Antena de Arreglo de Fase o de Fases.** Conjunto de elementos radiadores en una configuración eléctrica y geométrica predeterminada, de manera que su radiación se sume formando un haz con un flujo de potencia máximo en una dirección o en direcciones particulares, reduciéndolas sustancialmente en otras.
- **Antena TTS.** Antena de Telemetría, Telemando y Seguimiento de un centro de control de satélites.
- **Apogeo.** Punto más alejado de la Tierra en la órbita de un satélite terrestre.
- **Ápside.** Cada uno de los dos extremos del eje mayor de la trayectoria de la órbita que describe un planeta o un satélite.
- **Banda de Base.** Intervalo de frecuencias de la señal de información destinada a modular una portadora.
- **Canal.** Conjunto de dispositivos, artefactos de transmisión y medios de propagación que permiten encauzar señales en una porción determinada del espectro de frecuencias.

Transpondedor de satélite.

- **Carga Útil.** Es el conjunto de los componentes que participan directamente en las comunicaciones de los usuarios, también llamada carga de comunicaciones. En un vehículo de lanzamiento es el satélite o satélites que transporta.
- **Cassegrain.** Designación genérica de las antenas con subreflector hiperboloide, derivada del apellido de la persona que en el siglo XVII diseñó un telescopio con subreflector hiperboloide.
- **Cobertura (de radiación) o Zona de Cobertura.** Área geográfica dentro de la cual la potencia isótropa radiada equivalente, producida por un haz de radiación de un satélite, tiene valores que exceden o igualan un valor especificado.
- **dBi.** Ganancia de una antena en decibeles respecto de una antena isótropa.
- **DBS.** (Direct Broadcasting Satellite) Satélite de radiodifusión directa que utiliza la parte de la banda Ku destinada a dicho servicio.

- **Declinación.** En coordenadas inerciales o celestiales es el ángulo entre el plano ecuatorial y un satélite (o en su caso el Sol o la Luna), tomando como vértice el centro de la Tierra, con valores extremos de  $+90^\circ$  hacia el norte y  $-90^\circ$  hacia el sur. Los valores de la declinación que difieren de  $0^\circ$  y de  $\pm 90^\circ$  son muy cercanos, pero no idénticos a la latitud geodésica del punto subsatélital del satélite considerado.
- **Densidad de Flujo de Potencia.** Potencia por unidad de superficie normal al vector de apuntamiento en un sector de un campo electromagnético, generalmente expresada en  $W/m^2$  o en submúltiplos decimales de esta relación.
- **DSS.** (Digital Satellite Service) servicio digital por satélite.
- **Duplexor.** Dispositivo que permite utilizar una sola antena o línea de transmisión para transmisión y recepción simultánea o alternada.
- **Eclipse.** Ocultación parcial o total de un astro debido a la interposición de otro cuerpo celeste.
- **Eclíptica.** Órbita de la tierra alrededor del Sol, que es a la vez la órbita aparente del Sol alrededor de la Tierra.
- **Eje de Balanceo.** Eje tangente a la órbita en un satélite geoestacionario, respecto del cual se pueden desviar angularmente sus haces de radiación en dirección norte o sur de nuestro planeta.
- **Eje de Cabeceo.** Eje perpendicular al plano de la órbita en un satélite geoestacionario respecto del cual se pueden desviar angularmente sus haces de radiación en dirección este u oeste de la Tierra.
- **Eje de Guiñada.** Eje de un satélite en dirección del centro de la Tierra, respecto del cual pueden girar sus haces de radiación y por tanto sus huellas.
- **Equinoccio.** Momento, en Marzo y en Septiembre, en que el eje de rotación de la Tierra se encuentra perpendicular a la dirección de la línea virtual de su centro al del Sol, por lo cual en esa fecha el día y la noche tienen nominalmente la misma duración.
- **Ergol.** Propulsante. Sustancia empleada para propulsión.



- **Estación Espacial.** Estación radioeléctrica situada en un objeto que se encuentra, que está destinado a ir, o que ya estuvo, fuera de la parte principal de la atmosfera de la Tierra.
- **Estación Terrena.** Estación situada en la superficie de la Tierra, o en la parte principal de la atmosfera terrestre, destinada a establecer comunicación con:
  - Una o varias estaciones espaciales, o con
  - Una o varias estaciones de su misma naturaleza, mediante el empleo de uno o varios satélites u otros objetos situados en el espacio.
- **Falla.** Condición mecánica o eléctrica de alguno o algunos elementos de un satélite que se encuentra fuera de los límites previstos para su operación normal. Abarca deterioro progresivo, daño irreversible, destrucción o cualquier otra condición de efectos similares.
- **Ganancia de Antena.** Medida del grado de concentración máxima de la potencia recibida o emitida por una antena direccional comparada con la de una antena teórica no direccional.
- **Gravitación.** Fuerza producida por la atracción mutua entre dos cuerpos celestes en dirección de la línea virtual entre sus centros de masa, de magnitud inversamente proporcional al cuadrado de la distancia entre ellos, y directamente proporcional al producto de sus masas.
- **Haz (de Radiación).** Parte de la radiación electromagnética emitida por una fuente no isótropa que se encuentra comprendida en un ángulo solido específico en cuyos límites de la densidad de flujo de potencia tiende a ser nula aumentando gradualmente hacia una dirección en la cual tiene un valor máximo. Se llama lóbulo de radiación a la representación grafica de las magnitudes de la densidad de flujo de potencia en todas las direcciones dentro del haz.
- **HEMT.** Transistores de bajo ruido con muy buena respuesta en frecuencia, usados como amplificadores en receptores de satélite.
- **Hipergólica.** Cualquier sustancia empleada para propulsión que al solo contacto con otra produce una reacción química con expansión violenta de gases.

- **IDR (Intermediate Data Rate).** Velocidad intermedia de datos. Siglas de un método de multiplexaje, modulación y acceso múltiple (MDT/MDPH-4/AMDF) muy utilizado para señales digitales en el sistema Intelsat.
- **Impulso.** Función matemática idealizada de un pulso. Energía mecánica aplicada abruptamente a una masa durante un intervalo de tiempo relativamente pequeño comparado con el intervalo total considerado en un análisis.
- **Invar.** Marca registrada de una aleación constituida básicamente por acero con 36% de níquel, notable por su pequeño coeficiente de dilatación térmica.
- **IRD (Integrated Receiver-Decoder).** Dispositivo que recobra la señal original en banda de base introducida en una estación lejana. Se usa para la recepción de servicios protegidos por un sistema de acceso condicionado.
- **Latitud Geográfica o Geodésica.** Parte de la representación de la posición de un punto sobre la superficie de la Tierra correspondiente hacia el ángulo hacia el norte o hacia el sur que forma la dirección vertical geodésica local con el plano ecuatorial.
- **Latitud Geocéntrica.** Ángulo medido hacia el norte o hacia el sur formado entre el plano ecuatorial y la línea que une un punto sobre la superficie de la Tierra con el centro de esta.
- **Longitud Geográfica.** Parte de la representación de la posición de un punto sobre la superficie de la Tierra correspondiente al ángulo hacia el este o hacia el oeste que forma la dirección vertical geodésica local con el semiplano que parte de los polos y contiene un punto ubicado en el observatorio astronómico de Greenwich.
- **Meteorito.** Fragmento de materia sólida proveniente del espacio extraterrestre que penetra la atmósfera de la Tierra, produciendo un meteoro luminoso conocido como estrella fugaz, y que cae en la superficie de la misma sin ser completamente evaporizada. Se denomina aerolito a un meteorito compuesto principalmente de materia pétreo (silicatos) de baja densidad.

- **MIC.** Modulación por impulsos codificados (PCM en Ingles). Es uno de los procedimientos de conversión de señales analógicas a señales digitales que produce, por codificación, combinaciones de pulsos, cada uno de dos posibles valores, y por decodificación proporciona los valores de muestra de la amplitud de la onda analógica original para que pueda ser reconstruida.
- **Misión.** Conjunto de funciones principales, desempeño y resultados que se requieren de un satélite, de un sistema de satélites, de un sistema de lanzamiento, o de parte de los subsistemas y operaciones relacionados con ellos.
- **Modulación.** Proceso por el que se modifica secuencialmente alguna característica inicialmente constante de una onda eléctrica de acuerdo con las variaciones de una señal, a fin de transmitir la información contenida en esta.  
División de una señal en módulo de duración uniforme.  
Término empleado también como sustituto de la expresión “conversión de señales analógicas a digitales” la cual representa un proceso que incluye una forma simple de modulación consistente en dividir la señal analógica en módulos de duración uniforme.
- **Multiplexor.** Dispositivo que permite combinar en secuencia o simultáneamente forma de energía portadoras de múltiples señales que antes se encuentran separadas.  
La combinación en secuencia (de señales divididas en el tiempo) se realiza a bajos valores de energía, mientras que la combinación simultánea (de portadoras divididas en frecuencia) es común que se realice a cualquier valor de energía, como en el multiplexor de salida de un satélite o de una estación terrena.
- **Nadir.** Dirección desde un satélite hacia el centro de la Tierra.  
Superficie o panel de la plataforma de un satélite presentado hacia la Tierra.  
Véase ángulo de Nadir.
- **NASA.** Administración Nación de Aeronáutica y del espacio de EUA.
- **Nave Espacial.** Artefacto diseñado para ser puesto en órbita de la Tierra o en una trayectoria hacia otro cuerpo celeste.

- **Nivel de Iluminación.** Es la potencia en dBW/m<sup>2</sup> recibida desde un transmisor en un trayecto espacial hasta una antena teórica ideal de 1m<sup>2</sup>. Su valor es el de la PIRE del transmisor de la estación terrena o espacial menos la pérdida por espacio libre del trayecto espacio-Tierra o Tierra-espacio hasta el otro extremo del mismo más la ganancia de la antena receptora ideal con área de 1m<sup>2</sup>, considerando toda la anchura de banda de la emisión. En un enlace en que participe un satélite geoestacionario el valor del nivel de iluminación varía entre PIRE- 163.3 y PIRE-162 dBW según la distancia entre aquel y una estación terrena.
- **Órbita.** Trayectoria de un satélite (de Comunicaciones) alrededor de la Tierra debida a la fuerza de gravitación y a la inercia.  
**De estacionamiento.** Una órbita temporal conveniente para verificación de parámetros del satélite o para espera entre operaciones orbitales.  
**De transferencia.** Órbita intermedia anterior a una órbita final producida por un vehículo de lanzamiento o después de una órbita de estacionamiento, a partir de la cual el impulso para transformarla lo proporciona del propio satélite.  
Órbita intermedia para pasar a otra.  
**Sincrónica.** Que tiene un periodo igual al de rotación de la Tierra. Una órbita sincrónica con inclinación igual o menor que 3° respecto del plano ecuatorial puede considerarse geoestacionaria para propósitos de clasificación.
- **OSG.** Órbita de los satélites geoestacionarios. Por contraposición, NO-OSG significa: en órbitas de los satélites no geoestacionarios.
- **Parámetro.** La distancia (p) del foco de una órbita a un punto de la misma en dirección perpendicular al eje mayor (también se denomina semiparámetro).
- **Perigeo.** El punto de la órbita de un satélite terrestre que se encuentra más cercano a nuestro planeta.
- **Perihelio.** El punto de la órbita de un planeta alrededor del sol que se encuentra más próximo a éste.
- **Periodo Orbital.** Intervalo de tiempo que toma un satélite circunnavegar completamente su órbita.

- **Perturbación.** En astronáutica es cualquiera de los factores que modifican el movimiento de un cuerpo celeste en órbita debido a fuerzas adicionales a las que determinarían su trayectoria única cíclica si sólo se considerará las leyes de Kepler aplicables a dos cuerpos en el espacio.
- **PIRE o pire (EIRP en inglés).** Potencia Isótropica Radiada Equivalente (o potencia isotrópica radiada efectiva). Es el resultado de combinar la potencia de un transmisor o transpondedor entregada a una antena con la ganancia de ésta en una dirección dada.
- **PKM (Perigee Kick Motor).** Motor de impulso de perigeo.
- **Polarización.** Propiedad por la cual las ondas electromagnéticas exhiben una dirección de vibración o un sentido de rotación de ésta.  
Dirección del vector del campo eléctrico de la onda.
- **Portadora.** Onda electromagnética, generalmente de una frecuencia central fija, que es modulada por la señal original de información (o por una transmisión de la misma) a fin de transportarla.
- **Precesión.** Movimiento de reacción de un objeto giroscópico en una dirección normal a la de un momento perturbador y a su vector de momento angular.
- **Punto Subsatélital.** Punto en el que la línea virtual entre un satélite y el centro de la Tierra cruza la superficie de ésta.
- **Radiación Solar.** Radiación producida por el Sol como un cuerpo negro a una temperatura de 5700° K.
- **Radiobaliza.** Portadora de baja potencia y amplitud constante usada como referencia. Cuando se origina en una estación terrena sirve para dirigir la orientación de un satélite geoestacionario, mientras que originada en un satélite es útil para guiar a los sistemas de seguimiento instalados en estaciones terrenas o para detección de pérdidas de propagación.
- **Ráfaga.** Grupo discreto de dígitos de información y sincronización, sin guardas de tiempo, transmitido por una estación terrena operando en acceso múltiple por distribución en el tiempo o por acceso aleatorio. Duración de su transmisión, de valor usualmente fijo.

- **Repetidor.** Dispositivo que recibe una señal y la amplifica o la regenera para su retransmisión a igual o distinta frecuencia o velocidad, empleado para extender la longitud, cobertura, topología o conectividad del medio de transmisión. En los satélites representa al conjunto de transpondedores y elementos asociados en todo el intervalo de frecuencias utilizado de una banda.
- **Retardo por Propagación.** Intervalo de tiempo de propagación de una señal entre dos estaciones terrenas a través de un satélite, el cual está determinado por la suma de las distancias de cada una de ellas al satélite.
- **Retención de Potencia (Back Off en inglés).** Reducción de la potencia de entrada o de salida respecto de la que corresponde a la saturación a la salida de un transpondedor que opere simultáneamente con todas las portadoras posibles, cuyo valor se escoge para que los enlaces por satélite tengan una proporción relativamente baja de ruido de intermodulación. Una reducción establecida para la potencia de entrada produce una reducción correspondiente pero diferente a la salida, siendo delta el valor de la diferencia entre ambas retenciones de potencia. La retención de potencia se aplica también a los amplificadores de potencia de las estaciones terrenas que operan con más de una portadora.
- **Segmento Espacial.** Los satélites de un mismo sistema y su o sus centros de control.
- **Segmento Terreno.** Las estaciones terrenas de tráfico y de control de tráfico de un sistema de satélites de comunicación.
- **Sensor.** Transductor de entrada de un dispositivo o sistema para detectar o medir, el cual convierte una forma de energía, recibida o presente a menudo en forma dispersa, en energía eléctrica en sus conexiones terminales. Cada sensor está especializado para detectar o medir, por ejemplo, presencia de cuerpos celestes en una dirección determinada, partículas cargadas, vibración, magnetismo, presión o calor.

- **Señal.** En el campo de las telecomunicaciones es una manifestación física cuya variación en el tiempo representa secuencias de sonidos, texto, imágenes, o datos transmitidos desde una estación.

Para recuperar, reconocer y utilizar el contenido útil de la señal transmitida se requiere transformarla en el punto de recepción, para su interpretación por convención (por medio de una tabla de correspondencia, glosario, etc.), o convertirla en forma automática en una réplica fiel del fenómeno físico original, o en otra forma conveniente, para su recepción, interpretación, y utilización.

- **Símbolo.** Bit individual o conjunto de bits que en la modulación por desplazamiento de fase representan cambio de las fases respecto de una referencia, previstas como resultado de la modulación. En la modulación bifásica es necesario un bit para construir un símbolo, en la cuadrifásica dos y en la octofásica tres.
- **Sistema.** Orden de elementos en el que cada uno de ellos actúa con los demás o reacciona de acuerdo con reglas esenciales inherentes al conjunto. Un sistema puede estar organizado por evolución, como el sistema solar, o por acción deliberada de quienes lo diseñan, como en el caso de un sistema de comunicaciones.
- **Sistema de Satélites.** Los satélites de un mismo operador, o la capacidad satelital administrada por una misma Organización para ser usada por otras, los centros de control y las estaciones terrenas que se comunican por medio de uno o más satélites de la Organización.
- **Sistema o Subsistema de un Satélite.** Cada uno de los conjuntos de elementos de un satélite que contribuyen a una función específica en el mismo.
- **SFS.** Servicio Fijo por Satélite.
- **SMS.** Servicio Móvil por Satélite.

- **Solsticio.** Momento de cada año en el cual la línea virtual entre los centros del Sol y de la Tierra alcanzan en la superficie de ésta una latitud geográfica máxima hacia el norte o hacia el sur, hasta uno de los trópicos de Cáncer o de Capricornio, a  $23.4393^{\circ}$  del ecuador en la época 2000, lo cual ocurre en diciembre y en junio.
- **SRS.** Servicio de Radiodifusión por Satélite.
- **STS (Space Transportation System).** Sistema para lanzamiento de satélites, así como para transporte de personal y equipos al espacio, propiedad del gobierno de EUA, constituido por cuatro vehículos tripulados y recuperables de gran capacidad (Discovery, Endeavor, Atlantis y Columbia) sus instalaciones de control y entrenamiento, y sus sitios de despegue y aterrizaje. Los vehículos del STS son conocidos también como transbordadores espaciales.
- **Terminal.** Estación terrena que incluye la entrada y la salida de las señales en su forma original o en una forma final para su interpretación.  
Dispositivo o conjunto de dispositivos de entrada y salida de señales.
- **Transpondedor.** Componente de un satélite que mediante un filtro selecciona una porción de las señales recibidas en una banda, formando así un canal, las traslada en frecuencia, las amplifica en potencia en varios órdenes de magnitud y las filtra nuevamente para su retransmisión, aparte de otras posibles funciones según su diseño. Puede también operar en toda la banda si esta es relativamente angosta, constituyendo en este caso el repetidor de la banda.
- **TWT.** Tubo de ondas progresivas (TOP). Uno de los tipos de amplificador de potencia conocidos genéricamente como tubos de haces lineales de microondas.
- **UIT.** Unión internacional de telecomunicaciones.
- **Vehículo de Lanzamiento, Vehículo Portador, Lanzador o Portador.** Vehículo empleado para colocar un satélite de comunicación en una órbita determinada.
- **VSAT.** Terminal o estación terrena de satélite con reflector de antena de muy poca superficie efectiva de recepción y transmisión. El diámetro mínimo de sus reflectores es 1.8 m.



---

---

## CAPÍTULO 8. BIBLIOGRAFÍA

- Blake, L. V., Antennas, Artech House, Inc., 1984.
- Elbert, B. R., Introduction to satellite Communication, Artech House, Inc., 1987.
- Fortescue, P. and Stark, J., editors, Spacecraft Systems Engineering, Second Edition, John Wiley and Sons, Ltd., 1995.
- Griffin, M. D. and French, J. R., Space Vehicle Design, AIAA Education Series, 1991.
- Larson, W. J. and Wertz, J. R. (Editors), Space Mission Analysis and Design, Microcosm, Inc., Kluwer Academic Publisher, 1992.
- Maral, G. and Bousquet, M., Satellite Communications Systems; Systems, Techniques and Technology, Fourth Edition, John Wiley & Sons, Ltd., 2002.
- Morgan, W. L. and Gordon, G. D., Communications Satellite Handbook, John Wiley & Sons, Inc., 1989.
- Rudge, A. W. and Withers, M. J., Design of flared-horn primary feeds for parabolic reflector antennas, Proceedings IEEE, vol. 117, No. 9. Sept. 1970.
- Serafin, T. P. (Editor) and Larson, W. J. (Managing Editor), Spacecraft Structures and Mechanisms, Space Technology Library and Microcosm, Inc., Kluwer Academic Publisher, 1995.
- Technical Report on Space Debris, United Nations, New York, 1999.
- Escobal, P. R., Methods Of Orbit Determination, Krieger Publishing Co., 1965.
- Kaplan, M. H., The Reusable Launch Vehicle: Is The Stage Set? , Launchspace, Vol. 2, Number 1, Pp. 26-30, March 15, 1997.
- Moché, D. L., Astronomy, John Wiley & Sons, Inc., 1993.
- Satellite Disposal Procedures, UPDIO – 39, United States Space Command (USSPACECOMM), Nov. 1997.
- Seidelmann, P. K., Editor, Explanatory supplement to the astronomical almanac, University Science Books, 1992.

- UIT-R Recomendación S. 1003-1 (01/04) Protección medioambiental de la órbita de los satélites geoestacionarios, Unión Internacional de Telecomunicaciones.
- Neri Vela, Rodolfo (2003). *Comunicaciones por satélite* (en español). México: Thomson.
- <http://www.movisat.com.mx/>