

# **Comunicación por satélite**

**Principios, tecnologías y sistemas**

Carlos Rosado

Asociación Hispanoamericana de Centros de  
Investigación y Empresas de Telecomunicaciones

## Comunicación por satélite

© AHCIET, 2000

© 1998 por Carlos Rosado. Todos los derechos reservados.

La información contenida en este libro se obtuvo de muy diversas fuentes y se considera confiable. No obstante, el autor no garantiza que dicha información sea completa o exacta y no asume ninguna responsabilidad por posibles errores, omisiones o daños por el uso de la misma.

Las gráficas y tablas extraídos de documentos de la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT) se reprodujeron con la autorización de dicha organización, pero su selección es responsabilidad del autor. Los volúmenes completos del material de la UIT, de los cuales se tomaron las partes reproducidas, se pueden obtener de:

Unión Internacional de Telecomunicaciones  
Sales and Marketing Service  
Place des Nations - CH - 1211, Geneva 20, Switzerland  
e-mail: [sales@itu.int](mailto:sales@itu.int)      <http://www.itu.int/publications>

### AHCIET

Asociación Hispanoamericana  
de Centros de Investigación y  
Empresas de Telecomunicaciones

Diseño de cubierta: Pedro Medrano  
Edición: Carlos Hermida Barral  
I.S.B.N.: 84-87-644-42-2  
Depósito Legal: M-16132-2000  
Imprime: Albadalejo, S.L.

## Prólogo

Los satélites comerciales de comunicación han prestado servicios durante más de 3 décadas, evolucionando constantemente en tecnología y aplicaciones. En ese período han demostrado su versatilidad multiplicando los servicios que proporcionan, con una alta tasa de crecimiento del tráfico total que manejan, a pesar de que otros medios de telecomunicación, que en cierta medida compiten con ellos, hayan tenido en el mismo lapso un desarrollo tecnológico y comercial extraordinario. Los satélites son útiles para muchos de los servicios de telecomunicación, aunque tienen ventajas notorias para algunos de ellos y limitaciones inherentes para otros. En la actualidad, aun con el notorio avance en el uso de medios de alta capacidad y calidad como las fibras ópticas, y de los nuevos servicios inalámbricos, puede preverse que los servicios por satélite seguirán siendo competitivos y de gran utilidad, evolucionando también a nuevas aplicaciones. Sin embargo, el desarrollo de los sistemas de satélites está llegando en algunos aspectos a restricciones de índole técnica y encontrando otras dificultades que deben considerarse con gran cuidado en su planeación y operación, incluyendo la saturación de la órbita geoestacionaria, la aparente insuficiencia del espectro de radio que tienen destinado en algunas bandas, la interferencia entre ellos mismos y las consecuencias de la forma en que se integra su estructura financiera.

Como muchos otros de los medios de telecomunicación, los sistemas de satélites permiten la comunicación no solo dentro de un territorio nacional, sino también entre usuarios ubicados en distintos países, previéndose en cada caso una cobertura específica. Especialmente en el caso de los satélites, aun más que en el de los sistemas de radio terrenales, debido a la imposibilidad de limitar con precisión su área de cobertura, sus emisiones pueden ser recibidas en grandes extensiones

geográficas de países no considerados en los objetivos de su diseño, lo que puede introducir peculiaridades de jurisdicción importantes.

Asimismo, en los últimos años empresas privadas - en su mayoría desligadas de las organizaciones internacionales de sistemas de satélites apoyadas por gobiernos nacionales que iniciaron los servicios contemplados - han promovido proyectos muy importantes de sistemas de satélites, principalmente para servicios móviles y de difusión, cuya concepción implica la cobertura internacional con un alto potencial de penetración en el mercado, el cual es incipiente en el momento actual para los móviles terrestres y tiene un gran impulso de crecimiento en el caso de los de televisión por suscripción.

La consideración de los asuntos mencionados fue parte de la motivación para elaborar este libro, orientado a describir las características propias de los satélites de comunicación que han causado su amplia utilización, la tecnología que emplean, y sus aplicaciones comerciales más importantes; a señalar los parámetros típicos con que operan, y a presentar las técnicas de aplicación más útiles en este campo, a la vez que a actualizar la información sobre el estado de desarrollo de los sistemas de satélites de cobertura mundial y regional. Su alcance se limita a las etapas posteriores al análisis de alternativas entre sistemas terrenales o satelitales para un proyecto de telecomunicación, aunque en los primeros capítulos se hacen algunos comentarios sobre los terrenales.

El contenido del libro está dirigido a un amplio sector de posibles lectores, incluyendo a los profesionales técnicos y ejecutivos que participan en el campo de la comunicación por satélite, ya sea como operadores de servicios, como usuarios o como informadores, así como a otros interesados en el tema, debido a que partes del mismo no requieren como antecedente una formación en los aspectos técnicos de los sistemas de telecomunicación. Se hizo un esfuerzo consciente para reducir a lo esencial los elementos de cálculo, poniendo énfasis en los conceptos y en los criterios de diseño, operación y uso, hasta donde es posible para cumplir al mismo tiempo el objetivo de poder determinar en cursos técnicos el desempeño de componentes representativos de estos sistemas, las características de cualquier órbita y otros diversos parámetros. Aún los especialistas en algún aspecto particular de este campo pueden obtener una percepción más completa de su conjunto, que es útil para apreciar mejor la interacción entre sus elementos, así como su evolución.

Existen en el mercado numerosos libros sobre satélites de comunicación, tanto en lo que se refiere a la introducción a su tecnología y a la evolución de sus sistemas como a los aspectos detallados de las diversas disciplinas asociadas. Sin embargo, debido al constante avance tecnológico, a los acelerados cambios que están ocurriendo con la globalización de los mercados, al desarrollo de nuevas modalidades de los servicios, y como consecuencia de todo ello la multiplicación de ambiciosos

sistemas satelitales, es necesario actualizar la información disponible en una forma sucinta que permita abarcar este vasto campo del conocimiento.

La información recopilada, las opiniones personales vertidas, y otros elementos adicionales presentados en este documento tienen como antecedente, por una parte, mi participación en diversas etapas, distribuidas en un lapso de 24 años, en aspectos de la concepción y el desarrollo, así como de las políticas de comercialización y de operación de satélites internacionales, por haber representado a México como miembro del Comité Interino y de la Junta de Gobernadores de Intelsat, durante un intervalo de 6 años y tiempo después en otro de 5. Por otro lado, tuve también la oportunidad de participar en aspectos similares de los satélites mexicanos Morelos y Solidaridad, en este caso como Director Técnico y Director de Sistemas Satelitales de la organización Telecomunicaciones de México. Por haber tenido dichas experiencias y haber desarrollado otras actividades tanto de asesoría como de normalización y supervisión general de los servicios de telecomunicación, pude observar y estudiar los sistemas de satélites desde perspectivas diferentes, que se reflejan en el presente libro.

La organización de los temas tratados se debe a conveniencias consideradas por el autor e implica un orden, cuyas ventajas y desventajas no es posible conciliar completamente, particularmente porque se intentó abarcar en forma resumida casi todos los aspectos de este campo. Se procuró, entre otras cosas, que en lo posible en cada título se aprovechara el material precedente y se mantuviera cierta uniformidad en la extensión y la profundidad de los temas técnicos de los capítulos, colocando en apéndices el tratamiento en mayor detalle de algunos de ellos.

Se pretende que cada uno de los capítulos 1, 2 y 9 sea accesible en la mayor medida posible a cualquier persona interesada en la comunicación por satélite, dando una concepción general de lo que en ellos se trata, aunque sin incluir sus aspectos económicos. El capítulo 1 comprende la descripción general de lo que constituye un satélite, los sistemas comerciales de satélites de comunicación, y los pasos para establecerlos, así como la evolución que han tenido desde su inicio. El capítulo 2 describe las características de las redes de comunicación por satélite y los servicios que prestan.

El capítulo 3 proporciona los conceptos, los parámetros y las ecuaciones necesarias para calcular los enlaces entre los satélites y otras estaciones de telecomunicación apropiadas. El capítulo 4 presenta las formas en que las señales de origen de una comunicación a distancia se transforman y pueden combinarse, para poder ser transmitidas por satélite y recibidas en otro sitio en la forma más eficiente. El capítulo 5 explica las diversas formas en que distintas redes pueden hacer simultáneamente uso de la capacidad de comunicación de un mismo satélite sin interferirse, con sus ventajas y limitaciones.

El capítulo 6 describe los principios tecnológicos, y ejemplos de los componentes constitutivos de las llamadas estaciones terrenas, que integran las redes de telecomunicación por satélite. El capítulo 7, como complemento del anterior, explica en mayor detalle que el introductorio del capítulo 1 cada uno de los subsistemas de satélites típicos, su importancia para el desempeño global, y sus parámetros representativos.

El capítulo 8 abarca cuestiones técnicas de las diversas órbitas empleadas por los satélites, el cálculo de los parámetros de su objetivo de cobertura geográfica, y aspectos de su lanzamiento al espacio por medio de los vehículos construidos para ese propósito.

El capítulo 9 proporciona algunas características generales y otras particulares de operadores y sistemas internacionales de satélites que pueden considerarse ejemplos representativos, los cuales comprenden un aspecto relevante, de gran dinamismo, del estado actual de la comunicación por satélite.

Los apéndices A, B y C tratan en mayor detalle los efectos de deterioro de las señales causados por la lluvia, las distorsiones, y la interferencia recibida de otros sistemas, relacionados con los enlaces por satélite presentados en el capítulo 3. El apéndice C expone además someramente los principios y procedimientos de coordinación entre sistemas para mitigar las interferencias que se producen mutuamente. Finalmente, el apéndice D toca el tema de la fiabilidad de los sistemas, especialmente la de los satélites, que tiene particular importancia por la virtual imposibilidad de recuperar el funcionamiento correcto de sus componentes dañados.

Aunque muchos de los subsistemas descritos son representativos de los satélites llamados geoestacionarios, además de su similitud con los de otras órbitas, la mayoría de los capítulos incluyen conceptos y técnicas aplicables a cualquier tipo de ellas.

### **RECONOCIMIENTOS**

Agradezco cumplidamente a mis colegas Jesús Gutiérrez Albores, Gerardo Martos y Carlos Merchán los documentos de referencia que amablemente me proporcionaron, los cuales fueron de gran utilidad para la elaboración del libro, así como a mi esposa por su gran comprensión y paciencia, sin las cuales hubiera sido imposible realizar esta obra.

Carlos Rosado

### **CARLOS ROSADO RODRÍGUEZ**

Ingeniero en Comunicaciones Eléctricas y Electrónica por la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, IPN, Mexico.

Es consultor en sistemas de telecomunicación. Representó a México en el Comité Interino y en la Junta de Gobernadores (consejo de administración) de la Organización de Telecomunicaciones por Satélite INTELSAT, Washington, D.C., en dos períodos de 6 y 5 años, respectivamente. Fue Director de Sistemas Satelitales, Telecomunicaciones de México (Telecomm), entre otros cargos en empresas e instituciones gubernamentales relacionadas con las telecomunicaciones.

# Índice

<b>Prólogo .....</b>	<b>V</b>
<b>Capítulo 1. Introducción .....</b>	<b>1</b>
1.1 Características esenciales de los satélites .....	2
1.2 Funcionamiento básico de un satélite .....	9
1.3 Constitución de un sistema de satélites .....	14
1.4 Desarrollo de la comunicación por satélite .....	20
<b>Capítulo 2. Redes y servicios.....</b>	<b>35</b>
2.1 Redes .....	35
2.2 Servicios .....	46
<b>Capítulo 3. Enlaces por satélite.....</b>	<b>73</b>
3.1 Requisitos esenciales .....	73
3.2 El enlace básico.....	75
3.3 Otras pérdidas .....	81
3.4 Balance de potencia .....	87
3.5 Ruido .....	88
3.6 Relación C/N total del enlace.....	99



<b>Capítulo 4. Conversión y tratamiento de señales .....</b>	<b>117</b>
4.1 Conceptos generales .....	117
4.2 Características de las señales .....	119
4.3 Adaptación.....	124
4.4 Conversión analógico - digital.....	127
4.5 Multiplexaje.....	134
4.6 Modulación .....	142
4.7 Codificación del canal.....	150
4.8 Compresión digital.....	157
4.9 Cifrado o encriptación .....	161
<b>Capítulo 5. Acceso múltiple .....</b>	<b>165</b>
5.1 Conceptos generales .....	165
5.2 Acceso múltiple por distribución de frecuencia .....	169
5.3 Acceso múltiple por distribución en el tiempo.....	176
5.4 Acceso múltiple por diferenciación de código .....	186
5.5 Acceso múltiple aleatorio.....	194
5.6 Comparación de sistemas de acceso múltiple.....	199
<b>Capítulo 6. Estaciones terrenas .....</b>	<b>201</b>
6.1 Características generales.....	202
6.2 Sistema de antena .....	205
6.3 Transmisores y receptores.....	224
6.4 Configuraciones de estaciones.....	230
6.5 Interfaz y enlace con redes terrenas.....	234
6.6 Infraestructura general y sistemas de energía.....	235
6.7 Sistema de supervisión y control .....	238
<b>Capítulo 7. Segmento espacial.....</b>	<b>241</b>
7.1 Condiciones ambientales.....	241
7.2 Carga de comunicaciones.....	244
7.3 Plataforma.....	269
7.4 Configuración física general.....	324
7.5 Pruebas de los satélites .....	328
7.6 Centro de control y estación TTS .....	334

---

<b>Capítulo 8. Órbitas, cobertura y lanzamiento .....</b>	<b>341</b>
8.1 Consideraciones generales.....	341
8.2 Características de las órbitas.....	342
8.3 Transferencia y mantenimiento de las órbitas .....	414
8.4 Lanzamiento.....	426
<b>Capítulo 9. Sistemas internacionales de satélites.....</b>	<b>449</b>
9.1 Consideraciones generales.....	449
9.2 Diferencias de organización .....	450
9.3 Características individuales.....	452
<b>Apéndice A. Atenuación y transpolarización por lluvia .....</b>	<b>483</b>
A.1 Modelo de atenuación por lluvia.....	483
A.2 Despolarización por lluvia.....	492
<b>Apéndice B. Distorsiones lineales y no lineales.....</b>	<b>495</b>
B.1 Distorsiones lineales.....	495
B.2 Distorsiones no lineales .....	498
<b>Apéndice C. Interferencia y coordinación entre sistemas .....</b>	<b>505</b>
C.1 Interferencia entre sistemas .....	505
C.2 Coordinación entre sistemas .....	511
<b>Apéndice D. Fiabilidad .....</b>	<b>521</b>
D.1 Introducción .....	521
D.2 Principios básicos .....	522
D.3 Métodos de aumento de la fiabilidad.....	531
D.4 Calificación .....	533
D.5 Predicción de la fiabilidad .....	534
D.6 Control de la fiabilidad .....	535
D.7 Valoración de la fiabilidad .....	537
<b>Apéndice E. Glosario .....</b>	<b>539</b>
<b>Índice alfabético.....</b>	<b>555</b>

# Introducción

Los satélites artificiales y las sondas de exploración del espacio extraterrestre se pudieron construir al desarrollarse los cohetes de gran potencia que se emplean como vehículos para su lanzamiento. Los satélites comerciales surgieron de la necesidad de establecer enlaces fiables de comunicación internacional de amplia cobertura, especialmente entre continentes, tanto para la comunicación telefónica y telegráfica como para televisión. Los primeros cables telefónicos transatlánticos, sucesores de los cables telegráficos submarinos, permitieron una mayor calidad de las comunicaciones que los ruidosos e inestables enlaces por radio en altas frecuencias, pero debido a su característica de comunicar solo dos puntos geográficos específicos no facilitaban la comunicación directa de un punto a múltiples destinos para la distribución de señales de tipo radiodifusión entre cualquier país de un continente y cualesquiera de otro, entre otras limitaciones.

El físico y escritor Arthur C. Clarke<sup>[1]</sup> propuso aplicar el concepto de la órbita geoestacionaria \* para ubicar en ella satélites artificiales para comunicación, de cobertura global. Esa idea permitió el desarrollo de los sistemas de satélites comerciales que han tenido mayor utilización en el ámbito mundial.

Sin embargo, por diversas razones, tanto para aplicaciones civiles como militares, para uso comercial, meteorológico, de prospección de los recursos de la Tierra, o de otra naturaleza, también se ha empleado un gran número de satélites de órbitas diferentes a la geoestacionaria. De hecho, la mayoría de los sistemas más

---

\*La órbita geoestacionaria es aquella en el plano del ecuador donde los satélites cumplen una circunvolución completa alrededor de la Tierra en un día, por lo que, desde cualquier punto sobre ésta en el que puedan detectarse, parecen estar inmóviles, ocupando cada uno una posición en un círculo virtual único, el cual tiene capacidad para un número limitado de ellos.

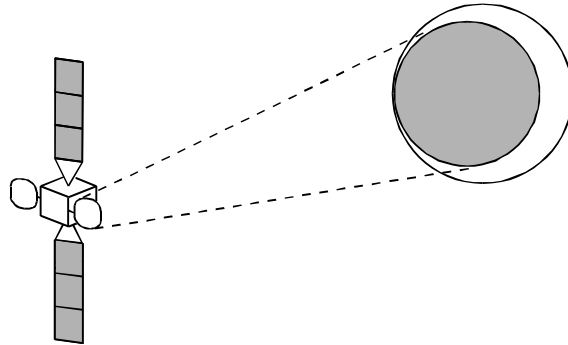
ambiciosos de satélites comerciales, con inicio de operación reciente o cercanos a operar, contemplan el uso de órbitas más bajas que la llamada geoestacionaria.

## 1.1 CARACTERÍSTICAS ESENCIALES DE LOS SATÉLITES

Los satélites de comunicación pueden recibir y enviar desde el espacio ondas de radio en cualquier dirección que se tenga previsto en su diseño. Normalmente lo hacen desde y hacia grandes áreas de la Tierra, y en algunos casos también de y hacia otros satélites.

El hecho de poder emitir desde un satélite de comunicación una señal que pueda recibirse con intensidad similar y simultáneamente en cualquier punto de una gran superficie geográfica es su característica más notable, y es la causa principal de su utilización, debido a sus implicaciones.

La posibilidad de recibir señales emitidas por estaciones ubicadas en cualquier punto de una gran superficie de la Tierra es casi tan importante como la característica anterior, siendo indispensable para aprovechar los satélites para servicios de comunicación bidireccional en toda su área de cobertura, es decir, para los que implican el diálogo entre los puntos extremos de la comunicación, como el servicio telefónico o un servicio interactivo de comunicación de datos.

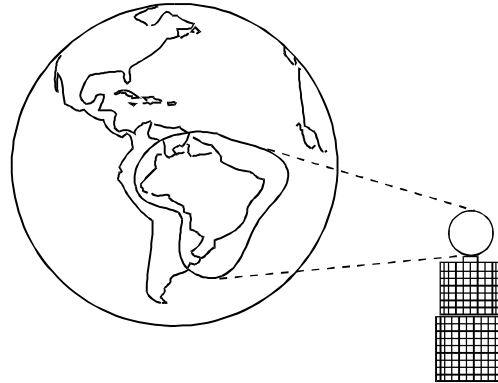


**Figura 1.1. Un satélite geoestacionario puede tener una cobertura de más de un tercio de la superficie de la Tierra**

Un solo satélite puede emplearse para cubrir una gran superficie un poco mayor que un tercio de la superficie de la Tierra, o para cubrir básicamente un solo país, y al mismo tiempo contar con haces adicionales de emisión que cubran con mayor densidad de potencia una porción de un país, llamados puntuales. La figura 1.1 representa un satélite de gran cobertura o huella, mediante el cual pueden

comunicarse entre sí estaciones ubicadas en cualquier lugar de ella, llamadas comúnmente *estaciones terrenas*, y la figura 1.2 un satélite de cobertura nacional.

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



**Figura 1.2. Huella de un satélite de comunicación para servicio nacional**

Vista desde un satélite en esa órbita, la Tierra abarcaría aproximadamente  $17^\circ$  de ángulo visual, por lo que los haces de recepción y de emisión del satélite se deben conservar dentro del mismo, o en uno menor, para optimar la comunicación, evitando hasta donde sea posible radiar energía al espacio exterior. La cobertura útil máxima de dichos haces, medida sobre la superficie de la Tierra en grados del ecuador o de los meridianos, es de unos  $140$  a  $150^\circ$ , por lo que un sistema de cobertura global requiere un mínimo de tres satélites en la órbita geostacionaria para abarcar todo el planeta, excepto las regiones polares, a las cuales solo pueden comunicar los satélites en otras órbitas que para ese fin sean más convenientes.

La principal ventaja de que un satélite ocupe una posición fija en la órbita geostacionaria consiste en que dentro de su zona de cobertura pueda comunicarse con estaciones terrenas de apuntamiento fijo, las cuales cuenten con haces muy concentrados, para aumentar extraordinariamente tanto la potencia recibida de las señales del satélite, como la que es posible enviar en dirección del mismo. Se puede entonces utilizar un mínimo de energía radiada para una alta calidad de la comunicación, gracias a su concentración, principalmente dentro de un ángulo de  $1^\circ$  de arco, o menor. Esta característica es de gran importancia para los denominados servicios fijos por satélite (SFS).

Debido a lo agudo de los haces de las antenas terrenas del servicio fijo, es necesario que el satélite no varíe su posición orbital, para evitar pérdida de la potencia de las ondas emitidas o recibidas, la cual representaría un deterioro de la comunicación, o que sea necesario emplear a un costo adicional sistemas de rastreo o seguimiento del satélite, por medio de mecanismos que permitan el reapuntamiento automático del eje de las antenas\*

Al mismo tiempo, la agudeza de los haces de las antenas de estaciones terrenas evita que su radiación interfiera a otros satélites contiguos, haciendo posible que éstos utilicen las mismas frecuencias de radio múltiples veces, lo que aumenta la capacidad de comunicación desde y hacia la órbita geoestacionaria.

Las estaciones de bajo tráfico bidireccional que se comunican por medio de un satélite pueden ser miles, y las de recepción directa de señales de televisión pueden ser millones, por lo que resulta muy importante el ahorro en su costo individual y en la inversión total en ellas, evitando el empleo de dispositivos de seguimiento de los satélites que se usan para la orientación continua de las antenas, además de la conveniencia y la reducción de las probabilidades de fallas que se logra por esta simplificación.

Sin embargo, en un sistema de varios satélites geoestacionarios, las antenas de alto tráfico de estaciones terrenas de servicio público, cada una de las cuales lo entregan a numerosos usuarios mediante enlaces terrenales, comúnmente están dotadas de dichos dispositivos de rastreo o seguimiento, para evitar pérdidas de señal, y para poder cambiar fácilmente su apuntamiento hacia otro satélite en caso de fallas, o en caso de necesidad de redistribución del tráfico entre las naves. Tales estaciones son poco numerosas en cualquier país.

En cuanto un satélite está en condiciones de operar, se pueden instalar estaciones para comunicarse por medio de él, en cualquier parte de su zona de cobertura, en un tiempo muy corto. Esta ventaja es más apreciable para el caso de redes privadas en los países en que éstas se autorizan, debido a que la comunicación entre dos estaciones cualesquiera puede realizarse mediante un solo salto Tierra-satélite-Tierra, sin pasar por otras estaciones u otros medios de comunicación. La posibilidad de una cobertura total, directa, inmediata y simultánea en un extenso territorio es una de las grandes ventajas de los satélites de comunicación, de importancia máxima para los servicios móviles y de difusión.

---

\* Un satélite con una posición asignada en la órbita geoestacionaria puede conservarla sin desviarse de ella más de  $0.05^\circ$  en acimut y en elevación. Esta precisión en su posición se logra mediante varios dispositivos impulsores ubicados en el satélite, los cuales ejercen fuerzas de corta duración y de baja intensidad sobre él, en las direcciones que se requiera, activados en forma autónoma o por medio de señales de mando enviadas desde la Tierra, para contrarrestar periódicamente las desviaciones de posición causadas por las diversas fuerzas externas que lo afectan. A la distancia que se encuentra de la Tierra, un satélite geoestacionario puede desplazarse dentro de un rectángulo de aproximadamente 70 Km por lado antes de salir de los límites tolerados.

En contraste, los sistemas terrenales como las redes de microondas y de cables de fibras ópticas, aunque se extiendan por un territorio del tamaño del de la huella de un satélite tienen una cobertura de puntos específicos, y dejan grandes áreas sin cubrir. Además, normalmente requieren de un programa de desarrollo de varios años para completarse, deben contar con estaciones de alimentación de energía y de reprocesamiento de las señales a intervalos regulares, y se tienen que conectar con redes locales de distribución dentro de las ciudades. Todas estas etapas de desarrollo y conexión pueden introducir en los servicios que prestan inconvenientes y dilaciones para obtener el servicio inicial, y para la recuperación del mismo después de fallas, así como implicar más de una empresa en la operación y conservación de las redes, además de dificultar los cambios que requieran los usuarios en su estructura de comunicación.

Por otro lado, las redes terrenales no pueden transmitir a un costo competitivo una señal unidireccional única, como las de televisión, de manera simultánea a un gran número de destinos, aunque solo haya decenas de puntos de recepción en una extensa cobertura deseada, mucho menos si se trata de miles o millones de ellos, como lo requieren algunos servicios de difusión.

Debido a la facilidad para la instalación y retiro de las estaciones terrenas más modernas de comunicación bidireccional para servicios fijos, y a su costo actual relativamente más bajo, la comunicación por satélite es muy útil para servicios no permanentes en zonas donde no se prestan aún los servicios públicos terrenales de mayor demanda y desarrollo, como en muchas áreas rurales.

Las redes de radiocomunicación móvil, como las de telefonía celular, generalmente no pueden, debido a obstáculos naturales, tener la cobertura total de un área geográfica grande, incluso instalando múltiples estaciones repetidoras en lugares elevados, por lo que conseguir la cobertura deseada puede requerir un largo proceso de desarrollo, o no ser viable desde el punto de vista económico.

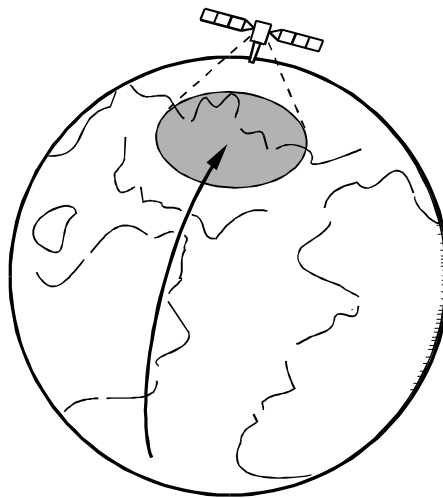
Debido a que los satélites pueden prestar servicios móviles en el mar, tierra y espacio aéreo, sin límites de cobertura, al desarrollo de nuevas tecnologías, y a una mayor aceptación política de la concepción de servicios comerciales privados por satélite de cobertura global en casi todas las naciones, su potencial en este mercado ha aumentado en forma extraordinaria en los últimos años para la comunicación en transportes terrestres, aéreos y marítimos, e incluso para la comunicación personal con terminales portátiles muy ligeras, acaparando muchos de los proyectos de telecomunicación más ambiciosos del momento actual.

Los servicios móviles comerciales por satélite se han prestado durante muchos años empleando la órbita geoestacionaria, pero debido a dos ventajas operativas particulares de los satélites de órbitas más bajas\*, junto con razones económicas y de

---

\*Debido a su distancia a la Tierra, los satélites en la órbita geoestacionaria introducen un retardo entre la emisión de una estación terrena y la recepción en otra de aproximadamente 1/4 de segundo, que en algunos servicios, como los de telefonía, puede considerarse una degradación de la

diseño, los nuevos sistemas de satélites de cobertura global para servicio móvil se están concibiendo para órbitas bajas. El período de circunvolución de un satélite no geoestacionario es típicamente desde menos de 2 hasta 12 horas, según la altitud de la órbita, teniendo una cobertura geográfica en constante movimiento, como se muestra en la figura 1.3, por lo que desde cualquier punto sobre la Tierra solo se puede establecer comunicación con cada uno de los más bajos durante pocos minutos en cada ocasión. Para poder establecer comunicaciones sin interrupción entre dos estaciones terminales móviles que no estén al mismo tiempo al alcance de uno de ellos, deben constituir un sistema con numerosas naves de cobertura traslapada que se enlacen en el espacio, o que para ese propósito se apoyen en una red terrenal.



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

Una empresa propietaria y operadora de satélites no es necesariamente la que proporciona los servicios a usuarios finales, sino que puede vender o alquilar capacidad de comunicación de sus satélites a otras prestadoras de servicios públicos, como las de televisión por cable; las cadenas de televisión para transmitir sus señales a estaciones llamadas repetidoras, que a su vez las redifunden al público; las

---

comunicación. Este inconveniente no se presenta en los satélites ubicados en las llamadas órbitas medias y bajas, porque se encuentran a distancias mucho menores, siendo el retardo pequeño y subjetivamente imperceptible en telefonía. Otra de las características de estas órbitas es que puede existir un número ilimitado de ellas, por lo que, si es necesario, se diseñan para cubrir las regiones polares que no es posible servir desde la geoestacionaria. Además, desde otro punto de vista, pueden contar con antenas para múltiples reutilizaciones de frecuencias, cuya fabricación sea menos difícil y costosa que la de las equivalentes para la órbita geoestacionaria, debido a la mayor anchura de sus haces para igual cobertura que desde aquella.



empresas telefónicas; y otras que utilizan los satélites para apoyar sus servicios en ciertos tramos de los enlaces de comunicación de sus redes.

También, debido a la facilidad para establecer redes de estaciones terrenas de distintos niveles de tráfico, con opción de diversas configuraciones y tecnologías, sin limitaciones de cobertura y bajo el control total del usuario, la comunicación por satélites ha sido atractiva para muchas empresas, a fin de establecer redes propias diseñadas para las necesidades de su comunicación interna. En el caso de los geoestacionarios esto se puede lograr arrendando la capacidad necesaria directamente del propietario del satélite, o de sus agentes, o pagando solo el servicio de una red *ad hoc* que otra organización dedicada a estas actividades y seleccionada libremente le proporcione, en los países en que la reglamentación permite ambas cosas, gracias a la desregulación que se ha venido extendiendo y profundizando en distinto grado en casi todo el planeta.

Es de notarse que la capacidad de tráfico planeada para un satélite o para un conjunto de satélites en la órbita geoestacionaria, a fin de prestar servicios en una zona de cobertura o huella determinada, no depende de la ubicación de las redes de estaciones terrenas que operen en dicha región a través de él o de ellos, sino del tráfico total que requiera el conjunto de los servicios. Tampoco es necesario prever con rigor una proporción determinada de cada uno de los tipos de circuitos o canales de comunicación que vayan a utilizarse en un satélite no especializado. Lo anterior se debe a la inherente flexibilidad de los satélites de comunicación, que los hace relativamente tolerantes a los errores de planeación, ya que en una misma cobertura se compensan los errores de falta o de reducción de demanda con los de exceso en otras zonas, aunque se trate de distintos servicios.

En cambio, las redes terrenales deben planearse tomando en cuenta la ubicación específica de la demanda dentro de la región en que van a prestarse los servicios, ya que generalmente no es posible, o puede resultar muy costosa la reubicación de tramos de una red, en caso de que la demanda real difiera de lo previsto. Además, como en ellas es imposible la cobertura total, y los tramos de enlace tienen distinta jerarquía, con capacidades decrecientes hacia los puntos terminales, puede resultar no redituable extender los servicios a muchos puntos terminales de muy bajo tráfico.

A pesar de las características mencionadas de flexibilidad, que reducen los riesgos de planeación de los satélites, en este aspecto tienen que enfrentar un riesgo distinto, que consiste en la probabilidad de falla de su lanzamiento a la órbita de destino, la cual es aproximadamente 5% en la actualidad.

A diferencia de los sistemas terrenales, la capacidad de comunicación por satélite no puede desarrollarse en forma gradual, por medio de programas anuales de ampliación, si un sistema geoestacionario, por sus requerimientos y objetivos, solo puede contar con uno o dos satélites en una huella. Esta característica implica, para los sistemas nacionales pequeños o que vayan a proporcionar servicios a un grupo de pocos países con tráfico no muy alto, que el costo de la inversión inicial corresponda

a la capacidad final de tráfico requerida, aunque por varios años no pueda ocuparse en su totalidad.

Sin embargo, un operador de satélites como la Organización Internacional de Telecomunicaciones por Satélite INTELSAT, que cuenta con varios satélites para cubrir cada una de las tres regiones oceánicas, y que en caso necesario puede mover satélites de una región oceánica a otra, está en posibilidad de aumentar en una forma relativamente gradual la capacidad total de tráfico en una zona de cobertura determinada, en proporción al tráfico total que maneja, y eventualmente de reducirla intencionalmente, lo cual le permite una mejor utilización de sus recursos.

No es fácil hacer una comparación general de la capacidad de servicio de los satélites de uso múltiple con la de redes terrenales, por sus diferencias estructurales, y solo es posible para servicios concretos con características específicas. La comparación más favorable para las redes terrenales es la comunicación de alto tráfico punto a punto, como la comunicación bidireccional entre centrales telefónicas de distintas ciudades, ya que cada enlace entre dos puntos requiere tanto en las redes por satélite como en las terrenales dedicar al menos algunas unidades de equipo específicas para cada uno de ellos.

La comparación es más favorable a los satélites para el caso de señales en un solo sentido. Por ejemplo, para enviar una señal de televisión por satélite de su origen a cincuenta estaciones repetidoras en igual número de ciudades de un país solo se requiere ocupar cuando más una unidad básica de comunicación o transpondedor del satélite. En cambio, hacerlo por una red terrenal desde un nodo a otros cincuenta puede requerir numerosos enlaces con capacidad para un canal de televisión, dependiendo de su configuración, ya que a partir del nodo de origen debe encaminarse la señal por varias rutas apropiadas para llegar a todos los destinos, y en algunos sitios ramificarse nuevamente.

Además, usualmente cualquier parte de la capacidad de un satélite puede utilizarse para comunicación bidireccional o unidireccional en el momento que se requiera, lo que generalmente no es posible en las redes terrenales. Asimismo, el origen de una señal de un punto a múltiples destinos puede ubicarse en cualquier sitio dentro de la huella del satélite y cambiarse de ubicación sin limitaciones cuando sea necesario. Por todo lo anterior, en un ejemplo extremo, un satélite de comunicación puede dedicarse a la difusión directa de televisión por suscripción transmitiendo cerca de 100 programas simultáneos, que pueden ser originados al mismo tiempo desde varios puntos cualesquiera dentro de la huella y recibidos por un número ilimitado de usuarios en cualquier parte de la misma, lo cual sería imposible proporcionarlo por medio de redes terrenales.

La vida útil planeada de los satélites comerciales destinados a la órbita geostacionaria, para una posición estrictamente controlada, es de 10 o más años en

la actualidad\*. Esta duración en servicio está determinada en forma ineludible por la del propulsante que les permite conservar su posición en la órbita original, y en forma parcialmente aleatoria por el deterioro de las baterías o de las células solares, así como, con menor probabilidad, por la posible falla de otras partes de la nave espacial. La vida útil de los satélites en órbitas bajas es mucho menor que la de los de la órbita geoestacionaria, principalmente por el agotamiento de su dotación de propulsante y por un mayor deterioro de sus baterías a causa del gran número de eclipses que les ocurren durante cada año.

Al terminar su vida útil, los satélites que operan en la órbita geoestacionaria deben ser desactivados y colocados en una órbita cuando menos 150 km más alejada (preferiblemente 300 km o más), quedando a la deriva sin control, formando parte de los despojos espaciales de la Tierra creados por el hombre, junto con otros satélites, cohetes, y sus fragmentos, por lo que existen en órbita miles de objetos identificados de 10 centímetros o más de dimensión máxima, y millones de tamaño mayor a 1 milímetro, tanto de satélites como de vehículos de lanzamiento. Tales despojos son peligrosos para las naves activas aunque tengan dimensiones de pocos milímetros, ya que una parte de ellos transita a alta velocidad relativa por o a través de las órbitas ocupadas, acercándose también muchos de ellos a la Tierra a la que finalmente pueden caer por los efectos progresivos de la fricción atmosférica.

## 1.2 FUNCIONAMIENTO BÁSICO DE UN SATÉLITE

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

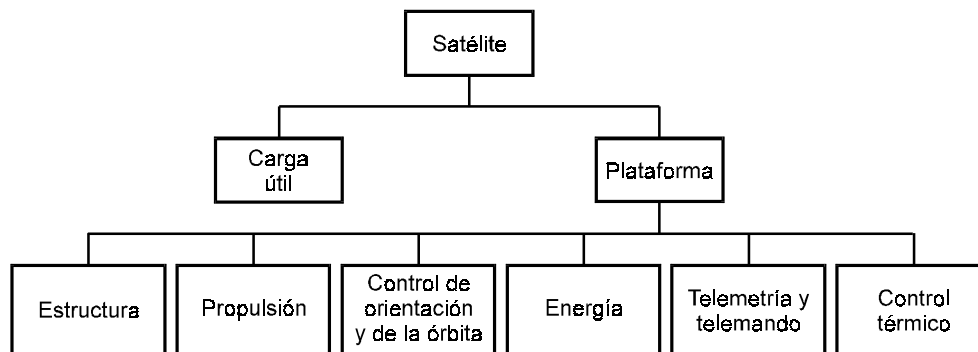
---

\* La vida útil de un satélite diseñado para operación geoestacionaria puede prolongarse después durante algunos años si cerca del final de su vida planeada se opera en órbitas sincrónicas inclinadas respecto del plano del ecuador, con lo cual puede ahorrarse hasta 90% o más del combustible consumido por año. Esta modalidad de operación puede ser conveniente en circunstancias particulares, principalmente para satélites que se comunican con estaciones terrenas de relativamente alto tráfico y no muy numerosas, ya que las que cuentan con antenas de alta ganancia deben estar dotadas o dotarse de sistemas de rastreo o seguimiento del satélite para mantener la comunicación. El método empleado para lograr este propósito consiste en controlar la deriva del satélite en las direcciones Este y Oeste, para evitar que se acerque a otros satélites geoestacionarios e interfiera sus servicios, y no corregir las desviaciones Norte y Sur que representan la inclinación creciente de la órbita debida a efectos del Sol y la Luna. Esto produce una oscilación de la nave vista desde la Tierra, con un ciclo de 24 horas, la cual aumenta hasta cerca de 1° por año, previéndose la operación adicional generalmente hasta por unos cinco años.

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

La plataforma puede dividirse para su análisis funcional en varios subsistemas que apoyan la operación satisfactoria de la carga de comunicaciones como muestra la figura 1.4.

La estructura de la plataforma sirve de soporte tanto para sus demás elementos como para la carga útil. Debe tener la suficiente resistencia para soportar las cargas estáticas y vibraciones del lanzamiento, y paradójicamente, a la vez el menor peso posible, lo cual se logra conciliando sus parámetros de fiabilidad. Está construida con aleaciones metálicas ligeras y con compuestos químicos tanto de alta rigidez y bajo coeficiente de dilatación térmica, como resistentes al deterioro en el espacio, entre otras de sus características más requeridas.



**Figura 1.4. Subsistemas de un satélite de comunicación**

---

\* La frecuencia de una onda electromagnética es el número de ciclos completos de la inversión de la polaridad en cada segundo de los que se denominan su campo eléctrico y su campo magnético, teniendo como unidad de medida el Hertz (ciclo por segundo). Los intervalos de frecuencias con límites establecidos convencionalmente se denominan bandas, y el conjunto de todas las frecuencias y consecuentemente de todas las bandas se denomina espectro radioeléctrico. Los satélites pueden recibir y transmitir simultáneamente un gran número de ondas electromagnéticas de distinta frecuencia.

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

Una vez en la órbita y emplazamiento deseados, las correcciones a las desviaciones fuera de ellos, debidas a las perturbaciones causadas por el Sol, la Luna y la propia Tierra se realizan principalmente mediante pequeños impulsores, cuyo número depende del tipo de satélite, los cuales pueden emplear propulsores líquidos, gas o iones. En los satélites geoestacionarios típicos los propulsores químicos requeridos para conservar su posición durante su vida útil representan del 20 al 40 % de masa adicional a la de la nave sin combustible, o masa seca, en misiones de 10 a 15 años.

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

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

El sistema de telemetría permite conocer el estado de todos los demás subsistemas. Utiliza un gran número de sensores que detectan o miden estados de circuitos y variaciones de temperatura, presión, voltaje, corriente eléctrica, etc., convierte esa información en datos codificados, y los envía en secuencia al centro de control a través de un canal especial de comunicación, repitiéndose la secuencia a intervalos regulares. Esta información se utiliza para acción inmediata si fuera necesario, y se registra para su análisis estadístico y detallado.

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

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

Como se mencionó anteriormente, un satélite de comunicación puede operar en una amplia gama de frecuencias. Las diversas bandas de frecuencias que pueden utilizar los satélites son determinadas (atribuidas, en la terminología convencional de este campo) por la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT) \* en forma exclusiva para éstos, o en forma compartida con otros servicios, quedando a cargo de los gobiernos de cada país asignarlas a usuarios específicos. Para satisfacer las necesidades mundiales de comunicación, cada banda de frecuencias puede ser utilizada simultáneamente por muchos países, con las debidas precauciones técnicas para evitar interferencias que pueden originarse, entre otras causas, por la dificultad de limitar las radiaciones solo a las áreas de servicio. Cuando por las interferencias que se originarían no es posible el uso simultáneo de toda una banda por cada uno de los países de una región, se puede realizar una planificación regional para utilizarla en fracciones distribuidas entre los países de la misma, aprobada por ellos, que queda registrada por la UIT. Para evitar interferencias mutuas a los servicios de dos países cercanos, se realizan coordinaciones específicas caso por caso, que pueden ser complementadas por convenios bilaterales.

Un satélite o sistema de satélites puede operar en una o más de las bandas atribuidas a los servicios de satélite, dependiendo de las necesidades de capacidad de tráfico, en su caso de las bandas que se hayan empleado en la generación anterior de satélites del mismo sistema, de los servicios que se pretenden prestar, en cierta medida de las condiciones climáticas de la zona de servicio, y de las posibilidades técnicas de ocupación de una órbita o de una posición orbital sin causar

---

\* El apéndice C contiene una breve descripción de la naturaleza y las funciones de la Unión Internacional de Telecomunicaciones.

interferencias a otros satélites. Cada banda de frecuencias dispone de una parte de la misma para los enlaces ascendentes Tierra-satélite y otra para los enlaces descendentes satélite-Tierra, a fin de evitar interacciones inconvenientes. Cada unidad básica de la carga útil o transpondedor recibe las emisiones desde la Tierra como enlaces ascendentes, las amplifica para compensar la enorme pérdida en el espacio, realiza la transposición o conversión de sus frecuencias y las devuelve a tierra como enlaces descendentes, operando en fracciones diferentes de la banda que los demás transpondedores (salvo en los casos de reuso de frecuencias en el mismo satélite), como muestra la figura 1.5.

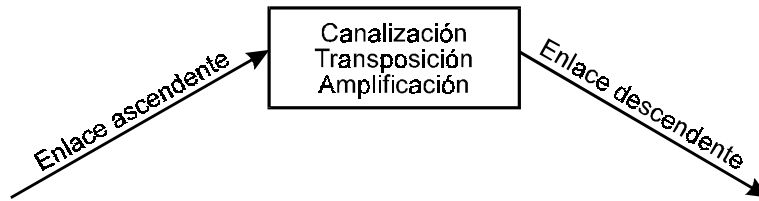


Figura 1.5. Funciones mínimas de los transpondedores

Además de las funciones mínimas mencionadas, si se requiere, la carga útil puede diseñarse para realizar la conmutación de señales a bordo y otros tipos de procesamiento, así como la comunicación con otros satélites.

La parte del espectro de radiofrecuencias atribuido por la UIT a la comunicación por satélite para cada uno de los tipos de servicio móvil por satélite (SMS), fijo por satélite (SFS), difusión (SRS), o entre satélites (SES), comprende porciones en el intervalo de aproximadamente 0.1 a 400 GHz. Actualmente, más del 90% de la capacidad de comunicación en órbita para fines comerciales se utiliza para el servicio fijo por satélite en la gama de frecuencias de 3.4 a 14.8 GHz (principalmente en las llamadas bandas C y Ku), considerando el número de satélites que las emplean y la reutilización de frecuencias en muchos de ellos.

Para sus propios fines reglamentarios, la UIT considera tres regiones en el mundo: la región 1, que abarca África, los países Arabes, Europa y los países que anteriormente constituían la URSS; la región 2, que abarca los países de América; y la región 3, que incluye a Asia y Oceanía, existiendo algunas diferencias menores en la atribución de frecuencias para cada región y excepciones registradas por países en forma individual.

Por razones prácticas, a las bandas de frecuencias más comunes para el servicio por satélite se les designa por fabricantes de equipos, operadores de satélites y usuarios por medio de letras empleadas originalmente para radar, aunque no son utilizadas oficialmente por la UIT. De acuerdo con estas siglas, las principales

bandas para los servicios por satélite son las mostradas en el cuadro 1.1 para la región 2 (Américas), como ejemplo.

**Cuadro 1.1. Designaciones de bandas**

Banda	Ejemplos de atribución (GHz)*	Designación alternativa
<b>L</b>	1.525-1.71	Banda de 1.5 GHz
<b>S</b>	1.99- 2.20	Banda de 2 GHz
	2.5-2.69	Banda de 2.5 GHz
<b>C</b>	3.4-4.2, 4.5-4.8,	Banda de 4/6 GHz
	5.15- 5.25, 5.85-7.075	Banda de 5/7 GHz
<b>X</b>	7.2-8.4	Banda de 7/8 GHz
<b>Ku</b>	10.7-13.25, 13.75-14.8	Banda de 11/14 GHz, Banda de 12/14 GHz
<b>Ka</b>	27.0-31.0	Banda de 30 GHz

\* A frecuencias más bajas se utiliza otra forma de designaciones y abreviaturas.

### 1.3 CONSTITUCIÓN DE UN SISTEMA DE SATÉLITES

Establecer un sistema comercial para servicios de comunicación por satélite implica un proyecto de gran magnitud que en el momento actual requiere de la evaluación de la demanda potencial del mercado, y de la cada vez más amplia competencia no solo de otros medios de comunicación, sino de otros sistemas por satélite, análisis de las tendencias de desarrollo de los servicios, de las opciones tecnológicas viables y de su madurez, así como de un diseño adecuado del plan de negocios, entre otras cuestiones.

Hace tres décadas el único sistema comercial de comunicación por satélite era el de la Organización Internacional de Comunicaciones por Satélite INTELSAT, que se ha desarrollado en forma muy importante desde entonces y que aún constituye el sistema más grande, con 20 o más satélites de gran capacidad en operación. En los últimos años los nuevos proyectos de sistemas satelitales han sido muy influidos por la generalización de lo que se ha venido denominando desregulación de los servicios, que abre considerablemente las posibilidades de participación de las empresas tecnológicas y operadoras privadas en la prestación de los servicios a escala mundial.

En el caso de los sistemas móviles de órbitas bajas en proyecto o en operación, todos ellos de cobertura mundial por las razones que se exponen en otros capítulos, la cantidad de los contendientes, la importancia de los proyectos, y el desarrollo de otros tipos de servicios móviles hace prever que algunos de los primeros no podrán llegar a realizarse, y algunos de los sistemas que logren iniciar operaciones tendrán un difícil desarrollo y enfrentarán altos riesgos. El éxito de los proyectos



probablemente dependerá de una sólida tecnología, de un plan económico con adecuadas características de sensibilidad, de una relativamente rápida integración y puesta en servicio, y de una estructura de la inversión y control suficientemente aceptable desde el punto de vista político, ya que es necesaria la participación de empresas de múltiples países.

Un sistema de comunicación por satélite consiste de uno o más satélites, uno o más centros de control de los mismos, y de estaciones terrenas que se comunican entre sí a través de aquellos. Un sistema constituido por un solo satélite geostacionario, un centro de control y un número indeterminado de estaciones terrenas se ilustra en la figura 1.6

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

El centro de control tiene como función principal vigilar el estado de todos los subsistemas del satélite, y mediante señales de telemando al mismo, conservar dentro de los valores tolerados todos los parámetros esenciales para su buen funcionamiento. Entre otros, deben conservarse dentro de tolerancia los parámetros de posición y apuntamiento mediante maniobras programadas. En caso de presentarse condiciones de falla, valores fuera de tolerancia y otras anomalías, debe realizar diversas comprobaciones, y si es necesario utilizar procedimientos de emergencia y reemplazar algunas de las funciones autónomas del satélite, con el objeto de restablecer las condiciones normales de operación.

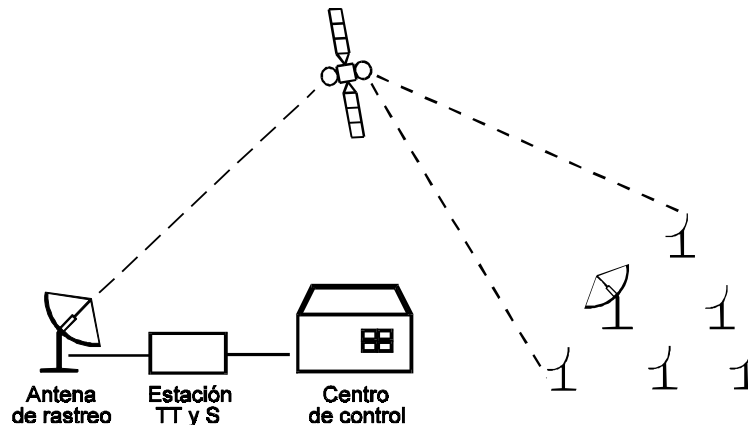


Figura 1.6. Partes constitutivas de un sistema de comunicación por satélite

Además, el centro de control tiene una variedad de funciones adicionales, como activar o modificar las configuraciones alternativas de operación respecto de conectividad y coberturas, estimar el combustible remanente en el satélite y generar información para los usuarios sobre riesgo próximo en las comunicaciones o sobre interferencias que se hayan presentado, y opcionalmente participar en las maniobras de la órbita de transferencia de los nuevos satélites del propio sistema o de otros sistemas después de ser liberados por el vehículo de lanzamiento, si el equipamiento de la estación lo permite, actividad que puede ser posible gracias a la capacidad, experiencia y extenso entrenamiento del personal con que cuenta \*. Todas las funciones las realiza por medio de una instalación compleja de equipos de cómputo, de medición, de registro, de análisis y de telemando, y de la estación terrena de telemetría, telemando y seguimiento (TT y S, en inglés: TTAC). Los sistemas de satélites de órbitas diferentes a la geoestacionaria generalmente requieren de más de un centro de control.

La función de las estaciones terrenas de tráfico es transmitir, recibir o transmitir y recibir señales de comunicación de o hacia otras estaciones a través del satélite. También pueden existir estaciones terrenas de control de red que principal o exclusivamente reciban y envíen señales para permitir la comunicación entre otras estaciones de una misma red. Por otro lado, las estaciones de telemetría, telemando y seguimiento de los centros de control del sistema intercambian con los satélites señales que no están destinadas a otras estaciones. Por último, hay estaciones terrenas que por razones de operación, de economía o por otras circunstancias combinan algunas de las funciones anteriores.

Un sistema de comunicación que opera por medio de un satélite tiene un *segmento espacial* y un *segmento terreno*. El segmento espacial está formado por el

---

\* Existen otras funciones que pueden ser realizadas por una unidad orgánica separada del centro de control, relacionadas con la capacidad de comunicación disponible o la contratada por los usuarios directos de los servicios del sistema. Estas funciones incluyen el apoyo a los usuarios para facilitar y asegurar el correcto acceso a porciones adicionales de la capacidad mediante equipo de monitoreo de las comunicaciones, la vigilancia de que no haya alteraciones inconvenientes en las señales enviadas al satélite, la detección de interferencias accidentales o acceso intencional no autorizado y la realización de pruebas de emisión de señales para fines de establecer o modificar los acuerdos de coordinación con otros sistemas de satélites. En los sistemas más completos existen en tierra algunas unidades de equipo idénticas a las encontradas en la nave espacial, por ejemplo transpondedores completos, que permiten simular nuevas condiciones de operación antes de autorizarlas en la operación real del sistema. Por último, recientemente se han perfeccionado sistemas comerciales que permiten determinar con precisión la ubicación de una estación terrena interferente, los cuales pueden incorporarse a las actividades de vigilancia de las comunicaciones, mediante adquisición de los equipos o mediante un contrato de servicio externo si el proveedor puede proporcionarlos, y si lo permite el alcance de sus instalaciones a los satélites del operador.

satélite y su centro de control, mientras que el conjunto de estaciones terrenas de la red que se comunican entre sí, y a través de las cuales en su caso es posible la conexión con las redes terrenales, constituye el segmento terreno.

Los sistemas de comunicación por satélite pueden ser domésticos (nacionales) para servicio de un solo país, o internacionales, que incluyen los de servicio global a varios continentes y los regionales para proporcionar servicio a un número restringido de países, aparte del aspecto de la estructura de propiedad del sistema, en el que en los últimos años se han abierto diversas opciones de participación en los proyectos de sistemas globales, con implicaciones a largo plazo aun no bien experimentadas.

Para establecer y operar un sistema comercial de comunicación por satélite es necesario cumplir un complicado proceso, con duración de varios años, que parte de un análisis inicial de alternativas para atender necesidades de telecomunicación, o de la visión empresarial de oportunidades de negocios, y que en alguna etapa se formaliza al aprobarse el programa dentro de la organización promotora.

Típicamente, las etapas del programa incluyen, entre otras acciones, lo siguiente:

- Planeación inicial del sistema con requisitos y especificaciones preliminares.
- Estudios de viabilidad técnica y económica, incluyendo la posibilidad de ocupar posiciones en la órbita geoestacionaria, si es el caso.
- Investigación y evaluación de los últimos avances tecnológicos de posible aplicación al sistema en proyecto como alternativa a tecnologías maduras.
- Determinación de las características definitivas técnicas, de organización del sistema y sus servicios, y de estructura de la inversión.
- Acopio de los recursos financieros.
- Autorización inicial del programa por las agencias gubernamentales de comunicaciones del país sede, las cuales, si es el caso, deberán iniciar la entrega de la documentación pertinente a la Unión Internacional de Telecomunicaciones.
- Preparación y expedición de la solicitud de ofertas para los satélites y centro de control.
- Evaluación de las propuestas y negociación del contrato de suministro.
- Coordinación del programa con la Organización de Telecomunicaciones por Satélite INTELSAT (en la mayoría de los casos), y con una organización operadora de un sistema regional si corresponde, así como complemento de las gestiones ante la Unión Internacional de Telecomunicaciones para iniciar la coordinación con otros países.
- Coordinación técnica con los operadores de otros sistemas internacionales y nacionales, si es el caso.

- Preparación y expedición de la solicitud de ofertas de los servicios de lanzamiento, si no están incluidos en el contrato de suministro de los satélites.
- Evaluación de las propuestas de servicios de lanzamiento y negociación del contrato.
- Construcción de los satélites, obras civiles y demás elementos del sistema, así como contratación del suministro de los servicios de energía y de otros requeridos.
- Desarrollo de los programas de entrenamiento del personal del operador, y en su caso del de transferencia de tecnología.
- Lanzamiento, operaciones en la órbita de transferencia, pruebas en órbita y aceptación del sistema.
- Publicidad y comercialización.
- Iniciación de la operación, y desarrollo de un programa de asistencia técnica del fabricante al operador.

Las etapas de la lista anterior no corresponden necesariamente a la secuencia de un programa específico, y algunas de ellas pueden realizarse en forma simultánea.

Desde la concepción del proyecto hasta la iniciación de la operación pueden transcurrir de 4 a 6 o más años, aunque excepcionalmente puede reducirse si un sistema se inicia mediante la adquisición de un satélite en operación o en tierra que puede ser excedente de otro sistema, o de la cancelación de un pedido anterior a un fabricante, aun cuando sus características técnicas no sean óptimas. También es posible arrendar temporalmente un satélite que se encuentre en órbita. La sola integración y pruebas en planta de un satélite comercial grande puede requerir entre 2 y 3 años, debido a que algunas de sus partes tienen tiempos de entrega de más de un año (para los satélites de mayor tamaño y potencia) y a la complejidad tanto de la propia integración como de las pruebas de sus componentes y de la nave en su conjunto.

Aun cuando las etapas del proceso de ejecución del programa son similares a las de cualquier otro de gran importancia, el sistema más sencillo incluye diversas instancias de gestión ante las más altas autoridades gubernamentales en el área de comunicaciones de cuando menos un país, así como ante un mínimo de dos organizaciones internacionales, y la coordinación de algunos aspectos entre dos o más gobiernos nacionales. Estas gestiones no son un simple requisito burocrático, y pueden requerir largo tiempo y presentar complicaciones, ya que están basadas en los riesgos de causar interferencias a otros servicios, o de afectar intereses económicos o políticos en otros países.

Uno de los aspectos potencialmente conflictivos desde el punto de vista económico y político es la saturación de la órbita geoestacionaria, con más de 200 satélites operativos y en proyecto, que dificulta la coordinación para el uso de

posiciones en ella. En los últimos años se han presentado casos de solicitudes y registro de posiciones orbitales como medio para obtener recursos económicos, en una forma que puede considerarse especulativa. Por contraste, también se hacen grandes esfuerzos por lograr un uso más eficiente de la órbita geoestacionaria, mediante negociaciones entre países interesados \* .

Por supuesto, un proyecto más amplio, aun cuando consista en un sistema conjunto para servicio de pocos países, promovido por sus gobiernos, o por empresas privadas de los mismos, agrega complejidades debidas a la necesaria coordinación en aspectos tales como la aportación de los recursos requeridos que le corresponde a cada uno, el programa de la disponibilidad de los mismos y su origen, la sede de la oficina matriz, la estructura orgánica y el origen nacional del personal ejecutivo de la entidad operadora, así como el impacto del sistema sobre los operadores de otros servicios en la zona de cobertura que cuenten con algún grado de protección.

Parte de las gestiones y coordinaciones las deben realizar los propios promotores del proyecto, y otra parte el gobierno del país sede del mismo ante los organismos internacionales y ante los demás gobiernos que sea necesario, o que lo soliciten por la posible afectación a programas futuros o a sistemas ya establecidos por sus nacionales. Aun cuando la mayoría de las gestiones o negociaciones influyen en la fecha en que puede iniciarse la operación del sistema, ésta puede proceder en algunos casos aunque no se hayan concluido algunas de aquellas.

Tanto los satélites como los vehículos desechables para su lanzamiento (cuando se utilizan de este tipo) se construyen bajo una orden específica, cuya duración está sujeta a retrasos imprevistos en mayor proporción que en otro tipo de proyectos, por ejemplo, cuando se detectan deficiencias en satélites en operación que contengan los mismos componentes básicos que el que esté en construcción, y se determina que es necesaria una investigación para identificar la causa, lo que eventualmente origina también que se deban substituir algunos por otros que proporcionen mayor seguridad de funcionamiento.

En el caso de la falla de un vehículo de lanzamiento durante un vuelo se puede presentar una repercusión doble sobre los siguientes vuelos del mismo tipo de vehículo, ya que mientras se investiga la causa de la falla se suspende el programa de lanzamientos correspondiente, y en caso de detectarse en una imperfección o insuficiente margen de seguridad en un componente, es necesario esperar su reemplazo después de que sea corregido el diseño y fabricado el nuevo. Sin embargo, cuando menos en cierta medida, es posible la recuperación del tiempo de lanzamiento

---

\* Por ejemplo, el convenio trilateral entre Canadá, Estados Unidos de América y México para el reacomodo de posiciones orbitales, revisado a fines de los años 80, que tuvo como consecuencia la reducción de la separación entre satélites de Canadá y México a solo 1.9°.

de los satélites para los que el mismo esté programado mucho tiempo después de la falla de un lanzador de igual tipo.

Un factor mayor de incertidumbre respecto a la fecha de iniciación de operaciones es la probabilidad de falla del lanzamiento, la cual actualmente es de alrededor del 5%, o la del propio satélite durante el mismo o poco tiempo después, ya que ambas son relativamente altas, mucho mayores que las probabilidades de fallas importantes de operación del satélite durante su vida útil, a pesar de los progresos realizados durante décadas de experiencia en el perfeccionamiento de ambos. Cualquiera de dichos acontecimientos implica un retraso que depende en cierto grado de las precauciones que se hayan tomado para el caso, como el haber adquirido componentes adicionales cuyo tiempo de entrega sea prolongado, con el propósito de integrar un nuevo satélite en menor tiempo, o incluso contar con un costoso reemplazo completo del satélite en tierra, así como de que sea posible un programa condicional de emergencia en los calendarios del fabricante y de los servicios de lanzamiento.

Una desventaja de un sistema de solo uno o dos satélites para la misma zona de servicio consiste en el riesgo potencial de falla total de un satélite en órbita cuando ya esté operando. Este tipo de riesgo es de baja probabilidad, pero las consecuencias de que se cumpla son muy importantes en un sistema pequeño, en tanto que en un sistema de varios satélites puede enfrentarse, aun cuando no se cuente con un satélite de reemplazo, mediante reacomodo de tráfico entre ellos según las prioridades establecidas en un plan de emergencia, y tiene las menores consecuencias en un sistema global de órbita baja para servicios móviles.

#### **1.4 DESARROLLO DE LA COMUNICACIÓN POR SATÉLITE**

No puede tenerse una imagen completa de la comunicación por satélite sin considerar aunque sea someramente su desarrollo histórico, por lo que en este título se describen brevemente algunos de sus aspectos. Por razones de espacio se omiten numerosos eventos importantes, especialmente relativos a los satélites de cobertura nacional de muchos países, después de mencionar los pocos que iniciaron sus servicios al público entre 1965 y 1976, ya que sería prolijo incluirlos.

La reseña siguiente está orientada principalmente hacia desarrollos notables relacionados con la comunicación para servicios comerciales por satélite, aunque durante los años de 1958 a 1963 se realizaron los primeros experimentos mediante satélites científicos construidos en diversos países, los cuales fueron determinantes para conocer mejor las características del espacio exterior, y cuando menos su efecto inmediato sobre los dispositivos y materiales que podrían ser utilizados en los satélites comerciales. Por supuesto, aun contando con la información recopilada durante más tres décadas, el estudio científico del espacio ha continuado y continuará sin tregua.

Como se mencionó anteriormente, en 1945 Arthur C. Clarke concibió un sistema de comunicación de tres estaciones espaciales de cobertura global en órbita sincrónica, descrito en un artículo profético en la revista Británica *Wireless World*. En esa época no era posible materializar la idea propuesta, principalmente porque no se contaba con un vehículo de lanzamiento suficientemente potente para lograrlo, lo cual era indispensable para realizar los experimentos que permitieran conocer mejor las condiciones del espacio exterior y desarrollar la tecnología para la supervivencia y el control de la plataforma.

En 1957 se lanzó el satélite artificial Sputnik-1 de la URSS, detectándose las primeras señales radioeléctricas de telemetría transmitidas por un satélite artificial de la Tierra. A continuación de dicho evento se intensificó el desarrollo de diversos proyectos de satélites de órbitas bajas.

En 1958 se lanzaron el primer satélite científico de EUA, el Explorer I, y el Score del mismo país, el primero usado para la comunicación de voz, con un repetidor diferido que recibía mensajes de la Tierra, los almacenaba en cinta y los transmitía posteriormente.

En 1960 se lanzó el satélite Echo 1 de EUA que realizó la retransmisión pasiva de estación terrena a estación terrena de señales telefónicas, mediante la reflexión de las emisiones desde la Tierra en su superficie metalizada en forma de globo, de 30 metros de diámetro. Poco después, en ese mismo año se realizó el primer experimento de retransmisión activa empleando un amplificador a bordo en 2 GHz mediante el satélite Courier-1B de EUA en una órbita con Apogeo cercano a 1200 Km de altitud, el primero con células solares para la retransmisión, demostrando los subsistemas esenciales de comunicación, energía, teledirigida y teledirigido.

Telstar I de la compañía ATT de EUA fue lanzado en 1962, en una órbita con apogeo a 5600 Km de altitud, siendo el primer satélite con amplificador basado en tubo de ondas progresivas y el primero que puede considerarse funcional y no solo experimental, permaneciendo en operación durante 7 meses. Después, en ese mismo año, se lanzó el satélite Relay 1 construido por RCA para la National Aeronautic Space Agency (NASA) de EUA, en una órbita con apogeo de 7400 km, operando en la banda C (6/4 GHz). Su altura era de 0.84m, con una antena omnidireccional, teniendo una masa de 78 kg.

Una cuestión que originó controversia y dudas en esos primeros años fue la relativa a las órbitas más adecuadas para la comunicación por satélite. Algunos pensaron que no era posible ubicar satélites en una órbita geoestacionaria, y otros que sería muy costoso lograrlo, además de las objeciones respecto al retardo de tiempo de las señales, debido a su largo recorrido. Por otro lado, los satélites de órbitas más bajas tendrían el inconveniente de requerir cuando menos dos o tres estaciones terrenas de enlace a las redes terrenales en cada sitio (que era el único tipo de estaciones previsto en esa época), con sistemas de rastreo, y transferir

periódicamente la operación de un satélite a otro para mantener la continuidad del servicio.

En febrero de 1963 se fundó COMSAT Corporation, promovida por el gobierno de los Estados Unidos de América mediante el Decreto de Comunicaciones por Satélite expedido en 1962, constituyéndose como la primera compañía dedicada a telecomunicaciones nacionales e internacionales por satélite.

En ese mismo año se produjeron las primeras reglamentaciones internacionales para las telecomunicaciones por satélite, en una Conferencia Extraordinaria de Radiocomunicaciones de la UIT.

También en 1963, se lanzó el satélite Syncom 2 de la NASA en una órbita geosíncrona inclinada, construido por Hughes Aircraft Company, constituyendo el primer satélite geosíncrono operativo, el cual demostró la viabilidad técnica y la calidad del servicio posible mediante un sistema global de comunicaciones por satélite en la órbita geoestacionaria. Syncom pesaba 68 kg al momento de lanzamiento y contenía una carga útil que permitía el uso de 300 circuitos telefónicos o 1 canal de televisión en la banda S, contando con un sistema de control de orientación de peróxido de nitrógeno. Syncom 3, lanzado en 1964, fue el primer satélite geoestacionario, permitiendo a los europeos ver por televisión los juegos olímpicos de Tokio en vivo ese mismo año.

En 1964, después de difíciles negociaciones que en cierta medida se habían iniciado en 1959, se creó la Organización Internacional de Telecomunicaciones por Satélite INTELSAT, con base en los llamados Acuerdos Interinos, a fin de operar un sistema comercial de comunicación por satélite de cobertura global. En la fase final de las negociaciones participaron 19 países, y 11 de ellos aprobaron los Acuerdos, creando la organización de tipo cooperativo el 20 de agosto, en que quedaron abiertos para firma. Antes de ser lanzado el primer satélite de INTELSAT 45 países eran ya miembros de la organización, la cual se convirtió en el operador preeminente de satélites en el mundo.

El primer satélite comercial, el Intelsat I, conocido inicialmente como Early Bird, fabricado por Hughes Aircraft Company (y designado como serie HS 303 por esta compañía), se lanzó en 1965. Su diseño estaba basado en el de los Syncom, con algunas mejoras. Intelsat I, como sus antecesores, era estabilizado por rotación conjunta de todas sus partes sobre el eje de su cuerpo cilíndrico que conservaba su orientación por la inercia del efecto giroscópico. Sus señales iluminaban la región del Atlántico norte mediante una antena simple que radiaba con igual intensidad a 360° a su alrededor, por lo que la comunicación no era afectada por la rotación. Contaba con 2 transpondedores operando en banda C, y su capacidad de comunicación era de 240 circuitos telefónicos o un canal de televisión, lo cual bastaba para más que triplicar la capacidad de circuitos telefónicos existentes a través del Atlántico Norte. Intelsat I estuvo operando por más de tres años, y en condiciones de operar por cinco.



También en 1965 se lanzó el satélite soviético Molniya 1 en una órbita elíptica muy particular adecuada para cubrir áreas cercanas al polo norte, con período de circunvolución de 12 horas, empezando el servicio doméstico de transmisión de programas de televisión por satélite en la URSS. Molniya 1 tenía un cuerpo cilíndrico de 1.6m de diámetro y 3.4m de altura, del cual se proyectaban 6 paneles de células solares, y dos antenas direccionales, y su sistema de estabilización era de los denominados en tres ejes, que emplea una rueda de momento interna de efecto giroscópico como referencia para su orientación y las correcciones de ésta. Entre 1965 y 1975 se lanzaron 29 satélites Molniya.

En 1967 se lanzó el segundo satélite Intelsat II, cuatro meses después de haber fallado el lanzamiento del primero. Su diseño estaba basado en los de la serie HS 303 con mejoras, designándolo su fabricante como HS 303A. El cuerpo del Intelsat II tenía 0.67m de altura y 1.42m de diámetro y pesaba casi el doble que el Intelsat I. Contaba con un transpondedor de 120 MHz que permitía el acceso múltiple de las estaciones terrenas (evitando la limitación operativa de su antecesor en ese aspecto), así como con baterías para suministrar energía durante los eclipses. Se colocaron en órbita 3 Intelsat II en 1967, por lo que el sistema INTELSAT se acercó a una cobertura global. Con este sistema se dio un gran apoyo a la misión Apolo que culminó con la llegada del hombre a la Luna en 1969.

La tercera generación de satélites Intelsat inició el uso de antenas mucho más eficientes en los satélites comerciales, de haz concentrado y apuntamiento fijo hacia la Tierra, evitando el desperdicio de energía de más de 90% que origina una antena que gira con el cuerpo del satélite (si emplea ese tipo de estabilización) y produce la misma potencia de radiación en cada dirección perpendicular a su eje (en forma toroidal) para no desapuntarse. Esta mejora, que permite aumentar la densidad de potencia del haz hacia la zona de cobertura, fue posible mediante la contrarrotación, o rotación de las antenas opuesta a la rotación de estabilización del cuerpo del satélite. Intelsat III construido por la compañía TRW, tenía también un cuerpo cilíndrico, con masa de 300 kg al lanzamiento. Contaba con 2 transpondedores en banda C, con capacidad para operar alrededor de 1200 circuitos telefónicos mas un canal de televisión, y una antena de haz global con polarización del tipo llamado circular.

Entre 1968 y 1970 se realizaron 8 lanzamientos de satélites Intelsat III, de los cuales el primero falló. Al último satélite no le funcionó correctamente el motor de apogeo, no pudiendo colocarse en órbita, y otros cuatro tuvieron problemas, ya sea en la contrarrotación de las antenas, originando su retiro prematuro, o en la carga útil, por lo que la serie no fue exitosa a pesar de sus mejoras. La vida útil de estos satélites calculada en cinco años alcanzó solo tres y medio como máximo.

Para fines de 1970 el sistema INTELSAT operaba con 20 estaciones terrenas en la región del océano Atlántico, 14 en el Pacífico y 12 en el Índico, con dos satélites en el Atlántico, uno en el Pacífico, y uno en el Índico.

El 20 de agosto de 1971 se abrieron a la firma los acuerdos definitivos de INTELSAT. En noviembre se creó la organización internacional INTERSPUTNIK, inicialmente formada por la URSS y otros 9 signatarios. A dicha organización podía adherirse cualquier estado soberano y no solo miembros de la UIT como en el caso de INTELSAT, pero en realidad solo formaban parte de ella países del grupo comunista.

Entre 1971 y 1973 se lanzaron 4 Intelsat IV, quedando establecido un sistema global con este tipo de satélites. Los Intelsat IV, construidos por Hughes, tenían cuerpo cilíndrico de 2.38 m de diámetro y 2.81 m de altura (incluyendo el sistema de antenas su altura era de 5.26 m), su masa al lanzamiento era de 1400 kg y de 732 kg la inicial en órbita. Una modificación importante respecto de la tercera generación consistió en la contrarrotación de toda la carga útil, incluyendo repetidor y antenas en lugar de solo las antenas. Intelsat IV tenía un sistema de control de orientación o actitud con propulsión de hidracina. La carga útil contenía 12 transpondedores de 36 MHz cada uno en banda C, lo que representó un gran incremento de capacidad de tráfico, varias veces superior a sus antecesores, para 6000 circuitos telefónicos o 12 canales de televisión, o 4000 circuitos telefónicos y 2 canales de televisión. Tenían una antena de haz global con 17° de cobertura angular y dos antenas de haz puntual de 4.5° con control de orientación desde tierra.

Se lanzaron en total 8 Intelsat IV, el último en 1975, habiendo fallado el vehículo de lanzamiento solo en el sexto. Esta generación fue altamente exitosa en su desempeño, convirtiéndose su diseño en la base para algunos sistemas nacionales de satélites. Su vida útil planeada era de 7 años, pero operaron hasta por diez o más, habiéndose retirado el último en 1985.

En 1972 se lanzó el satélite Anik A1 de la compañía Telesat de Canadá, creándose el primer sistema nacional de comunicación por satélite fuera de la URSS. El contratista principal de Anik A1 fue Hughes Aircraft Co. Tenía 12 transpondedores en banda C con capacidad para 5760 circuitos telefónicos o 12 canales de televisión. Los satélites Anik A2 y Anik A3 de características similares al anterior fueron lanzados por medio del cohete Delta en 1973 y 1975, respectivamente.

Bajo la política denominada de Cielos Abiertos, en los Estados Unidos de América se permitió a compañías privadas de ese país la propiedad y operación de satélites para servicio nacional. El primer satélite nacional de EUA, el Westar 1 de la compañía Western Union, fue lanzado en 1974 impulsado por el cohete Delta 2914. Basado en el diseño de Anik A1 y casi con las mismas dimensiones, Westar 1 tenía 12 transpondedores con capacidad de 7200 circuitos telefónicos o 12 canales de televisión en banda C y una vida útil planeada de 7 años. Westar 2 y Westar 3 fueron también lanzados por el lanzador Delta 2914 en 1974 y 1979, respectivamente.

En 1974 se lanzó el satélite Simphonie 1, proyecto conjunto de Francia y la República Federal Alemana, constituyendo el primer satélite geoestacionario de

comunicaciones comerciales estabilizado en tres ejes. Tenía un cuerpo hexagonal con diámetro máximo de 1.7m y altura de 0.5m del cual se proyectaban tres paneles de células solares, con masa en órbita de 230 kg. Su carga útil estaba formada por dos transpondedores en banda C con capacidad para 1600 circuitos telefónicos o 4 canales de televisión. Este satélite fue seguido por el *Simphonie 2* lanzado en 1975.

En 1975 Argelia y Brasil establecieron sistemas nacionales de comunicación por satélite empleando transpondedores arrendados de INTELSAT.

INTELSAT requería mayor capacidad total de tráfico que el proporcionado por la red de Intelsat IV a fin de satisfacer la demanda y para facilitar la conectividad del sistema era deseable lograrlo mediante satélites de mayor capacidad individual en vez de un mayor número de ellos. La solución se dio por medio de la serie Intelsat IV-A, con masa inicial en órbita de 860 kg y con capacidad casi el doble respecto de la generación anterior, gracias al *reuso parcial de frecuencias por separación espacial*, mediante el cual los haces del satélite en las mismas frecuencias apuntan en ángulos suficientemente diferentes para evitar que se interfieran. En esa época dicha solución era apropiada para satélites de gran cobertura, con un amplio espacio oceánico intermedio sin servicio, como los requeridos para la mayoría de las necesidades de la organización. Intelsat IV-A tenía una carga útil de 20 transpondedores, pero en otros aspectos era muy similar al Intelsat IV, con solo un poco más de masa. Entre 1975 y 1978 se lanzaron 6 Intelsat IV-A mediante el cohete Atlas Centauro.

En 1975 se lanzó el satélite Satcom 1 de RCA American Communications, Inc. (RCA Americom, actualmente GE Americom) construido por RCA Astro Electronics Division. Este satélite de cuerpo rectangular del cual se proyectaban dos paneles de células solares tenía 585 kg de masa en órbita al inicio de su vida y era estabilizado por tres ejes con la tecnología empleada por RCA para satélites meteorológicos de órbita baja. También utilizaba la tecnología de *reuso de frecuencias por polarización cruzada*, mediante la cual dos señales de la misma frecuencia y en la misma zona de cobertura se discriminan mediante distinta polarización, duplicando la capacidad. Tenía 24 transpondedores en banda C y junto con los demás de la misma serie se empleó en gran medida para distribución de programas de televisión a sistemas de cable. Se lanzaron 8 satélites Satcom en banda C hasta 1983.

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

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

Comsat y establecido en asociación con otras empresas importantes de comunicación de EUA. Ese mismo año se lanzaron Marisat 2 y 3.

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

En septiembre de 1976 se creó la organización internacional para comunicaciones marítimas por satélite INMARSAT, de cobertura global, al abrirse a la firma sus Acuerdos en la ciudad de Londres, después de un proceso de propuestas y negociaciones que duró varios años. Los acuerdos de INMARSAT entraron en vigor en junio de 1979.

En los años posteriores a 1976, además de los sistemas ya mencionados, en los cuales se aplicaron inicialmente muchas de las tecnologías básicas para los satélites de comunicación, se ha orbitado un gran número de ellos para servicio nacional de distintos países en todo el mundo. También se crearon diversos sistemas internacionales de cobertura regional o global. En el resto de la reseña nos limitaremos a mencionar como ejemplos algunos eventos del desarrollo de los sistemas de INTELSAT y de INMARSAT. No obstante, en el Capítulo 9 se incluyen comentarios e información adicional específicos tanto de éstos como de otros sistemas internacionales.

INTELSAT solicitó una nueva serie Intelsat V a Ford Aerospace and Communications Corporation de EUA (FACC, actualmente Space Systems/Loral) como contratista principal. FACC tenía como subcontratistas a varias empresas representativas de países miembros de Intelsat con inversión importante en la organización, como Aerospatiale y Thomson-CSF de Francia, Selenia de Italia, Mitsubishi Electric Corporation de Japón, GEC-Marconi del Reino Unido y Messerschmitt-Bolkow-Blohm (MBB) de la República Federal de Alemania.

En 1981 se lanzó a la órbita geoestacionaria el satélite para comunicaciones marítimas Marecs A de la Agencia Espacial Europea (ESA), construido por varias empresas europeas, teniendo a British Aerospace como contratista principal. Éste y otro satélite Marecs fueron arrendados a la organización de comunicaciones marítimas INMARSAT. Marecs era estabilizado en tres ejes, con masa inicial en órbita de 565 kg. La vida útil prevista de Marecs era de siete años. El equipo de comunicaciones operaba en banda C y Banda L, para servicio de voz/datos a baja velocidad, con capacidad equivalente para 60 circuitos telefónicos. En 1984 se lanzó Marecs B2, de características similares, por medio del mismo lanzador Ariane 3 con que se lanzó el primero.

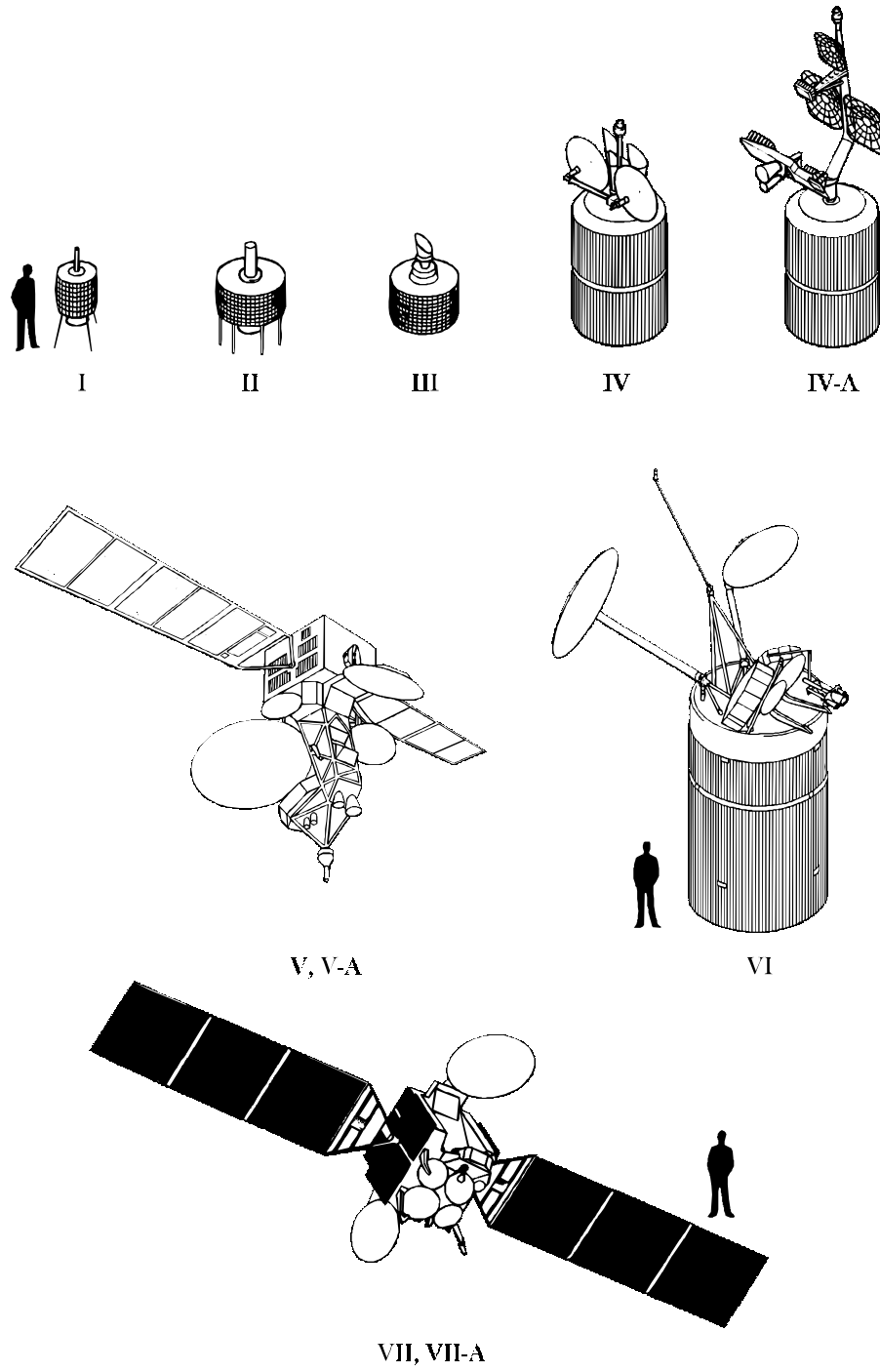


Figura 1.7. Parte de la evolución de los satélites Intelsat

En 1982 INMARSAT se hizo cargo de los satélites Marisat.

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

En 1989 se lanzó el primer satélite Intelsat VI construido por Hughes Aircraft Co. como contratista principal con la participación de las compañías Spar Aerospace Limited de Canadá, Alcatel-Espace y Thomson-CSF de Francia, Selenia Spazio de Italia, Nippon Electric Company de Japón, British Aerospace del Reino Unido y AEG-Telefunken y MBB de la República Federal de Alemania. Intelsat VI, diseñado para una vida útil de 14 años, tiene un cuerpo cilíndrico estabilizado por rotación de 3.6m de diámetro y 11.8m de altura con las antenas desplegadas, peso de cerca de 4 toneladas al lanzamiento y masa de 1800 kg al principio de su vida en órbita, generando 2200 watts de energía al fin de su vida. Su carga útil tiene capacidad equivalente de 24,000 circuitos telefónicos más 3 canales de televisión, operando a través de 38 transpondedores en banda C y 10 en banda Ku, gracias a una extensa reutilización de frecuencias. Intelsat VI fue el primer satélite comercial en incorporar un sistema de acceso múltiple por división en tiempo conmutado en el satélite (SS/TDMA), una tecnología que permite la interconexión flexible de los haces según la demanda de tráfico. Hasta 1991 se lanzaron 5 Intelsat VI, tres de ellos por medio de vehículos Ariane y dos por vehículos Titán III.

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

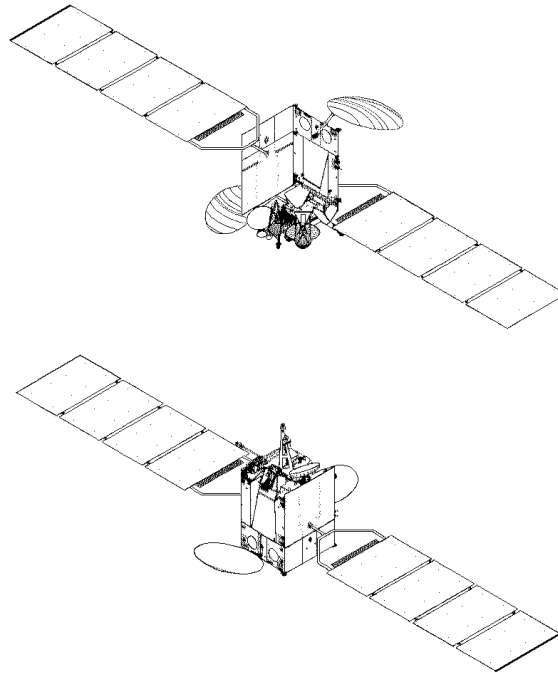
En junio de 1992 se lanzó el satélite Intelsat K por medio de un vehículo Atlas IIA, construido anteriormente por GE Astro Space y modificado para satisfacer la demanda de servicios en esta banda para televisión y servicios para negocios (IBS). Intelsat K es del tipo estabilizado en tres ejes, con una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

En octubre de 1993 se lanzó el primer satélite Intelsat VII, construido por Space Systems/Loral (antes Ford Aerospace). Este satélite tiene menor capacidad en términos del número de transpondedores y anchura de banda utilizada, contando

reusos de frecuencia, que el Intelsat VI, pero tiene una mayor flexibilidad del uso de la misma mediante amplias alternativas de conectividad de enlaces ascendentes y descendentes, e inversión de orientación por giro de 180° que le permite su mejor aprovechamiento por adaptación a las necesidades de tráfico y de coberturas, mayor potencia de los transpondedores, posibilidad de operación combinada de los mismos, modificación de frecuencias de operación en órbita y mejoras de diversos parámetros de desempeño.

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

Hasta marzo de 1995 se lanzaron 5 Intelsat VII, tres de ellos por medio del cohete Atlas IIAS y dos por medio del Ariane 44LP. En mayo de 1995 se lanzó el primero de tres satélites VII-A, similar al Intelsat VII, con capacidad equivalente de 22,500 circuitos telefónicos más tres canales de televisión, 40 transpondedores, y paneles solares de mayor capacidad, los cuales producen 5.3 kilowatts de potencia.



**Figura 1.8. Satélites Intelsat VIII y VIII-A**

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

Algunas de las características de los satélites construidos o lanzados después de 1995 se muestran en cuadros correspondientes a cada uno de los sistemas internacionales incluidos en el Capítulo 9, aunque también en ellos se encuentra parte de los lanzados en los años cercanos anteriores.

Por supuesto que los satélites empleados por otros operadores internacionales y nacionales no incluidos en la reseña anterior utilizan también las tecnologías y la potencia requeridas para prestar servicios competitivos, con la ventaja de que los de cobertura nacional pueden adecuar mejor sus características a las de su mercado.

La capacidad de los satélites lanzados y otras de sus características más ostensibles no proporcionan una imagen suficientemente completa del desarrollo de la comunicación por satélite, como no lo hace tampoco el surgimiento de las organizaciones regionales y de las nuevas empresas operadoras de servicio internacional que participan en este campo. Una perspectiva más amplia se obtiene tomando también en cuenta la evolución de los servicios que prestan, muchos de los cuales no dependen directamente de la tecnología espacial, sino de las asociadas al procesamiento en tierra de las señales, que actualmente incluyen en forma destacada las conocidas como codificación digital, corrección de errores, compresión digital y multiplexaje estadístico. Además, el desarrollo de diversas formas del proceso denominado acceso múltiple, junto con otros de los mencionados anteriormente, hacen posibles los servicios móviles más avanzados, con un alto aprovechamiento de la capacidad de los satélites, y con las mayores expectativas de crecimiento, habiendo también permitido el de las redes VSAT que han tenido mundialmente un extraordinario éxito, impulsando otros nichos de la demanda de comunicación por satélite. No debe olvidarse tampoco que el uso de satélites con capacidad y complejidad cada vez mayores solo ha sido posible gracias al desarrollo paralelo de vehículos de lanzamiento de alto rendimiento, que además, en su origen, fueron el requisito indispensable para el inicio de este medio de comunicación.

Cuando estableció INTELSAT el primer sistema comercial de comunicación por satélite, se atendió la necesidad evidente de contar con enlaces de buena calidad para telefonía pública entre continentes, y de poder transmitir por televisión eventos de interés mundial en el momento en que estaban ocurriendo. Los satélites resultaron una solución altamente satisfactoria para estos servicios, ya que aunque tenían baja potencia de emisión y solo contaban con antenas de gran cobertura, requiriendo estaciones terrenas de gran tamaño y costo muy alto (con reflectores de hasta 32 metros de diámetro), solo se consideraban necesarias una o dos estaciones por país



para manejar el tráfico telefónico internacional y la recepción o la transmisión ocasional de televisión.

Los países con poco desarrollo en sus sistemas de telecomunicación y con problemas geográficos de grandes desiertos, grandes espacios de océano entre sus territorios, o selvas de difícil acceso, consideraron la utilidad de emplear los satélites para salvar en parte las dificultades geográficas en sus comunicaciones y algunos de ellos arrendaron capacidad del sistema INTELSAT para uso nacional, mejorando sus servicios, pero solo podían establecer estaciones terrenas en las grandes ciudades o en lugares considerados estratégicos por otras razones, debido al alto costo de las mismas, a que operaban en haces globales, y al alto costo inicial del uso del segmento espacial. Esta situación ha cambiado con el tiempo al evolucionar la tecnología y reducirse extraordinariamente las tarifas, por lo que actualmente muchos países utilizan el sistema INTELSAT como una solución a largo plazo para complementar sus sistemas terrenales.

Por otro lado, los países desarrollados promovieron en INTELSAT el diseño de los satélites con haces puntuales que permitieron concentrar la potencia de emisión, con el fin de utilizarlos para las rutas de alto tráfico del Atlántico, que ellos manejaban, y para la restauración de los servicios durante períodos de falla de los cables submarinos.

Los satélites con haces globales y puntuales fijos y apuntables, el uso de dos bandas para servicios fijos, y el aumento de potencia de los satélites, entre otros factores, permitieron satisfacer en mayor medida las distintas necesidades de cada región y país, ampliando sus aplicaciones. Sin embargo, paralelamente algunos países con necesidades específicas que no podían ser atendidas adecuadamente por medio del sistema global, combinadas con otras razones políticas o de fomento del desarrollo, decidieron establecer *sistemas separados* (independientes del sistema INTELSAT) para servicio nacional, con lo que pudieron obtener las ventajas de haces más concentrados para la cobertura específica requerida, y aprovechar los diseños de satélites ya existentes que fueran más adecuados a sus necesidades.

Al mismo tiempo, se crearon los primeros sistemas regionales con una estructura cooperativa muy similar a la de INTELSAT, constituidos por miembros de esta organización, como EUTELSAT y ARABSAT, aparte de la existencia de la organización INTERSPUTNIK constituida inicialmente por países no miembros de INTELSAT.

Al aumentar en proporción importante la capacidad de comunicación de los satélites para responder a la demanda, bajó el costo por transpondedor a bordo de ellos, y a la vez se hizo más eficiente toda la infraestructura en tierra. Además, se fueron refinando las tecnologías y desarrollando nuevas para prolongar la vida útil de los satélites en operación normal, y aun usarlos varios años más en la operación especial de órbita inclinada, así como para reducir su peso respecto del número de transpondedores y de su potencia, y para mejorar el rendimiento de las células

solares, así como de la mayor parte de los demás subsistemas, por lo que progresivamente fueron bajando las tarifas de uso del segmento espacial y se estimuló con ello mayor demanda.

A principios de los años 80 surgió un nuevo factor en la prestación de servicios internacionales por satélite al constituirse varias empresas privadas como COLUMBIA, ORION y PANAMSAT, con la finalidad de prestar servicios en competencia con INTELSAT. La gestión legal ante su Administración nacional de telecomunicaciones para obtener la autorización de operación, el proceso de financiamiento de dichas empresas, y la obtención de los satélites, o la contratación de capacidad de satélites en órbita en otro caso, originó que empezaran a prestar servicios hasta fines de esa década, por lo que puede considerarse que están iniciando la fase intermedia de su desarrollo.

Aparte del de los satélites de uso múltiple, los desarrollos más recientes de los sistemas que se ubican en la órbita geoestacionaria muestran una tendencia a acentuar su uso para servicios de televisión de cobertura nacional y regional. Estos servicios están teniendo un crecimiento extraordinario, en particular para televisión directa a los usuarios finales, por medio de satélites especializados de alta potencia, los cuales permiten que se utilicen antenas muy pequeñas y receptores de bajo costo producidos en gran escala. La revolución tecnológica y de mercado se refuerza notablemente en esta aplicación gracias a la compresión de las señales digitalizadas, normalizada entre 1994 y 1995, a tal grado que el sistema de cobertura nacional para este tipo de servicios DirectTV/USSB, de EUA, que inició operaciones a mediados de 1994, tenía cerca de un millón de usuarios un año después. Asimismo, es ilustrativo el dato de que los usuarios finales de diversos servicios de televisión proporcionados por empresas de telecomunicación que se apoyan en el sistema EUTELSAT ascendían a más de 60 millones en 1998.

Es útil también conocer que el desarrollo de estos sistemas ha creado problemas entre ellos mismos. Un mercado con nuevas posibilidades de crecimiento y el riesgo de una rápida saturación de la órbita geoestacionaria por el desarrollo de nuevos sistemas internacionales originaron un número inusitado de solicitudes para ocupar posiciones orbitales, tanto para sistemas internacionales como nacionales. La consecuencia de todo ello ha sido mayor dificultad para resolver los conflictos relacionados con la coordinación de los sistemas de satélites, lo que ha obligado a modificar los procedimientos de registro acordados internacionalmente a través de la UIT.

Un caso diferente ha sido el de los servicios móviles cuya aplicación más evidente se orienta a mejorar la seguridad de la vida humana en el mar, los cuales se iniciaron con la creación de la empresa MARISAT de EUA, que colocó en órbita sus satélites en 1976, y con la organización cooperativa internacional INMARSAT que fue creada en ese mismo año, la cual posteriormente se hizo cargo de los satélites Marisat.

Los servicios de comunicación marítima por satélite han evolucionado con relativa lentitud, debido a que aunque su necesidad más importante requiere de cobertura global, su mercado era reducido, limitándose principalmente a las embarcaciones que navegaban en alta mar, causando que el costo de las estaciones terminales para instalarse a bordo fuera alto y también lo fuera el costo del uso del segmento espacial, por la poca capacidad de comunicación necesaria en los satélites, en proporción a sus demás subsistemas.

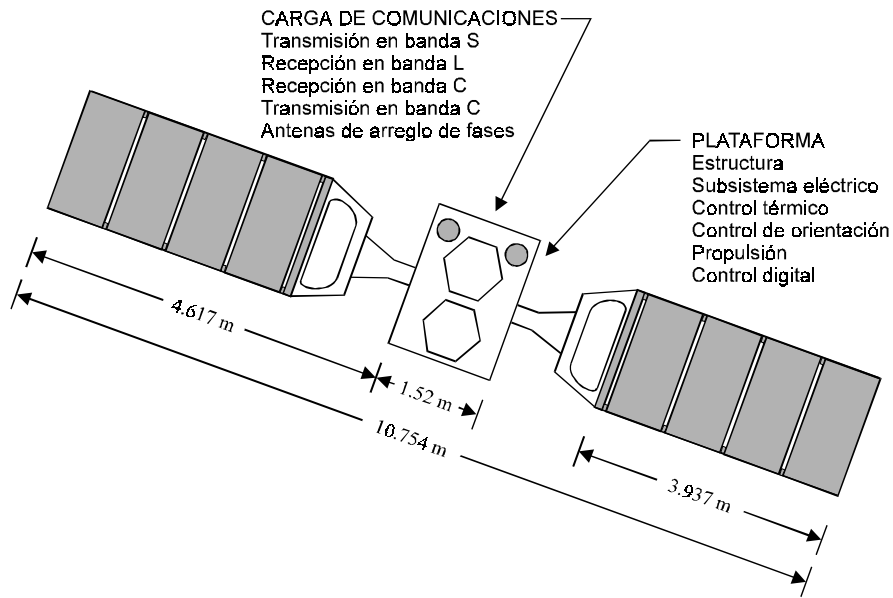


Figura 1.9. Esquema de un satélite de la constelación Globalstar

El crecimiento gradual de la demanda, la concepción de ampliar la aplicación de los satélites especializados en servicios móviles a la comunicación terrenal y aeronáutica, junto con el desarrollo tecnológico general, así como el de los sistemas de determinación precisa de la posición geográfica por satélite, y de terminales portátiles muy compactas, que hacen posible la comunicación personal similar a la del servicio terrenal de telefonía celular, pero con cobertura ilimitada, han ampliado radicalmente el mercado potencial de estos servicios, introduciendo expectativas de importantes economías de escala. Gracias a esos cambios, los servicios móviles aparentemente darán lo que podríamos llamar en sentido figurado un salto espectacular en menos de diez años, de su aplicación marítima a pocos miles de terminales, a su aplicación a todo tipo de vehículos, incluyendo automóviles y transportes terrestres y aéreos, así como a terminales portátiles personales, previéndose un mercado potencial de millones de unidades. Estos servicios se proporcionan a través de sistemas de satélites en órbitas geoestacionarias, medias y

bajas. Se constituyeron en pocos años un número importante de nuevas empresas que esperaban participar en este mercado, destacando entre ellas las propietarias de los sistemas GLOBALSTAR, ICO e IRIDIUM, que estaban destinados principalmente a servicios telefónicos. Las mencionadas expectativas condujeron a la solicitud de diversos países para atribuir una mayor capacidad que la que se había previsto en las bandas para servicios móviles, y en los últimos años se realizaron grandes esfuerzos en las conferencias mundiales para ampliarla, aunque ahora parece que la demanda de dichos servicios será menor que lo esperado.

Los cambios descritos, entre otros factores, crearon la necesidad de una transformación importante de los primeros operadores de sistemas de satélites, que se encuentra en proceso de realización, la cual se menciona parcialmente en el capítulo 9 para casos concretos. Otra característica de la evolución de estos servicios que merece observación y análisis es la tendencia estratégica de algunas de las empresas matrices de los fabricantes de satélites de participar, a través de éstas o de otras filiales, como accionistas de los operadores de sistemas nacionales e internacionales, ya sea como propietario absoluto o mayoritario del sistema, y en otros casos como minoritario.

Cabe mencionar que hace no muchos años surgió una visión pesimista del futuro de la comunicación por satélite debido a que su uso estaba concentrado en medida importante en los circuitos telefónicos troncales intercontinentales, regionales y aun nacionales en algunos países, para los cuales los cables de fibras ópticas prometían una solución más conveniente. Su mayor utilización para redes corporativas, para distribución de señales de televisión y para rutas telefónicas de bajo tráfico cambió posteriormente en dirección positiva dicha visión, seguida en la actualidad por una etapa de auge de la televisión directa a los hogares, y de nuevos servicios móviles y personales, así como expectativas de amplio desarrollo de los servicios de banda ancha por demanda.

## REFERENCIAS Y BIBLIOGRAFÍA

- [1] Clarke, A.C., *Extra-Terrestrial Relays*, *Wireless World* (1945), 51, 10 pp 305-308.
- [2] Caprara, G., *The Complete Encyclopedia of SPACE SATELLITES* (1986), Portland House.
- [3] Elbert, B.R., *Introduction to Satellite Communication* (1987), Artech House.
- [4] Rees, D.W.E., *Satellite Communications, The First Quarter Century of Service* (1990), John Wiley & Sons, Inc.
- [5] *Manual sobre Telecomunicaciones por Satélite* (1985), Unión Internacional de Telecomunicaciones, Ginebra, Suiza.

# Redes y servicios

### 2.1 REDES

Una red de telecomunicación se establece con el propósito de transmitir y recibir señales de características específicas entre un conjunto determinado de estaciones distantes entre sí. Un sistema de satélites, o un satélite único, puede emplearse para permitir que se establezca a través de él una sola red o un número indeterminado de redes de telecomunicación independientes.

Los satélites de comunicación para servicios múltiples, y en buena medida los diseñados para un servicio específico, tienen la flexibilidad suficiente para permitir la operación de redes con características muy diversas, usualmente utilizando en forma exclusiva la capacidad de comunicación de los mismos en anchura de banda y potencia que requiera cada una de ellas, en una porción de la parte del espectro de frecuencias que tienen asignada.

Por medio de los sistemas de satélites se pueden establecer servicios públicos completos hasta el usuario final, como es el caso de los de televisión directa a los hogares; servicios públicos apoyados parcialmente en redes terrenales de otros servicios, como el servicio móvil para flotillas de transportes terrestres; servicios privados totalmente independientes de otros servicios de telecomunicación, como en el caso de redes privadas de voz y datos; y servicios de apoyo a otros, proporcionados principalmente por medio de redes terrenales, como es el caso de la distribución de señales para televisión por cable y los enlaces de baja capacidad para telefonía pública en el medio rural.

La red más pequeña puede contar con solo tres estaciones terrenas, y la más grande con millones de ellas. Sin embargo, una red pequeña puede ocupar más capacidad de un satélite que una red mucho mayor en número de estaciones, debido al tipo de señales que utilice, y a la magnitud y tipo de tráfico que maneje.

Una red privada permite, por ejemplo, que una empresa esté enlazada para tráfico de datos entre su oficina matriz en una ciudad y sus sucursales en otras ciudades, o con oficinas de campo temporales por medio de un satélite de cobertura nacional.

Cuando por alguna circunstancia una organización no desea adquirir las estaciones para establecer una red privada propia, en ciertos casos puede recurrir a los servicios de otra que preste servicios públicos a través de lo que se conoce como *estación maestra compartida* (entre diversos usuarios), la cual puede formar parte de un *telepuerto*, a la que diversos usuarios tienen acceso por medio de líneas físicas (metálicas), fibras ópticas o enlaces de radio de corto alcance. Las estaciones corresponsales denominadas *remotas* pueden también ser proporcionadas en arrendamiento por el propietario de la estación maestra a los usuarios que, a pesar de compartirla, operan redes independientes sin comunicación entre sí.

Cada red se diseña para las necesidades propias de los usuarios que contratan capacidad de un sistema de satélites, ya sea para señales de vídeo, de audio, o de datos, o para una combinación de ellos, tomando en cuenta la conectividad requerida, el valor máximo y las variaciones del tráfico, la disponibilidad necesaria del enlace, y otros requisitos.

### 2.1.1 CONECTIVIDAD Y CONFIGURACIÓN

Desde la perspectiva del usuario usualmente la comunicación obedece a dos tipos de necesidades: de intercambio de información entre un punto y otro, por ejemplo en forma de diálogo de voz o de comunicación interactiva de datos, que puede multiplicarse entre un punto y cada uno de otros puntos de la red, o la de distribución de una misma señal de un punto hacia múltiples puntos.

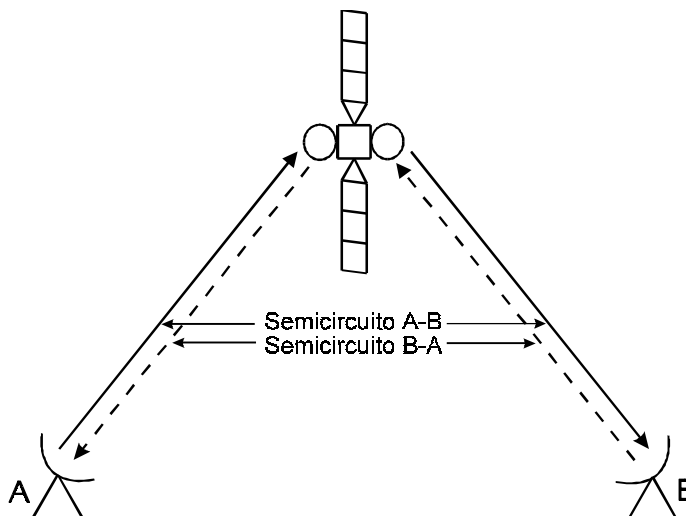
Para satisfacer dichas necesidades existen dos formas básicas en que las estaciones terrenas de una red pueden conectarse entre sí a través de un satélite: *de punto a punto* y *de punto a multipunto*. Cada forma de conectividad es característica de uno o más tipos de servicios o aplicaciones.

#### PUNTO A PUNTO

Esta forma de conectividad permite la comunicación entre dos estaciones, como se ilustra en la figura 2.1.

En este caso, las dos estaciones participantes pueden intercambiarse tráfico simultáneamente si se requiere, formando un circuito denominado dúplex, constituido por el semicircuito de A hacia B y el semicircuito de B hacia A. Cada estación transmite en una frecuencia diferente al satélite (por su enlace ascendente) y recibe en otra (por su enlace descendente) que corresponde a la transposición de la frecuencia

de transmisión de la otra estación, realizada en el repetidor del satélite en que operan. Cada enlace es un trayecto de la radiación desde una de las estaciones terrenas hasta el satélite o viceversa.



**Figura 2.1 Elementos básicos para una red con conectividad de punto a punto en operación dúplex**

Un modo simple de comunicar más estaciones consiste en establecer los circuitos punto a punto que requiera cada estación con las demás, con la ventaja encontrada en cualquier red por satélite de que su antena actúa como un elemento común a todos ellos, la cual, si es direccional, apunta hacia el satélite, para transmitir y recibir señales hacia y de una sola dirección precisa.

En esta forma de conectividad punto a punto por medio de enlaces independientes, las redes terrenales pueden ser muy competitivas y técnicamente más convenientes que por satélite, especialmente para tráfico de alta capacidad entre pocos sitios, aunque puede tener la desventaja de que la comunicación deba pasar por múltiples estaciones de repetición.

Un caso común de comunicación punto a punto corresponde a una estación maestra, compartida o no, desde la cual se establecen varios enlaces como el descrito con varias estaciones remotas, cada una de las cuales se comunica solo con la maestra. Los enlaces de la maestra con cada estación remota son independientes y les permiten cursar simultáneamente tráfico bidireccional utilizando frecuencias diferentes para cada uno, a fin de evitar interferencias entre ellos. Esta configuración de la comunicación se denomina *en estrella* y se ilustra en la figura 2.2.

La configuración de la comunicación en estrella puede lograrse así mismo por medio de otras tecnologías que, sin utilizar circuitos dúplex independientes con

frecuencias diferentes para cada enlace, también logran evitar que las estaciones de la red se interfieran entre sí, las cuales, dependiendo de las características del tráfico, pueden ser más eficientes, porque reducen la capacidad total del satélite requerida para la red. Se denomina *acceso múltiple* al conjunto de las técnicas que permiten lograr dicho propósito, presentadas en un capítulo posterior específico, las cuales también son útiles para otras formas de configuración o encaminamiento de la comunicación, como el caso extremo en que cada una de las estaciones requiere comunicación con todas las demás, denominada configuración *en malla* o Trellis que se ilustra en la figura 2.3. Son muy comunes también las redes que combinan parcialmente las configuraciones estrella y malla.

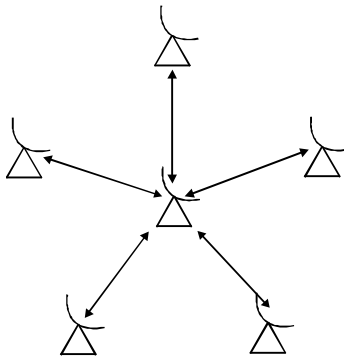


Figura 2.2. Red en estrella

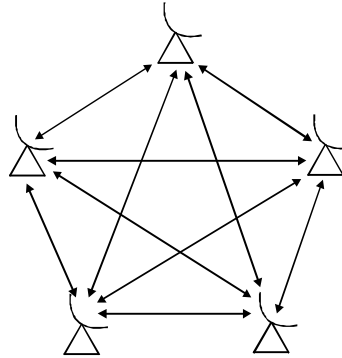


Figura 2.3 Red en malla

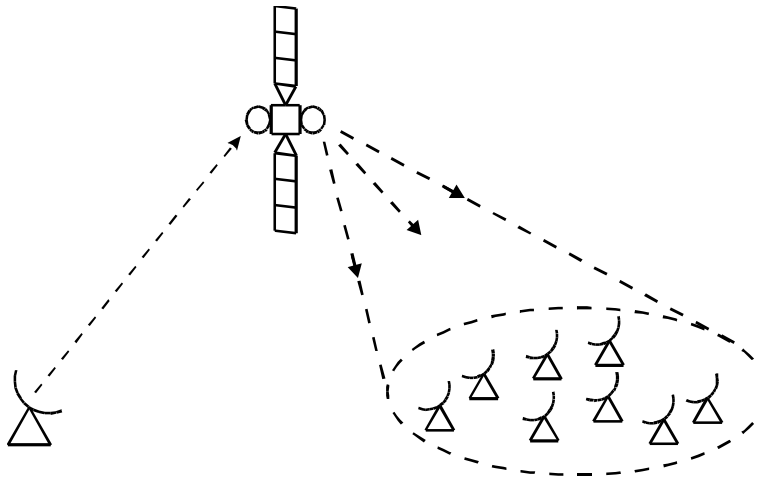
## PUNTO A MULTIPUNTO

Los satélites tienen la ventaja inherente de permitir que se transmita la misma señal desde una estación de una red a un número ilimitado de estaciones receptoras dentro de la zona de cobertura del enlace descendente. En este caso, todas las estaciones de destino reciben la señal en la misma frecuencia, al no haber en la red otras señales que se requiera recibir selectivamente o que puedan interferirla. La figura 2.4 ilustra esta forma de conectividad.

Dentro de los límites de operación establecidos, a mayor potencia enviada por la estación transmisora en dirección del satélite, mayor será la potencia recibida por las antenas receptoras y menor el diámetro requerido de sus reflectores (cuando se utilizan) para obtener una buena recepción de la señal, por lo que para un alto número de puntos de recepción puede ser conveniente aumentar la potencia de transmisión y reducir el tamaño de las antenas receptoras para reducir el costo de éstas. Este procedimiento permite un intervalo de variación de las potencias muy limitado, debido a la proporción relativamente rígida que tienen los recursos de



potencia y de anchura de banda de los transpondedores, por lo que para los servicios en que quiera llevarse a un mayor extremo deben emplearse satélites o transpondedores especialmente diseñados para alta potencia.



**Figura 2.4 Red con conectividad punto a multipunto**

Esta forma de conectividad normalmente tiene mayor dificultad, mayor costo y menor fiabilidad de operación en las redes terrenales de amplia cobertura, ya que aun en el extremo en que se utilice solo una ruta de la red básica sin ramificaciones, requieren equipos repetidores intermedios y derivaciones de la señal hacia cada uno de los puntos terminales a lo largo de aquella, reduciendo la seguridad de la comunicación.

### 2.1.2 CAPACIDAD DE LA RED

Los recursos que determinan la capacidad de los satélites son la anchura de banda y la potencia de la radiación de sus repetidores en la zona de cobertura de cada haz. Cada red utiliza parte o la totalidad de esta capacidad, y la suma de lo utilizado por todas las redes en cada transpondedor, aun cuando no consumiera la misma proporción de anchura de banda y de potencia, no puede exceder su capacidad en ninguno de los dos aspectos.

Cada operador de satélites puede proporcionar a los usuarios la capacidad satelital en distinta forma, por ejemplo, en múltiplos de unidades en que la anchura de banda y la potencia representan la misma fracción de la capacidad total de un transpondedor. Sin embargo, la potencia total utilizable de un transpondedor es diferente si la anchura de banda total es ocupada por una sola portadora, por dos

portadoras o por múltiples portadoras, aunque en este último caso es aproximadamente independiente de que el número de ellas sea pequeño o grande.

La capacidad requerida para una red depende del tipo de señales a cursar y de las características de intensidad del tráfico previsto para cada una de las estaciones que la constituyen. En general, dicha capacidad es función de la suma del tráfico de todas las estaciones a la hora de mayor demanda u hora pico, para cada tipo de señales. Sin embargo, para una red diseñada por medio de enlaces independientes a frecuencias distintas puede requerirse aparentemente una capacidad mayor de la necesaria, y pagar por ella, si la hora de máximo tráfico de cada estación es irregular o no coincide sensiblemente con la de las demás, en cuyo caso otro tipo de red con mayor refinamiento tecnológico permitiría utilizar menos capacidad, al compartir todas las estaciones todos los canales en forma aleatoria, lo cual se justifica si el número de estaciones es suficientemente grande.

Para optimar una red, al diseñarla es posible en cierta medida hacer un intercambio entre anchura de banda y potencia, por ejemplo, especificando un tipo de modulación de las portadoras que permita utilizar menos anchura de banda, aunque más potencia, para la misma calidad del servicio. La potencia recibida de un satélite puede también aumentarse o reducirse cambiando en el diseño el diámetro de los reflectores de las estaciones terrenas para modificar la relación entre el costo de inversión en la red y el gasto anual por concepto de uso de la capacidad del satélite. En algunos casos críticos por este procedimiento puede también alterarse el costo de los amplificadores de potencia de las estaciones terrenas.

### 2.1.3 DISPONIBILIDAD DE LA COMUNICACIÓN

La disponibilidad, que representa la fracción del tiempo durante la cual se obtiene servicio dentro de las especificaciones requeridas, es alta a través de satélites, debido a la alta seguridad de su operación, obligada por la casi imposibilidad de su reparación. Los satélites se construyen con componentes de gran resistencia a las condiciones ambientales del espacio, de larga vida y bajo un control de calidad muy estricto. Su diseño y construcción deben estar sujetos a una supervisión múltiple muy cuidadosa, y por la experiencia histórica en la operación de estos sistemas se espera de ellos un desempeño casi perfecto durante su vida útil proyectada.

Los subsistemas de los satélites se diseñan para cumplir especificaciones de desempeño al final de su vida útil, tomando en cuenta la degradación normal previsible, por lo que durante la mayor parte de aquella cuentan con márgenes de seguridad para su operación satisfactoria, notoriamente en las células solares y las baterías.

Aunque en efecto, como en cualquier otro equipo, ocurren fallas en las unidades que componen los satélites en operación, numerosos dispositivos y equipos críticos dentro de cada satélite cuentan con redundancia que permite substituir una unidad

dañada con una unidad de respaldo anteriormente inactiva, instantáneamente o en muy breve lapso. Con frecuencia se diseñan para que cada uno de sus transpondedores cuente con más de uno de respaldo, aun teniendo menos de 100% de redundancia total, lo cual es posible gracias a que, a diferencia de las redes terrenales, los equipos se encuentran todos reunidos en un solo lugar en el espacio. Otro factor de seguridad se debe a que entre dos estaciones terrenas, que en este tipo de sistemas representan puntos terminales de la red, únicamente existe un equipo intermedio de repetición que se encuentra en el satélite.

Las interrupciones más importantes de la comunicación pueden dividirse en tres tipos: las debidas a fallas de equipos en el satélite y en las estaciones terrenas, las debidas a interferencias imprevistas y las debidas a otros factores aleatorios como el efecto degradante de la lluvia. Las interrupciones causadas por fallas de equipos son inevitables ya que están regidas por probabilidades estadísticamente determinadas, por lo que normalmente se previenen con las unidades redundantes de respaldo, y en el caso de las estaciones terrenas adicionalmente se atenúan por la atención técnica urgente. Las interferencias imprevistas se deben usualmente a errores de instalación o de operación de redes de otros sistemas de satélites, que originan el apuntamiento indebido o el paso por breve tiempo de las radiaciones de sus estaciones terrenas en dirección del satélite interferido, las cuales deben ser de corta duración. La lluvia produce desde una degradación menor hasta interrupción ocasional de las comunicaciones, que no es de consideración en la banda C o más bajas, pero que es significativa en las bandas Ku y Ka, y que normalmente se compensa por medio de un mayor margen de potencia en los enlaces, el que en función de su magnitud modifica la disponibilidad del servicio. Además de los tres tipos de interrupciones mencionados, el Sol produce interrupciones breves previsibles cuando pasa por el eje de la antena de cada estación terrena que utilice reflector, debido a su intenso efecto de interferencia, pero el tiempo de interrupción acumulado que origina es una fracción pequeña de la pérdida total de comunicación en un año.

La disponibilidad o continuidad requerida varía con el tipo de servicio ya que una red privada para voz necesita una disponibilidad menor que una red de datos o una red para distribución de programas de televisión. Según las especificaciones del diseño de la red es posible tener disponibilidades anuales del 99.9% del tiempo y aun mayores, representando esta cifra cerca de nueve horas de interrupción en un año, generalmente repartidas en intervalos con duración desde segundos hasta varios minutos.

#### 2.1.4 CALIDAD DE LA COMUNICACIÓN

La comunidad de naciones que son miembros de la Unión Internacional de Telecomunicaciones ha normalizado a través de esta organización los conceptos de

calidad de las comunicaciones que se expresan, como para otros aspectos de las telecomunicaciones, por medio de las denominadas *recomendaciones*.

Se debe mencionar, sin embargo, que a diferencia de otros aspectos, algunas evaluaciones de calidad, incluso las que se determinan por medición instrumental y aunque estén normalizadas oficialmente para algunos servicios públicos, se basan originalmente en apreciaciones de múltiples personas, por naturaleza subjetivas, unificadas por mayoría o consenso, excepto las que están determinadas por los umbrales de operación de los equipos, en los cuales un cambio pequeño en un parámetro origina un cambio brusco en otras características de las señales. Los requisitos de una red privada pueden, por razones válidas y dentro de las posibilidades del sistema de satélites del que se sirven, basarse en parámetros de calidad que difieran de los señalados por las recomendaciones de la UIT, mientras no se causen interferencias objetables a otras redes.

En las secciones siguientes comentaremos en forma general solamente algunos de los aspectos en que debe evaluarse la calidad de la comunicación, ya que en otros capítulos se tratan las cuestiones concretas relativas a este tema.

## REPRODUCCIÓN DE LAS SEÑALES

Las señales que se reproducen en los puntos de recepción de los sistemas satelitales son una réplica muy fiel de las señales introducidas en los puntos de transmisión. Además, los enlaces satelitales casi no están expuestos como muchos enlaces terrenales a interferencias de tipo impulsivo originadas por inducciones, emisiones ocasionales, problemas de energía y otras causas derivadas de la actividad humana, y que por su misma naturaleza y magnitud no son fáciles de contrarrestar. El ruido interno en los sistemas de satélites y la interferencia que les causan otros sistemas de comunicación son básicamente estables en su intensidad (excepto el efecto de la lluvia en algunas bandas), y pueden contrarrestarse por medio de márgenes de potencia fijos y moderados. Por tanto, la comunicación por satélite es muy conveniente para los servicios especialmente sensibles a la calidad de la reproducción de las señales, como los de distribución de señales de televisión.

De los sistemas terrenales, solo los de fibras ópticas comparten algunas de las ventajas mencionadas de los satélites, compitiendo con éstos hasta con ventaja para ciertos servicios.

## DATOS

Los datos que se cursan por los medios de telecomunicación son por naturaleza digitales, representados por medio de bits (dígitos binarios), y el principal requisito de calidad de la transmisión es que los errores de su identificación en el punto de

recepción, causados por ruido, interferencia o distorsión sean muy bajos, del orden de 1 bit en 10 millones transmitidos o menos, lo cual puede cumplirse en la comunicación por satélite mediante los métodos apropiados de corrección de errores.

Las ventajas de la digitalización de todo tipo de señales que en su origen no son datos hacen que se procesen como si lo fueran, pero la información y los comentarios siguientes se refieren a estos últimos, salvo mención explícita.

La comunicación de datos es una actividad en que los satélites han tenido gran aceptación, pero fue necesario minimizar la dificultad causada por el efecto que en este tipo de servicio tiene el tiempo de transmisión de aproximadamente 1/4 de segundo entre dos estaciones terrenas a través de los geoestacionarios, por la distancia a la que se encuentran de la Tierra. Esta dificultad puede considerarse prácticamente inexistente en satélites de órbitas bajas.

La transmisión de datos se inició a través de redes terrenales con cobertura limitada, en las cuales no es significativo el tiempo de recorrido de una señal desde su origen hasta su destino. Los métodos que se desarrollaron en los protocolos de dichas redes para la detección y corrección de errores inicialmente no eran adecuados para la comunicación a través de satélites geoestacionarios, pero actualmente existen protocolos de un tipo denominado de orientación a bits que permiten una comunicación eficiente a través de los satélites de aplicaciones múltiples que se encuentran en operación. En cualquiera de los métodos que se emplean para asegurar una baja tasa de errores se intercalan a la señal original bits redundantes o adicionales requeridos por el algoritmo de detección y corrección de errores utilizado que, aunque originan un mayor volumen aparente de tráfico, lo compensan con creces en sus resultados.

La calidad, y por consecuencia el éxito de los satélites en esta aplicación, se confirman por el crecimiento de su demanda. El crecimiento previsto de estos servicios, propiciado así mismo por nuevos desarrollos tecnológicos, estimuló el surgimiento reciente de diversos proyectos de sistemas de satélites especializados para datos, y de otros compartidos principalmente con señales de voz digitalizadas, ambos de cobertura global, que compitieron intensamente tratando de iniciar su operación en el lapso más corto posible. También, debido entre otras razones a la tendencia a la digitalización de señales originadas en imágenes, y a la posibilidad de su envío eficiente, se están tratando de delinear las características de sistemas más avanzados para proporcionar servicios con tráfico aleatorio por demanda de muy alta capacidad en anchura de banda.

## TELEFONÍA

El tiempo de retardo de 1/4 de segundo de la transmisión a través de los satélites geoestacionarios fue también una consideración que se asoció a la calidad de la comunicación de voz cuando se estaban proyectando los primeros sistemas, como se

mencionó en el capítulo primero. Aunque dicho retardo solo lo percibe como inconveniente un bajo porcentaje de personas, puesto que en la transmisión por fibras ópticas o por satélites de órbitas más bajas que la geoestacionaria es comparativamente más pequeño, en igualdad de otras condiciones se prefieren estos dos últimos medios. Sin embargo, como el efecto es subjetivamente poco significativo para la mayoría de los usuarios, aun en la actualidad en que ya existen numerosos cables transoceánicos de fibras ópticas para telefonía internacional, la demanda de circuitos telefónicos para enlaces troncales de telefonía es proporcionalmente alta en los satélites de la organización Intelsat y en otros sistemas geoestacionarios, y su uso para telefonía nacional en rutas de bajo tráfico, o en condiciones en que los sistemas terrenales son difíciles de establecer, seguirá teniendo aceptación en el futuro previsible.

Además del efecto subjetivo debido al solo retardo de las señales, el tiempo de recorrido de las señales del punto de emisión al punto de recepción puede producir el efecto de eco si no se toman las medidas necesarias para evitarlo. Los sistemas de telecomunicación con circuitos dúplex para telefonía, sean terrenales o por satélite producen un pequeño porcentaje de reflexión de las ondas en el o cerca del punto terminal de recepción, la cual regresa al punto de transmisión por el otro semicircuito. Las características del oído humano son tales que cuando hay un intervalo entre la emisión de la voz y la recepción de su reflexión de unos cuantos milisegundos, ésta no se percibe como eco, pero como el recorrido de la señal de ida y vuelta a través de un satélite geoestacionario puede ser del orden de 500 milisegundos, dicha reflexión se percibe distintamente como tal.

Este problema se atendió durante décadas en sistemas terrenales y por satélite por medio de dispositivos conocidos como *supresores de eco* que al detectar la voz en un sentido instantáneamente la bloqueaba en el sentido opuesto, cuyo resultado no fue suficientemente satisfactorio, por ejemplo, cuando un interlocutor interrumpe al otro, lo cual desbloquea automáticamente la vía de retorno. Una solución satisfactoria se obtiene actualmente por medio de *canceladores de eco*, que operan con la voz digitalizada, creando una réplica idéntica y opuesta de la reflexión, que la neutraliza.

### 2.1.5 NODOS, CONTROL Y TERMINALES DE LAS REDES

Las características de las estaciones terrenas, más que las de los satélites a través de los cuales se comunican, son las que determinan la forma de operación y otras de las propiedades más importantes de una red satelital. Las estaciones más sencillas son apenas transmisores/receptores para la comunicación entre dos puntos, derivadas de la tecnología de los enlaces terrenales de microondas en banda C.

El desarrollo acelerado de técnicas complejas para digitalizar y mejorar la calidad de las señales, para su encaminamiento más seguro, para hacer más eficiente

el uso de los canales de comunicación y para optimar el tráfico, tanto en las redes por satélite como en las terrenales, ha sido posible gracias a la evolución de los circuitos integrados que en pocos años mejoran dramáticamente en capacidad, velocidad, seguridad de operación y precio, los cuales se utilizan masivamente en una gran diversidad de aplicaciones, y también a las mejoras y nuevos desarrollos de programas lógicos de instrucciones flexibles (software) para los procesadores que manejan las señales.

Los sistemas terrenales de telecomunicación más importantes constituyen la infraestructura de redes públicas nacionales, los cuales se conectan entre sí para permitir la comunicación internacional. Los usuarios de estas redes están enlazados por grupos con los llamados nodos, en los que se concentra el tráfico y que también están interconectados. Los nodos preparan las señales para su envío a otros nodos por la ruta más conveniente y realizan otras funciones con gran rapidez, en tal forma que para los usuarios de servicios como el telefónico parece que la comunicación se realiza en forma instantánea, aunque llegue fragmentada en forma de paquetes de información digital al nodo más cercano respecto de la terminal de destino, intercalados entre paquetes con distintos destinos.

Las redes estrictamente satelitales envían la información de modo más directo, de estación terrena a estación terrena, y aunque cierto tipo de satélites puede procesar las señales en forma compleja y actuar como los nodos de una red terrenal, en casi todos los sistemas tienen un menor número de funciones. En estas circunstancias, las estaciones terrenales, que en muchos casos son los equipos terminales de la red, deben realizar algunas de las funciones que en las redes terrenales están reservadas a los nodos.

La complejidad de las estaciones depende del tipo de red, de su configuración y de la tecnología de acceso empleada. En una red en estrella es posible que las funciones más complejas se concentren en la estación maestra que se comunica con todas las demás y que las estaciones remotas sean relativamente sencillas. En una red en malla con tecnología eficiente de acceso es necesario que todas las estaciones tengan procesadores para el manejo de las señales con una mayor complejidad, que depende también de otros elementos de su diseño. En otros casos, este tipo de redes debe contar con una estación terrena cuya única función esencial es de control, a fin de dar acceso automático a las demás para cada comunicación que establezcan, sin que sea necesario que reciba o envíe tráfico de la red.

A pesar de que el procesamiento interno de las señales en las estaciones sea relativamente complejo, sus precios están y continuarán bajando, en forma más acentuada en los servicios en que existen o se espera que tengan un gran número de terminales, como las receptoras para televisión directa a los hogares, y las que se emplean en los nuevos servicios móviles, tanto por economía de escala, como por el uso de componentes de microelectrónica de alto grado de integración.

## 2.2 SERVICIOS

Entre las características de flexibilidad de los satélites destaca su capacidad de poder usarse para una amplia diversidad de servicios. Su aplicación inicial dominante durante una década fue para telefonía internacional y en pequeña proporción para tráfico de televisión internacional. Después, al desarrollarse los sistemas nacionales, se impulsó la diversificación de los servicios fijos al iniciarse los de datos y de distribución doméstica de señales de televisión, y casi al mismo tiempo se establecieron los sistemas de servicios móviles para aplicaciones marítimas. Actualmente el proceso de diversificación se está extendiendo aun más, con nuevos servicios a través de sistemas de satélites de usos múltiples y especializados, de órbitas geoestacionarias, medias y bajas, enlazados con estaciones terminales fijas, transportables, móviles y portátiles. Trataremos brevemente algunas de las aplicaciones más usuales, clasificándolas principalmente por el tipo de señales originales que manejan, aunque esta forma de clasificación, como también otras, se hace cada vez menos conveniente por la tendencia a la digitalización y al uso de una misma onda portadora para transportar múltiples señales de distinta naturaleza en su origen.

### 2.2.1 SERVICIOS DE VÍDEO

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

Inicialmente solo se transmitían por el sistema Intelsat señales de televisión para eventos de interés internacional, y aunque ha continuado, la demanda para esta aplicación, que es ocasional, ha tenido un incremento relativamente bajo. La mayoría de las señales de televisión para diversos usos se transmiten actualmente por sistemas regionales y nacionales para cobertura nacional a tiempo completo, y en los últimos años ha estado evolucionando una tendencia hacia el desarrollo acelerado de los servicios de televisión directa a los hogares, con cobertura nacional y regional. Estas señales, salvo circunstancias especiales, como en el caso de requerirse su recepción en zonas cercanas a los polos, se transmiten exclusivamente por medio de satélites geoestacionarios.

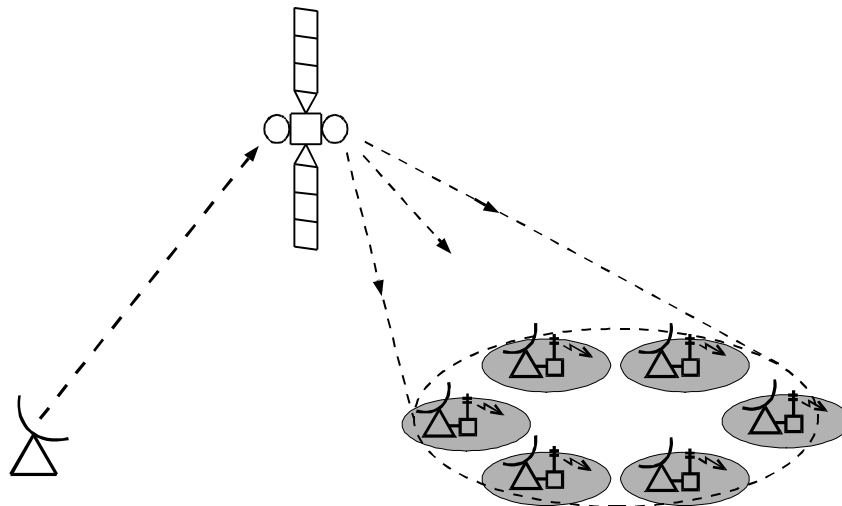
Debido a sus múltiples ventajas, en los últimos pocos años se inició la digitalización generalizada de las señales de televisión, que se acentuará en forma acelerada con la relativamente reciente adopción de normas para su compresión. Como consecuencia de la importante reducción de la capacidad requerida para transmitir señales de televisión que se logra actualmente con la compresión digital, por su muy alta eficiencia, hubo temores de que se presentara una crisis de reducción



de la demanda en los sistemas de satélites. No obstante, también se previó que la compresión impulsaría los servicios que pueden prestarse por medio de señales de este tipo, y de hecho es lo que está ocurriendo, compensando la reducción en las anchuras de banda necesarias.

## RADIODIFUSIÓN

Las empresas comerciales de televisión que producen programas para su difusión a través de estaciones conectadas en cadena han adoptado en forma general su distribución por medio de sistemas de satélites desde el sitio de origen de los programas. Las productoras de la programación operan bajo esta modalidad por medio de redes punto a multipunto, a través de las cuales sus repetidoras reciben los programas en estaciones terrenas y los retransmiten al público dentro de su zona de servicio en las frecuencias de radiodifusión terrenal para televisión que cada una tiene asignadas, como muestra la figura 2.5.



**Figura 2.5 Red de estaciones repetidoras terrenales de televisión**

Las estaciones repetidoras terrenales pueden intercalar en la programación recibida la producción de programas generada por ellas mismas con contenido local. La transmisión de eventos especiales a través de redes de estaciones de televisión, sean deportivos, de noticias, o de otra naturaleza dentro de una cobertura nacional, es similar al servicio ocasional internacional mencionado anteriormente. En este caso, si el evento se realiza en cualquier ubicación dentro de la ciudad donde se encuentra la estación terrena transmisora de la programación regular, es posible establecer un enlace temporal de uno o más canales por microondas o por otro medio

al centro de programación, para el procesamiento que se requiera, y de ese punto realizar su encaminamiento hacia la red satelital.

Si el evento se realiza en otra ciudad, es necesario contar en el lugar con una estación terrena con capacidad de transmisión. Como la realización de eventos de interés para su transmisión por televisión puede no ser muy frecuente en un gran número de ciudades, una posible solución consiste en llevar al punto de origen del evento un vehículo especial que tenga instalada una estación terrena transportable, la cual utiliza un enlace de servicio ocasional arrendado, para transmitirlo por satélite al centro de emisión de la programación. En dicho centro, el material grabado del evento puede ser editado y diferir su retransmisión, que se realiza por el enlace permanente de distribución en cadena.

Esta aplicación mediante uso ocasional de la capacidad de los satélites ha adquirido mucho auge en los últimos años, extendiéndose a los servicios de noticias, en parte debido a diseños más eficientes de las estaciones transportables, al uso de banda Ku en lugar de banda C, que permite la conveniencia de antenas de menor dimensión, y al uso de las nuevas tecnologías para la compresión de las señales, lo que puede reducir el costo del servicio ocasional del satélite.

## TELEVISIÓN POR CABLE

Los sistemas de televisión por cable abrazaron también sin vacilación el uso de los sistemas de satélites para recibir parte o la totalidad de los programas que distribuyen a sus subscriptores. En esencia utilizan el mismo arreglo que las cadenas de televisión, pero como distribuyen muchos programas simultáneamente, en cada sitio de recepción o *cabeza* de cada sistema pueden requerir varias antenas apuntando a distintos satélites para colectarlos, conectadas a distintos receptores y procesadores para su transmisión a través de la red de cables.

El aumento progresivo de potencia en los transpondedores de satélite de cobertura nacional hizo posible la reducción del tamaño de las antenas receptoras, y junto con otros desarrollos técnicos permitió la reducción del costo de las estaciones para este tipo de servicios, al grado de hacerlas accesibles a usuarios potenciales que no eran destinatarios previstos de las señales, en lugares donde no llegaban los sistemas de cable, o que podían tener gracias a ellas un mayor número de opciones de programación sin el pago de una cuota. Como la recepción directa por parte de usuarios no autorizados de las señales transmitidas por satélite y destinadas a los sistemas de cable es contraria a los intereses de las empresas dedicadas a esta actividad, desde hace más de una década es usual que en ellos las señales se cifren, empleando métodos y dispositivos específicos que existen en el mercado y que deben perfeccionarse periódicamente.

Cuando un grupo de sistemas de cable se asocia para determinados propósitos, lo que se facilita gracias a que cada sistema comúnmente opera en distintas áreas

geográficas y por tanto no compiten directamente entre sí, puede por sí mismo generar programas para uso de todos ellos y también transmitir a través de una estación terrena propia o compartida parte de los canales de programas que utilizan. Al adaptar las transmisiones en los puntos de origen a las nuevas tecnologías de compresión, incluyendo la recién normalizada MPEG-2 \*, estos sistemas pueden recibir la misma cantidad de canales en 1/10 o menos de anchura de banda que antes del uso de ellas, con lo que se abaten considerablemente los costos de uso de la capacidad satelital.

## TELEVISIÓN DIRECTA

El concepto de transmitir señales de televisión por medio de satélites para su recepción directa por los usuarios finales no es nuevo y se discutió en los foros internacionales desde hace más de dos décadas. Este concepto creó preocupación en muchos países debido a que solo existía el sistema de satélites de Intelsat y su cobertura global hacía temer profundos efectos culturales y políticos en ellos al emplearlo para la transmisión y recepción directa indiscriminada de señales de televisión. Durante muchos años no se previó la posibilidad de transmitir simultáneamente más de un puñado de programas y por tanto se creyó que su contenido sería culturalmente muy restringido, inadecuado para su supuesta cobertura regional muy amplia o casi global. En general prevalecía la concepción arraigada de los servicios de televisión sin pago de cuotas específicas por parte del

---

\* Durante varios de los últimos años un subcomité de la Comisión Electrotécnica Internacional, que es a su vez parte de la Organización Internacional para la Normalización (ISO), denominado Grupo de Expertos en Cinematografía (siglas MPEG en inglés), evaluó sistemas de codificación, decodificación, compresión y descompresión de señales de vídeo y audio asociado, para proponer como norma los que pudieran ser óptimos para una amplia gama de usos, cumpliendo con la recomendación 601 de la UIT para la codificación analógico-digital. En dicho subcomité participaron numerosas industrias de muchos países a fin de lograr una aceptación general de sus resultados.

La compresión de señales de vídeo se inició en aplicaciones para videoconferencia y evolucionó hasta producirse la norma propuesta por el mencionado subcomité para una gama completa de aplicaciones incluyendo el vídeo por demanda. Su primera versión MPEG-1 se terminó de definir en 1991 y fue aprobada a fines de 1992 por las organizaciones participantes. Como el objetivo original de esta propuesta no era suficientemente amplio para su óptima aplicación a todos los servicios de vídeo, en 1991 se empezó a definir la MPEG-2, la cual se concluyó en 1994 y fue aprobada por el grupo durante los primeros meses de 1995. Una de las características importantes de esta propuesta de norma es que su máxima complejidad se encuentra en el proceso de compresión y es menos compleja en el de descompresión, lo que permite que los receptores de las redes, que pueden alcanzar muchos millones de unidades, se fabriquen a un menor costo que si se hubiera adoptado un enfoque distinto. Al mismo tiempo, sus características facilitan que las mejoras futuras se realicen sin modificaciones de equipo en el extremo de recepción.

usuario final, conocidos como radiodifusión, y además era difícil evaluar las dificultades y soluciones técnicas y económicas para hacer realidad el servicio directo por satélite, así como su posible evolución y sus alternativas.

Al utilizarse los satélites para distribuir señales a los sistemas de televisión por cable se hizo atractiva su recepción libre, que no estaba prevista, cuando ocurrieron las condiciones técnicas y económicas para que un sector de la población pudiera adquirir y usar equipos contruidos para lograrla, teniendo acceso a un mayor número de canales, aunque dichas señales no estuvieran destinadas al público en general. Esto era posible dentro de un mismo país a través de sistemas de satélites nacionales (y con degradación de potencia en los países vecinos más cercanos), porque la limitada cobertura permitía mayor densidad de potencia de las señales, que además no estaban protegidas para impedir su uso no autorizado. Al mismo tiempo, aun sin pagar el costo del servicio, el de las estaciones terrenas receptoras no era lo suficientemente bajo para que amplios sectores de la población las adquirieran en muchos países. La introducción de métodos de cifrado o encriptación, aplicados a estas señales a partir de mediados de los años 80, tiende a eliminar o reducir esta forma de recepción, que a la larga eleva los costos del servicio a los subscriptores que lo sostienen.

La evolución de las tecnologías ha permitido que se cuente con respuestas para las preocupaciones y reticencias originales sobre el servicio de televisión directa por satélite. Actualmente cada país, o cada empresa de servicio, puede aprobar o decidir en forma general el contenido de la programación proporcionándola en forma selectiva para diversos grupos y aun para cada usuario, y a pesar de ello, ofrecer una relativa variedad de programas, por la posibilidad de intercalar simultáneamente en sus señales programas de amplia demanda y programas especiales que solo son recibidos por un grupo particular de usuarios. No obstante, existe ya en muchos países una amplia libertad en el contenido de la programación.

Las mayores ventajas tecnológicas de la televisión directa se están aplicando en EUA con un sistema totalmente digital \*, y desde hace varios años en Europa y en Japón con sistemas que se están actualizando.

---

\* La planeación que se realizó inicialmente para estos servicios en la UIT en 1977 no resultó ser la más convenientes para su desarrollo, debido a que las tecnologías disponibles en ese momento y la falta de previsión acertada de las que podrían estar disponibles en los años siguientes fueron los factores que más influyeron en la misma. En particular para el continente Americano, tampoco puede decirse que la Conferencia Regional de 1983 haya hecho una planeación adecuada. La recepción directa sin pago de las señales de los sistemas de cable en EUA y después en Canadá y en México, que también se extendió más tarde en menor medida a otros países, fueron un factor determinante para que al principio de los años 80 no tuvieran éxito en EUA los intentos de Comsat y de otras empresas de establecer este servicio. La introducción de métodos de protección de las señales, tendientes a evitar su recepción sin pago, permitieron la transformación de este modo de recepción en la versión actual del servicio de recepción directa sujeto a tarifas, que se ha estado proporcionando en banda C y en banda Ku del SFS aunque no con las características más deseables,

Las redes para servicios de televisión directa tienen la misma conectividad punto a multipunto que las de las cadenas de televisión y televisión por cable, y como en estas últimas, puede haber más de un punto de origen de las señales. Las características técnicas que pueden considerarse como las apropiadas para este tipo de servicios son:

- Empleo de satélites geostacionarios especializados de alta potencia, con lo que se reduce el diámetro, y por consiguiente se reduce el costo y aumenta la conveniencia, de las antenas de las estaciones receptoras. El tamaño mínimo de antenas con reflector circular corresponde a un diámetro de 45 a 60 centímetros si el satélite transmite señales digitales en la parte de la banda Ku atribuida por la UIT al servicio de radiodifusión directa por satélite (abreviada DBS en inglés), ya que es en la que se puede usar mayor potencia radiada, pero se requiere también un espaciamiento mayor entre satélites. Un servicio similar (Seudo-DBS) se obtiene con satélites que operen en la banda Ku, empleando terminales receptoras con antenas de diámetros un poco mayores debido tanto a la limitación de potencia autorizada como a la necesidad de evitar interferencias en la recepción, ya que el espaciamiento entre satélites en este caso puede ser de solo  $2^\circ$  y antenas muy pequeñas no tienen la direccionalidad requerida para discriminarlos. El diámetro de los reflectores de las antenas es función también de la disponibilidad de la comunicación especificada y de la intensidad de las precipitaciones en la zona de recepción, correspondiendo los diámetros señalados anteriormente aproximadamente a una disponibilidad de 99.8% en una zona de precipitación moderada.
- Empleo de señales digitales comprimidas, de preferencia con la norma MPEG (ver nota al pie en el título de televisión por cable) que permiten transmitir simultáneamente a través de un transpondedor un número de programas de 6 a 10 o más veces mayor que empleando señales analógicas y convertir fácilmente de un formato de señales de televisión a otro. Aunque los sistemas por satélite tienen atractivos de mercado inherentes, esta característica es muy útil para que compitan en mejores condiciones en

---

el cual genéricamente se representa con la abreviatura DTH (de la denominación equivalente en inglés). Los servicios que en los últimos años se establecieron con ese propósito expreso en banda Ku para SFS, con una potencia que permite la recepción con reflectores de antena relativamente pequeños, se han llamado también Seudo-DBS. En Europa y en Japón este tipo de servicios tuvo un desarrollo más amplio en la banda Ku (incluyendo la de radiodifusión). Sin embargo, su expansión definitiva debe lograrse con el uso generalizado de la compresión digital, cuya tecnología maduró en el momento oportuno para coadyuvar al gran éxito del sistema DirecTV/USDB de EUA, que opera en la parte de la banda Ku destinada a radiodifusión (SRS).

número de canales y costo con los sistemas de televisión terrenales actuales y futuros. La norma MPEG implica también que un mismo programa puede ser visto y oído por personas que hablen distintos idiomas, ya que puede contar con varios canales de audio por cada canal de vídeo

- Uso de un sistema de control de acceso de las terminales, tanto para grupos de ellas como para canales específicos de programas, y de cifrado o encriptación para seguridad. El mismo sistema permite dar de alta y de baja a las terminales receptoras y realizar otras funciones de administración del servicio. Como el número de terminales que se espera en un servicio de este tipo puede llegar a varios millones, se puede requerir un sistema de cómputo de capacidad importante para realizar estas funciones.

Este tipo de capacidad es indispensable para el control y el registro de accesos de los servicios de pago por evento, y permite también formar grupos de usuarios con intereses particulares, incluso por idiomas y por otras características culturales, así como la participación de más de una empresa en la operación del servicio, con programación y clientes distintos.

## TELEVISIÓN DE ALTA DEFINICIÓN

Para establecer y desarrollar los servicios de radiodifusión terrenal de televisión de alta definición se requiere necesariamente utilizar la compresión de las señales de vídeo (que deben entonces ser previamente digitalizadas), sin la cual no sería posible en muchos países la planificación de los canales y sus coberturas debido a la mucho mayor anchura de banda que ocuparían, saturando la posible cobertura nacional con un número menor de estaciones que las actualmente existentes. La norma MPEG-2 es la referencia para la parte de la tecnología requerida que se aplica a la compresión de las señales, adoptada en casi todo el mundo.

En diciembre de 1996 se adoptaron como norma en E.U.A. las características del sistema para señales, modulación, y formato de imagen aplicable a la televisión de alta definición denominado *televisión avanzada*, que se identifica con las siglas ATSC. Dicho formato, que permite aproximadamente el doble de resolución óptica tanto vertical como horizontal que el NTSC usado hasta la fecha en muchos países, desplazará progresivamente a éste y es previsible que sea también adoptado en diversas partes del mundo, pero muy probablemente su desarrollo será lento.

Otro sistema de señales digitales aplicable a la televisión de alta definición, identificado con las siglas DVB y desarrollado en Europa aproximadamente al mismo tiempo que el ATSC en E.U.A., está siendo adoptado también en otras partes del mundo. El sistema DVB abarca no solamente la televisión de alta definición, sino también señales de televisión digitalizadas para radiodifusión, hasta los receptores de

los usuarios, con un formato de menor resolución que substituirá a los de señales analógicas que se han estado utilizando durante décadas.

Una característica que tienen en común los sistemas ATSC y DVB para alta definición, además del uso de la compresión según la norma MPEG-2, es el número de 1080 líneas por cuadro y 1920 pixels por línea, llamado *formato común de imagen*.

Aparte de una anchura de banda ocupada un poco mayor de las portadoras de radiofrecuencia para prestar este servicio que con el formato anterior (aun con la compresión), los equipos receptores de radiodifusión terrestre del usuario final para alta definición tendrán un alto costo y por tanto un mercado limitado debido a dos razones:

- Requieren efectuar múltiples funciones adicionales que solo realizan los actuales en combinación con componentes externos cuando utilizan el servicio de televisión directa por satélite (incluidos en un receptor decodificador integrado conocido como IRD), pero lo hacen con menor capacidad de procesamiento que la que es necesaria para alta definición, y
- Deben contar con pantallas de mayor tamaño y nueva tecnología para aprovechar la posibilidad de una mejor calidad de las imágenes.

Al mismo tiempo, aunque este servicio puede utilizar mucho material filmado previamente, para el uso exclusivo de televisión será necesaria la producción de programas que resalten su valor de entretenimiento, con efectos visuales apropiados, cuya producción en cantidad suficiente requiere mucho tiempo y tendrá alto costo.

Los sistemas de televisión directa por satélite podrán manejar esta variante del servicio sin dificultad técnica, ya que puede operar en sus satélites actuales, y emplear receptores más simplificados en las terminales al no requerir la función de descompresión ya incluida en los receptores terrenales, pero se reducirá la capacidad de programas simultáneos que pueden transmitir. Las consecuencias son similares para distribuir por satélite las señales de alta definición a los sistemas de televisión por cable.

## EDUCACIÓN A DISTANCIA

La educación a distancia empleando señales de televisión está adquiriendo una gran importancia en todo el mundo por la utilidad que ha demostrado, y por su gran potencial evolutivo al apoyarse en nuevas tecnologías ya disponibles, aunque por otro lado la capacidad utilizada de los satélites para estos servicios no requiere ser alta.

El objetivo principal de la educación a distancia es proporcionar conocimientos a grandes grupos de personas geográficamente dispersas conforme a programas específicos de enseñanza. Sus recursos y técnicas pueden servir también en forma complementaria a otros propósitos como mejorar la educación tradicional y acelerar

programas nuevos al reducir el tiempo de preparación de personal académico. De hecho ya se está usando ampliamente como complemento y como otra forma de la educación abierta.

La educación a distancia por medio de señales de televisión se deriva de otros medios de educación a distancia de larga existencia. La ventaja del uso de satélites reside en su cobertura ilimitada. Un conocido programa experimental por satélite de realizó en India a partir de 1975<sup>[4], [7]</sup> y actualmente existen programas de educación a distancia de gran continuidad y éxito en muchos países.

Las redes para educación a distancia por satélite son típicamente redes de punto a multipunto como las empleadas para radiodifusión, a través de las cuales se pueden transmitir los temas educativos con contenido, recursos y presentación óptimos.

Incluso en el caso de que los estudiantes inscritos en un programa asistan a aulas especiales geográficamente dispersas, el problema de hacer y responder preguntas y comentarios no es fácil de resolver tanto por la misma naturaleza del servicio como por el costo de hacerlo por medio de capacidad de transmisión instalada en las estaciones receptoras, indispensable para presentar las preguntas al punto de origen de la temática. Debido a que el número de estudiantes en un curso dado puede ser muy grande, un profesor en el punto de origen de las señales presentando un tema en vivo o disponible para atender preguntas sobre un tema grabado no podría siquiera recibir en un tiempo razonable las preguntas originadas por cientos o miles de alumnos, y un equipo de personas para ese efecto requeriría de múltiples canales simultáneos de comunicación, representando una solución posiblemente difícil y de alto costo en equipos. Afortunadamente, este servicio puede manejarse en otras formas y existen alternativas para atenuar la dificultad de este aspecto. Para enseñanza masiva en aulas especiales y sin elementos suficientes para comunicación en los dos sentidos se requiere de profesores asistentes en cada una, los cuales, aunque no cuenten con los recursos para la presentación óptima de los temas, estén disponibles para atender preguntas y comentarios, y son responsables de las estaciones receptoras, convirtiéndose en un sistema que combina características de la educación tradicional con la educación a distancia. Para grupos de destinatarios menos numerosos y para estudiantes individuales las preguntas pueden atenderse desde el punto de origen de las señales, con apoyo en otros medios de comunicación como el teléfono, el fax y la red Internet, ya sea en forma inmediata o diferida.

Además de emplearse para la educación formal, las redes de educación a distancia se pueden usar para conferencias abiertas al público, cursos cortos de actualización profesional y otras aplicaciones afines.

A partir de la normalización de la compresión de señales de televisión se puede dar un gran impulso al uso de satélites para estos servicios, ya que se abate extraordinariamente el costo de la capacidad satelital requerida y el costo de las estaciones receptoras terminales, por su alto volumen de producción.



## TELEVISIÓN PARA NEGOCIOS

La transmisión de señales de televisión por satélite para negocios se inició con las redes para videoconferencia que enlazan la oficina matriz de una empresa con oficinas distantes. Esta aplicación utiliza también señales comprimidas que ocupan una anchura de banda menor que el empleado en radiodifusión, a fin de reducir los costos de la capacidad satelital empleada, con poco sacrificio de la calidad de las imágenes, ya que las imágenes no tienen mucho movimiento en este tipo de servicio (la anchura de banda necesaria para las señales comprimidas aumenta con el movimiento de las imágenes). La velocidad de la información requerida para este servicio generalmente es desde 384 Kbps hasta 1.5 Mbps.

En las redes de videoconferencia para negocios se requiere que todos los sitios participantes tengan capacidad para transmitir y recibir. Una red típica consta de no más de ocho estaciones terrenas, cada una con capacidad para recibir dos señales de vídeo y de audio y para transmitir una señal de vídeo y una de audio. Durante una conferencia, la oficina matriz transmite constantemente por un canal y las demás oficinas se alternan para transmitir por el otro cuando lo requieran. Un sencillo procesador central puede controlar el uso del canal común activando su acceso en el sitio en que sea necesario.

Además de emplearse para reuniones virtuales de los ejecutivos de la empresa, en substitución de reuniones en que físicamente estén presentes, ya que éstas causan un mayor consumo de tiempo y de los recursos correspondientes, la red de videoconferencia puede usarse para transmitir mensajes importantes de información, motivación o celebración de eventos especiales desde la oficina matriz a las sucursales, empleando un mayor número de pantallas de vídeo a fin de que pueda recibirlos una mayor parte del personal.

Una red propia de videoconferencia se justifica si su uso puede ser frecuente, ya que de otra forma existe la alternativa de recurrir a los servicios de empresas que proporcionen el servicio en salas dedicadas, cuyo uso se puede contratar en forma ocasional. Algunas de dichas salas están adaptadas para enfatizar la aparente presencia de los participantes.

Una aplicación que tiene posibilidades de un amplio crecimiento es la capacitación y entrenamiento a distancia del personal de las empresas, que evita su desplazamiento a otras ciudades, así como otros inconvenientes asociados con métodos más convencionales para el desarrollo de sus conocimientos y habilidades. Esta aplicación puede instrumentarse con redes similares a las de educación a distancia por medio de un solo canal de vídeo y audio y atención de las preguntas y comentarios por teléfono. La compresión digital normalizada hará sin duda más atractivo el uso de dichas redes.

Como ejemplo de esta aplicación puede citarse el caso de una red de agencias de venta de automóviles en que los nuevos modelos se ponen a la venta simultáneamente

en un gran número de ciudades y pueden contener componentes de nuevo diseño cuya reparación debe ser conocida por un grupo numeroso de personas dispersas, lo que hace necesario que reciban simultáneamente un curso intensivo. Sin embargo, puede ser inconveniente desplazar simultáneamente a una ciudad a todos los posibles participantes en el curso. Una solución alternativa completa o complementaria a esta necesidad puede lograrse con eficiencia empleando una red por satélite que permite un entrenamiento constante sobre los nuevos componentes de vehículos. Es ventajoso que durante las transmisiones sea posible presentar y amplificar cuanto se requiera las partes que constituyen cada unidad de equipo, que pueden ser vistas claramente por todos, y si es necesario volver a observarlas por motivo de una pregunta.

## APLICACIONES PARA LA MEDICINA

En forma similar a las redes de educación a distancia y de entrenamiento y capacitación para empresas, se pueden establecer redes para actualización médica. La diferencia en este caso no está en los equipos utilizados, sino en que su uso no está destinado a una universidad o una empresa, sino a la comunidad médica en general o a grupos participantes de instituciones de medicina.

Un ejemplo de esta aplicación es la transmisión de operaciones quirúrgicas a lugares en que puedan ser observadas con gran detalle por grupos de médicos inscritos en un programa para ese fin. Por la misma naturaleza de esta aplicación y por lo especial de algunas de las operaciones, una red con este propósito puede ser insustituible no solamente por la calidad de las imágenes que pueden ser vistas por muchas personas, sino también debido a que pueden permitir la oportunidad para interrogar, a la conclusión de cada operación, a los especialistas que la realizan. El uso de una red para dicho fin puede igualmente abarcar la difusión de nuevos tratamientos y del beneficio de nuevas tecnologías para la medicina.

Este servicio, cuando no está en un programa regular de actualización, sino que en forma ocasional reúne virtualmente a numerosos especialistas, se puede considerar como un tipo de videoconferencia en la que los participantes pueden hacer comentarios de valor significativo por vía telefónica desde lugares distantes, incluso desde diversos países, aunque solo exista un canal de vídeo de punto a multipunto.

Otra aplicación más compleja consiste en una red diseñada para que instalaciones médicas aisladas consulten a especialistas de centros médicos en comunicación por voz, transmitiéndoles también si es necesario radiografías o imágenes en vivo. En este tipo de red punto a punto es indispensable que en cada uno de los lugares remotos se cuente con una estación terminal no solamente con capacidad de recepción, sino también de transmisión, que sea compatible con los equipos que generan las imágenes que se requiera transmitir, ya que, por ejemplo, las normas para producir las señales digitalizadas de imágenes de alta resolución para radiología, como la M-JPEG (propuesta por el denominado en inglés Joint

Photographic Experts Group), son distintas a las utilizadas para transmitir imágenes en movimiento, como la MPEG mencionada anteriormente.

### 2.2.2 SERVICIOS A FRECUENCIAS AUDIBLES

La transmisión de señales de voz por satélite fue la primera aplicación importante de la comunicación por satélite al establecerse la red mundial de Intelsat, cuyo tráfico inicial estaba destinado casi exclusivamente a la telefonía pública internacional. A pesar de que esta aplicación ha crecido constantemente en una proporción muy importante a través de los años en esa organización, la introducción y crecimiento de otros servicios originó que los ingresos por este concepto representaran en 1987 menos del 70%, en 1996 el 50% y en 1999 el 41% con respecto al total de sus ingresos por servicios. Debido al gran desarrollo de los cables submarinos de fibras ópticas, que para la telefonía troncal en muchos casos se prefieren sobre la comunicación por satélite, es previsible que continúe dicha tendencia.

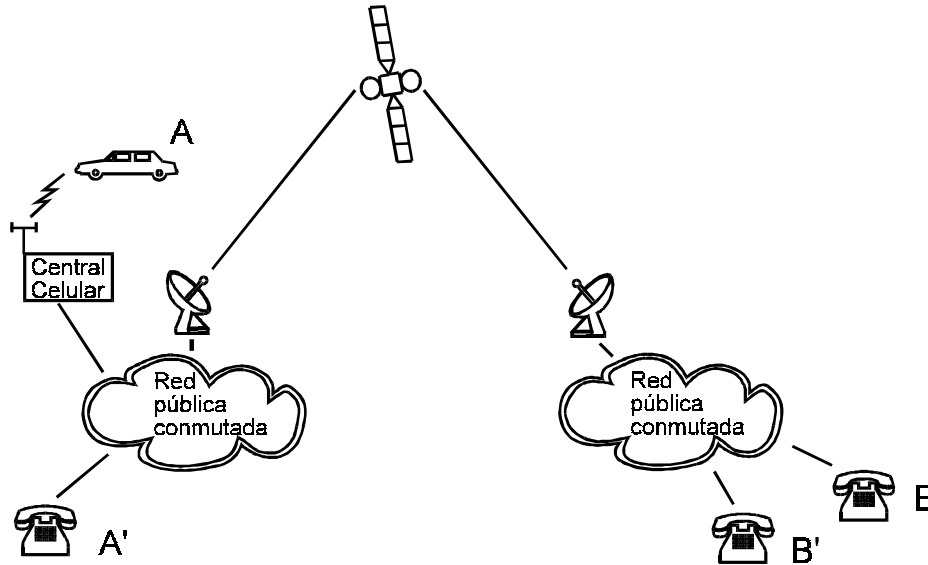
Los servicios de voz, y en general de señales dentro de la gama más amplia de las frecuencias audibles, se han diversificado y se utilizan en casi todos los sistemas de satélites. Actualmente existe la tendencia a transmitir digitalizadas las señales de estas frecuencias.

### TELEFONÍA PÚBLICA INTERNACIONAL

El tráfico telefónico de larga distancia internacional es manejado en cada país usualmente por empresas privadas, muchas de las cuales operan también el servicio telefónico local. El origen de una comunicación telefónica internacional puede ser una terminal telefónica fija o móvil de una red terrenal del servicio público telefónico conmutado, o una terminal móvil de una red de servicio móvil de telefonía por satélite.

En el caso de redes públicas terrenales, una terminal fija es el aparato telefónico de un usuario ya sea conectada en forma directa a una central telefónica urbana o como extensión de una central telefónica privada, y una terminal móvil es, por ejemplo, un teléfono celular enlazado a una central del servicio telefónico celular. En ambos casos, la señal de voz de la comunicación llega finalmente a un nodo de servicio internacional para ser encaminada por un enlace internacional terrenal o por satélite. Actualmente en la mayoría de los casos las señales se digitalizan, se dividen en fracciones y se combinan en un flujo de capacidad adecuada al tráfico troncal total que es transportado por cada ruta, para que en el otro extremo del enlace internacional se invierta el proceso hasta la terminal telefónica de destino, en una fracción de segundo tan pequeña como sea posible.

Cuando el enlace internacional se realiza por satélite, como muestra la figura 2.6, la estación terrena en cada extremo es propiedad de un operador autorizado del sistema de cobertura global Intelsat, de un sistema regional cooperativo como Eutelsat, sea o no signatario de ellos, o de un usuario de un sistema internacional privado como Panamsat y otros. En cada extremo, la organización operadora por satélite correspondiente es responsable de la conexión de la estación terrena con la red terrenal y del medio circuito entre la estación del SFS y el satélite, constituido por el enlace ascendente de tráfico de salida y el enlace descendente de tráfico de entrada.

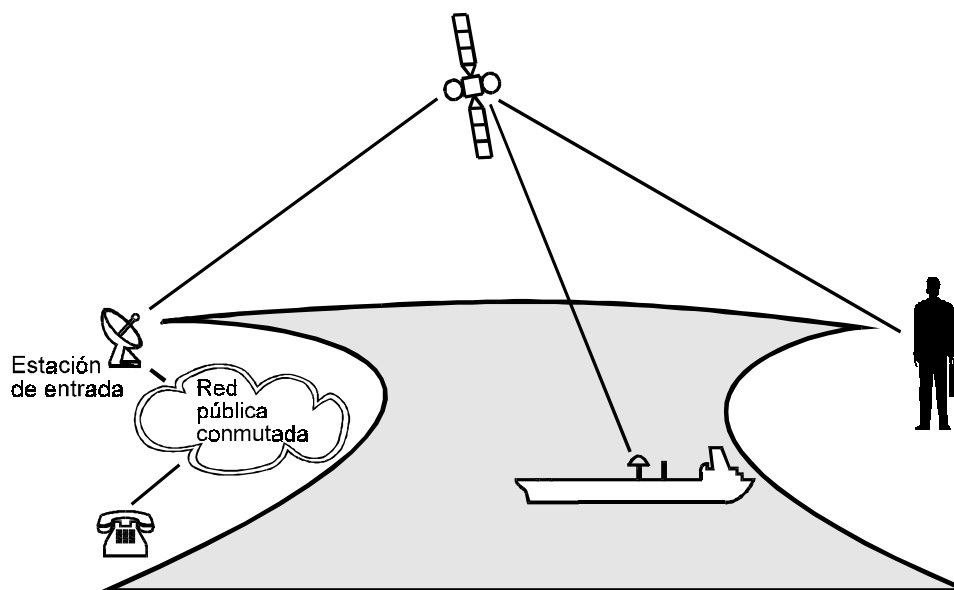


**Figura 2.6** Comunicación internacional entre subscriptores (A-B y A'-B') de dos redes terrenales de servicio telefónico público conmutado apoyada en un enlace troncal entre dos estaciones terrenas del SFS

A pesar de que el enlace transporta múltiple comunicaciones de un gran número de orígenes y destinos, constituye un solo flujo integral de señales de punto a punto entre las dos estaciones, el cual opera en forma permanente. Desde cada país, la misma estación terrena puede servir para establecer enlaces troncales punto a punto con diversos países a través del mismo satélite. Para rutas internacionales de bajo tráfico telefónico un enlace permanente normalizado para tráfico troncal puede resultar costoso y existen alternativas más convenientes como el empleo de enlaces permanentes separados de baja capacidad o el empleo de la modalidad de operación denominada *acceso por demanda*, la cual se trata en la sección de aplicaciones para telefonía nacional.

En el caso de una red pública de telefonía móvil del SMS la primera diferencia que salta a la vista, como muestra la figura 2.7, es que las terminales móviles no transmiten hacia y reciben de una estación terrenal, sino hacia y de un satélite, ya que éste no proporciona como en el caso anterior solo un posible enlace de tráfico troncal complementario de la red terrenal, sino que forma parte esencial del servicio.

Ejemplos de estas redes internacionales son las que prestan los servicios de telefonía del sistema Inmarsat y las de los nuevos sistemas de satélites de órbitas medias y bajas de cobertura global como Globalstar, ICO e Iridium. En algunos casos un sistema de satélites maneja, además de las señales de telefonía, otros tipos de señales de diversas velocidades de transmisión. Así mismo, algunos sistemas operan con terminales tanto para embarcaciones, como para transportes terrestres, aeronaves y estaciones personales portátiles como se ilustra en la misma figura 2.7 y se menciona en la descripción individual de sistemas incluidos como ejemplos en el Capítulo 9.



**Figura 2.7** Comunicaciones en las redes de telefonía móvil de algunos sistemas de órbita media o baja y de Inmarsat

Debe notarse que todas estas redes tienen en común que requieren indispensablemente conectarse a la terrenal del servicio público telefónico dentro de cada país, por medio de una o más estaciones terrenas denominadas estaciones de entrada, de acceso, enrutadoras o pasarela (gateway en inglés) para cursar el tráfico de entrada y salida. Un país cuyo tráfico de telefonía móvil no justifique desde el punto de vista económico que cuente con una estación pasarela puede conectarse a la

de otro país por medio de un enlace terrenal para incorporar su tráfico al de origen doméstico de éste en la misma red.

Los sistemas móviles operan generalmente en frecuencias relativamente bajas, adecuadas para este servicio, como la banda L, que infortunadamente tienen una menor capacidad en anchura de banda disponible respecto de las bandas para otros servicios. Además, la mayoría de las antenas de sus terminales móviles no tienen una radiación y recepción concentradas, para un apuntamiento preciso hacia los satélites con los que se enlazan, por lo que en general, debido a las interferencias que se causarían, es difícil reutilizar las frecuencias de uno en otro satélite geoestacionario que cubra partes del mismo hemisferio, y no es posible hacerlo de una en otra de las constelaciones de órbitas bajas. En cambio, la reutilización de frecuencias en el mismo satélite y de un satélite en otro de una misma constelación se puede usar extensamente en los de órbita media o baja.

Debido a lo anterior, es necesario aprovechar al máximo la capacidad disponible en un sistema, evitando que las terminales empleen frecuencias exclusivas, y la formación de grupos de frecuencias para un uso específico, a fin de contar con todas las portadoras disponibles en todo momento para todos los usos, lo que permite que sea óptima la capacidad de tráfico. Esta condición induce a que las redes móviles sean únicamente públicas ya que las privadas con circuitos de uso exclusivo impiden maximizar el tráfico. Al mismo tiempo, estos sistemas requieren que a cada estación se le asigne automáticamente un circuito disponible para cada comunicación que realice, el cual se le cancela también automáticamente al terminar la misma, para que le sea asignado a otra estación y a su correspondiente, compartiendo todas las estaciones todos los circuitos en servicio.

## TELEFONÍA NACIONAL

Los sistemas de satélites se emplean también para los servicios públicos de telefonía nacional, incluyendo enlaces troncales de la red pública conmutada, telefonía para rutas de bajo tráfico en sitios aislados o de muy baja densidad de población y telefonía móvil.

Los enlaces troncales de telefonía pública por satélite dentro de un territorio nacional se establecen para la comunicación con zonas a las que es difícil alcanzar por medios terrenales, como en el caso de ciudades en islas o separadas por desiertos y otros obstáculos naturales que hacen difícil, muy costoso o vulnerable el establecimiento de otro tipo de enlaces. Para este fin, la forma de operación es similar al caso de telefonía internacional señalado anteriormente e ilustrado por medio de la figura 2.6, y de hecho se emplean tanto satélites nacionales como internacionales del SFS.

Existen circunstancias especiales en que es conveniente diseñar redes adecuadas para lo que se denomina rutas de muy bajo tráfico como ampliación de la red

telefónica pública. Entre sus aplicaciones pueden mencionarse los servicios para telefonía rural y para ciertos servicios transitorios, por ejemplo en lugares en que se tiene previsto en un plazo razonable la introducción del servicio habitual mediante enlaces terrenales, o en pequeñas obras civiles en el campo fuera del alcance de los servicios de telefonía celular, o donde no se justifique la instalación de una red privada por voz.

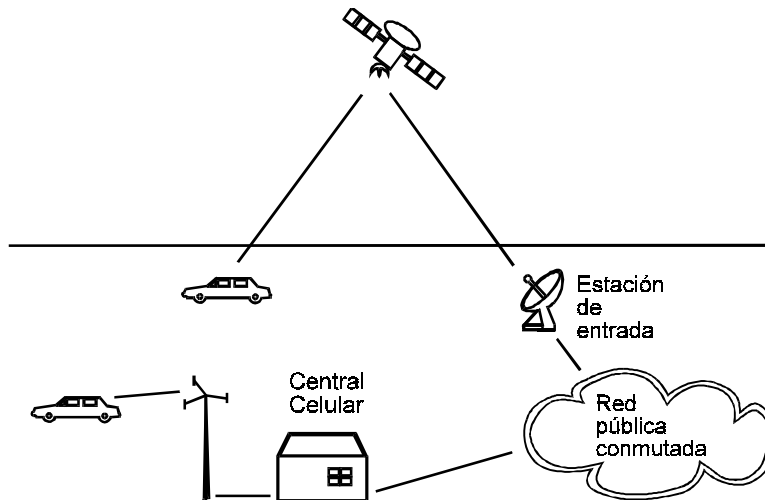
Las aplicaciones a la telefonía rural pueden realizarse en dos modalidades: en granjas aisladas en que la terminal se emplea como teléfono privado si las condiciones económicas lo permiten, y en pequeñas poblaciones en que se emplea como teléfono accesible a todo el público.

Las aplicaciones mencionadas tienen en común que por el bajo nivel de tráfico no se justificaría el costo de la capacidad satelital de un circuito dedicado desde una terminal donde se requiera el servicio hasta una central telefónica. Además, para estas aplicaciones un circuito dedicado puede tener el inconveniente de que el punto de entrada a la red pública es único, lo cual obliga a utilizar, para muchas comunicaciones, tramos innecesariamente largos de la red terrenal, que a su vez puede originar altos cargos por concepto de larga distancia, dependiendo de la ubicación de la estación de entrada a la red pública y del sistema tarifario que se aplique en la misma. En este caso, la solución consiste en una red del SFS en que un número grande de terminales compartan un grupo mucho menor de circuitos, y en la que se pueda contar con múltiples puntos de acceso a la red pública conmutada. Esta solución puede incluso mejorarse en algunos aspectos estableciendo la red a través de satélites de servicio móvil, especialmente geostacionarios.

Para lograr dicho propósito la red puede operar en la modalidad conocida como *acceso por demanda* que permite que si en el grupo de circuitos destinado a la red existe cuando menos un circuito libre, un centro de control de tráfico lo asigna automáticamente a una estación que también automáticamente manifieste la necesidad de comunicación, si la estación terrena de destino se encuentra libre. Al concluir la comunicación, el centro de control incorpora la identificación del circuito nuevamente a la lista de los que se encuentran disponibles para todas las terminales. Aunque el centro de control realiza otras acciones, además de activar en las terminales solicitantes los circuitos por satélite que pueden emplearse en un breve lapso para iniciar nuevas comunicaciones, no participa en su transmisión y recepción, ya que transmite y recibe señales solo para su función específica antes y después de cada una de ellas. Por supuesto, se puede aprovechar la estación terrena del centro de control en forma compartida para establecer una estación de enlace a las redes públicas que sí maneje tráfico.

Los servicios de telefonía móvil por satélite dentro de un territorio nacional se pueden utilizar para aplicaciones tales como complementar las redes de telefonía celular, establecer redes cerradas para flotillas de transportes terrestres, comunicación marítima doméstica y servicios de emergencia. Según las

circunstancias y los estudios económicos correspondientes, para establecerlos pueden emplearse sistemas de satélites geoestacionarios nacionales que operan en banda L como Aussat en Australia, Telesat Mobile en Canadá, American Mobile Satellite Communications en EUA y SatMex en México, sistemas geoestacionarios internacionales, o alguno de los sistemas de satélites de órbitas bajas e intermedias.

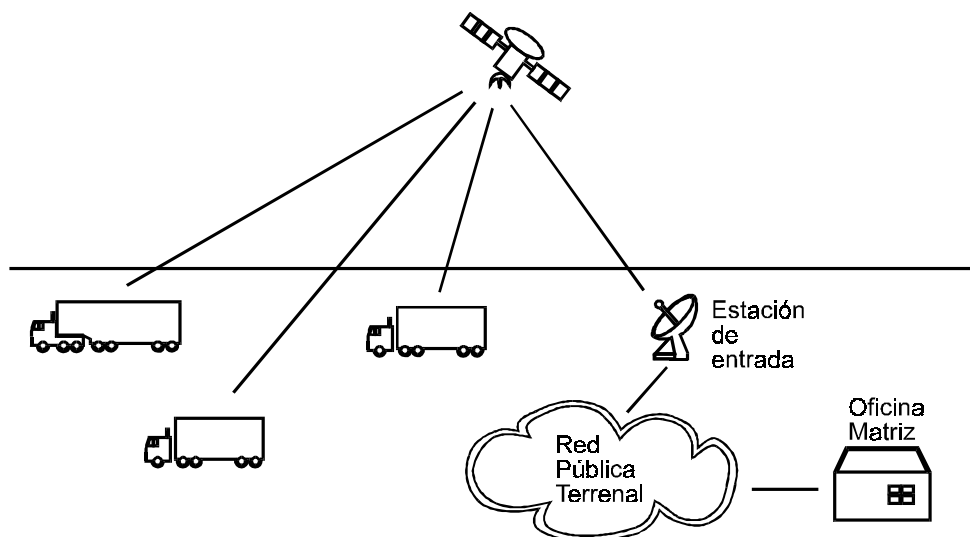


**Figura 2.8 Telefonía móvil por satélite combinada con la telefonía celular terrestre**

Para complementar las redes de telefonía celular es necesario emplear terminales con capacidad para comunicarse, alternativamente, ya sea por las redes celulares terrenales o por redes a través de satélites, como lo muestra la figura 2.8. Dichas terminales normalmente se comunican con las redes terrenales por razón del costo de la llamada, pero al detectar falta de señal, por obstáculos o cobertura insuficiente, se pueden conmutar manual o automáticamente a un satélite. La concepción de esta aplicación incluye el equipo adicional necesario en los sistemas celulares y los programas informáticos para poder manejarla, además de la capacidad mencionada de las terminales de usuario.

Por otro lado, el servicio para flotillas de transportes terrestres está destinado a las empresas de transporte nacionales, en ocasiones con autorización para transponer fronteras, con el propósito de que formen redes cerradas de voz que solo permitan la comunicación entre terminales de una misma empresa si así se desea, a pesar de que puedan compartir los mismos circuitos con otras empresas y con otras aplicaciones en la misma red pública, en un sistema de acceso por demanda como el descrito en párrafos anteriores, tal como se muestra en la figura 2.9.





**Figura 2.9. Red cerrada de voz por satélite para flotillas**

Una o más oficinas pueden comunicarse con los transportes en ruta así como utilizar un servicio de llamada simultánea a todos ellos cuando es necesario. El centro de control de tráfico del sistema satelital se encarga de establecer las redes cerradas ya que su equipo de cómputo cuenta con la base de datos en que están registradas las posibilidades y las limitaciones solicitadas para cada terminal, la cual es consultada en forma automática en una fracción de segundo antes de enviar las señales para activar cada llamada. Normalmente este servicio puede incluir la posibilidad de enviar también datos y/o facsímil. Un complemento muy útil para este servicio es la opción de transmitir automáticamente la posición geográfica de cada una de las unidades de transporte en ruta.

Los servicios marítimos nacionales por satélite operan en la misma forma que sus equivalentes internacionales mencionados anteriormente e ilustrados en la figura 2.7, pero orientados a necesidades de comunicación marítima doméstica. Sin embargo, en la actualidad no se justifican estos servicios por sí mismos a través de satélites nacionales, por lo que solo se pueden proporcionar a través de éstos si adicionalmente prestan otros servicios móviles, o a través de los internacionales.

En los sistemas de comunicación móvil por satélite que se utilizan exclusivamente para servicio nacional se puede establecer prioridad para servicios de emergencia limitados, aun empleando el mismo conjunto de circuitos que otras aplicaciones, o reservar un muy reducido grupo de ellos para este fin. Esta aplicación permite mantener comunicación por voz desde vehículos o desde terminales portátiles para apoyar servicios de emergencia en casos de terremotos, huracanes, incendios de

bosques y otros desastres naturales, aunque hayan sido destruidos los medios de comunicación terrenales en la zona <sup>[6]</sup>.

## REDES DE VOZ PRIVADAS

Las redes de voz privadas se utilizan, por ejemplo, para comunicar las oficinas de una empresa en una ciudad con una o más plantas de extracción, procesamiento o manufactura, ubicadas en zonas relativamente aisladas de los servicios básicos de telefonía pública fija o móvil.

La red más sencilla consiste en una estación maestra ubicada en las oficinas centrales enlazada con estaciones remotas por medio de circuitos independientes punto a punto, es decir, la estación maestra opera tantos circuitos (y por tanto el mismo número de pares de frecuencias) como estaciones remotas existan, en tanto que cada remota solo opera en un circuito de voz. En esta forma, puede existir tráfico de voz simultáneo con todas las remotas. Esta solución puede justificarse si el tráfico de voz de cada remota es suficientemente alto y no existen otras alternativas de menor costo, ya que implica el pago de capacidad satelital dedicada a tiempo completo por cada estación remota.

Una solución alternativa mucho más eficiente consiste en utilizar, cuando existe, una red pública de telefonía por satélite de acceso por demanda como las descritas en el título anterior o una red pública para señales de voz sin conexión a la red pública conmutada, esencialmente igual a la anterior, pero dedicada a prestar servicios para redes cerradas. Como el costo del servicio por demanda normalmente es proporcional a los minutos de comunicación empleados, esta solución puede ser conveniente aunque el tiempo de comunicación de la oficina central con los sitios remotos sea relativamente poco. Tanto esta alternativa como la anterior se aplican normalmente a través de satélites geoestacionarios.

Cuando la reglamentación de cada país lo permite y se justifica desde el punto de vista económico o por otras razones, en países bajo la cobertura del mismo haz de un satélite pueden establecerse enlaces de voz punto a punto por satélite, por ejemplo, entre la matriz de una empresa en un país y sus sucursales en otros, en forma similar a lo descrito en párrafos anteriores.

## RADIODIFUSIÓN SONORA

La transmisión de señales de voz y música por satélite tanto destinadas al público en general sin pago de cuotas como a usuarios que pagan una cuota por el servicio tiene una amplia demanda en los sistemas de satélites de cobertura nacional y regional. Esta aplicación de punto a multipunto es absolutamente preferida sobre el uso de redes terrenales por su calidad, cobertura y costo. En esencia una red para este fin es

idéntica a la de distribución de señales de televisión para radiodifusión mostrada en la figura 2.5, y como en ese caso las estaciones terrenas receptoras retransmiten las señales a los usuarios dentro de su zona por medio de transmisores de radio en frecuencias destinadas a redes terrenales.

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

### 2.2.3 SERVICIOS DE DATOS

La aplicación de la transmisión de datos por medio de los sistemas de satélites ha originado una importante evolución tecnológica, especialmente en las estaciones terrenas, en relación con los métodos de *acceso múltiple*. Las primeras aplicaciones estaban orientadas a los servicios públicos de muy baja velocidad de transmisión y posteriormente a las redes privadas, para enlazar un equipo central de cómputo en la oficina matriz de una empresa con terminales en sus sucursales, las cuales tenían necesidades de velocidad de transmisión de datos que fueron creciendo progresivamente. Actualmente, con la tendencia a la digitalización de todas las señales, se están combinando y adaptando las tecnologías empleadas anteriormente para cada tipo de ellas en forma separada.

Las características de una red para la transmisión de datos depende de diversos factores tales como la configuración requerida, la velocidad de transmisión, el tráfico tanto individual como conjunto y el número de estaciones terminales previsto.

### REDES PRIVADAS DE DATOS

Para establecer redes privadas independientes se pueden emplear satélites nacionales, de cobertura regional o de cobertura global. La configuración en estrella que se mostró en la figura 2.2 es la más común en las redes privadas de datos para comunicación punto a punto, en la cual la estación terrena maestra está conectada a un ordenador o computadora central. Para esta configuración puede emplearse alguna de las variantes de acceso múltiple que se describen en el Capítulo 5, cada una de las cuales puede ser ventajosa para una red en particular.

Para una red de pocas estaciones la solución más conveniente puede consistir en enlaces punto a punto desde cada estación remota a la estación maestra. Este enfoque es simple desde el punto de vista tecnológico, puede ser el de menor costo de inversión, no tiene desventajas operativas respecto de otras alternativas y es aplicable en cualquier caso, ya que la estación maestra puede instalarse en la oficina central del usuario, no requiriéndose de enlaces terrenales adicionales o conexión a otras redes. Sin embargo, debe considerarse el costo del uso de la capacidad satelital, ya

que para esta solución se utilizan enlaces separados a tiempo completo para cada estación remota.

Para una red de gran número de estaciones remotas deben emplearse tecnologías de acceso múltiple que permitan una mayor eficiencia en el uso de capacidad satelital, correspondientes a tecnologías específicas adecuadas a la transmisión de datos, o a tecnologías convergentes que permiten el uso de servicios múltiples.

La operación en forma de red privada es posible en una red cerrada dentro de una red pública por satélite, y en algunos casos puede ser la alternativa más conveniente desde el punto de vista económico. Cuando además de aplicarse para la comunicación de datos en los dos sentidos, se requiere que la red permita la comunicación punto a multipunto para difusión de información a un gran número terminales remotas, puede reforzarse la conveniencia de establecer una red privada totalmente independiente.

## REDES PÚBLICAS DE DATOS

Las redes públicas para transmisión de datos por satélite ofrecen diversas alternativas para satisfacer las necesidades de los usuarios, tanto de alcance internacional como nacional, operando en red cerrada o en conexión con las redes terrenales. Estas redes cuentan con una o más estaciones de control de acceso y/o de enrutamiento de tráfico, bajo la responsabilidad del proveedor del servicio, como elemento básico del servicio a los usuarios.

Intelsat cuenta con los servicios IBS (servicio internacional para negocios) con una amplia gama de aplicaciones en velocidades de 64 Kb/seg. a 8,448 Mb/seg., así como Intelnet para la difusión y colección de datos de baja velocidad. Inmarsat tiene varias redes, por ejemplo, las clasificadas como de terminal B para servicios de voz y datos y las de terminal C para servicios de datos de baja velocidad en la modalidad de almacenamiento y reexpedición (store and forward en inglés).

Un ejemplo concreto a través de un satélite nacional sería el uso de una estación maestra de servicio público, compartida por diversos usuarios, que les permite establecer redes cerradas para usos administrativos o financieros con configuración en estrella, a partir de la ciudad en que se encuentra aquella. La oficina central de cada usuario debe conectarse por líneas físicas o por radioenlaces a la estación maestra, la cual proporciona los servicios de enlace ascendente y descendente al satélite, con el procesamiento correspondiente de las señales, completándose cada red cerrada con las estaciones remotas que requiera el usuario. En el caso más sencillo, la red opera por medio de enlaces independientes para cada estación remota, lo cual permite la flexibilidad de que cada usuario y aun cada enlace opere a la velocidad de transmisión de información que le resulte más conveniente, pero tiene el inconveniente del alto costo del uso de enlaces independientes a tiempo completo. La necesidad de los enlaces terrenales de la oficina central de los usuarios a la estación

maestra compartida, algunos de los cuales requieren ser de larga distancia debido a la imposibilidad de que se disponga de ellas en cada ciudad de un país, puede ser un inconveniente en muchos casos. En los países más avanzados puede resultar disponible, fácil de obtener, confiable y de bajo costo un enlace terrenal de este tipo, pero en muchos otros países precisamente la falta de enlaces terrenales con estas características es la justificación de gran número de redes satelitales privadas. Por esta razón, el servicio a través de una estación maestra compartida, aunque parece ser muy simple, normalmente se encuentra solo en ciudades importantes o en sitios en que por alguna circunstancia especial existe una alta demanda de comunicaciones nacionales o internacionales y no existen otras alternativas adecuadas.

Otra opción puede consistir en una estación maestra de servicio público más compleja que permita la transmisión y recepción de paquetes de datos, operando en configuración estrella, con una utilización eficiente de la capacidad satelital. Esta solución permite a los usuarios obtener un menor costo del servicio, ya que puede pagarse por el tiempo de utilización de cada estación remota, gracias al registro para facturación que maneja la unidad central de procesamiento de la estación maestra. Sin embargo, en este caso se tiene el inconveniente de limitación en las velocidades de transmisión de información, limitaciones de tráfico y, como en el anterior, para algunas redes pueden requerirse enlaces terrenales de larga distancia desde el sistema de cómputo del usuario a la estación maestra.

La alternativa que ofrece una diversidad de opciones más amplia a los usuarios en el uso de estaciones maestras de servicio público la constituyen los conjuntos de estaciones llamados *telepuertos*. Los telepuertos se justifican en ciudades muy importantes con gran demanda de servicios por satélite, preferentemente con enlaces terrenales eficientes a otras ciudades cercanas, o en sitios con gran crecimiento de actividad económica, donde la demanda de servicios internacionales de telecomunicación no pueda ser satisfecha por medio de las redes terrenales existentes.

Los inconvenientes de los enlaces terrenales de larga distancia mencionados en los casos anteriores, para los servicios interactivos por satélite más usuales, se superan mediante redes públicas con configuración en malla y tecnologías más complejas en desarrollo, cuyo costo de inversión mejora constantemente, aparte de la alternativa de emplear redes privadas propias del usuario.

Una aplicación ilustrativa de la transmisión de datos a muy baja velocidad, con un uso muy eficiente de la capacidad satelital, es el de recolección periódica y automática de datos de muy bajo tráfico de una red de numerosas estaciones remotas para monitoreo, teledata, y otros usos. Como ejemplo puede citarse una red meteorológica en que es muy pequeña la cantidad de información de cada estación hacia una estación central recolectora, y puede obtenerse compartiendo uno o más canales de comunicación de baja capacidad. La estación central transmite en secuencia a cada remota solicitudes de información, y cada estación remota envía la

que tiene almacenada en una memoria cuando es requerida, en muchos casos utilizando el mismo canal que las demás. Para esta aplicación los satélites proporcionan una solución extremadamente conveniente, ya que combinan la cobertura total con el óptimo aprovechamiento de capacidad en forma relativamente sencilla. Esta aplicación está disponible en el sistema geoestacionario global de Inmarsat a través de la red de terminales C, en los pocos sistemas nacionales geoestacionarios con redes de tecnología compatible o similar a la de esa empresa, y en las constelaciones de órbitas bajas que manejan datos.

Los sistemas de satélites de órbitas bajas y medias de cobertura global en proyecto o en operación proporcionan o apoyan servicios de datos tales como mensajes personales cortos en texto, radiolocalización, reportes de ubicación geográfica, vigilancia y teledatotelegrafía en sistemas de conductos o instalaciones geográficamente dispersos, información y orientación en carreteras, correo electrónico, y seguridad, que complementan las opciones disponibles, permitiendo a los usuarios potenciales contar con un mayor número de ellas al seleccionar el sistema de satélites y el tipo de red que mejor satisfaga sus necesidades.

## DISTRIBUCIÓN DE DATOS

La distribución (difusión) de datos es un área de aplicaciones de señales en redes con conectividad de punto a multipunto ideal para los sistemas de satélites, especialmente para los geoestacionarios de cobertura nacional. El desarrollo actual de estos servicios dista mucho de ser completo, pero aun en el futuro no requerirá de gran capacidad en los satélites por causa del uso altamente eficiente que hace de la misma. Debido a que normalmente se utiliza una sola estación transmisora y puede haber un gran número de estaciones receptoras, para muchas de estas aplicaciones se prefieren satélites que radien mayor potencia que para los servicios de punto a punto en la zona de cobertura deseada, a fin de emplear en las receptoras reflectores de antena de menor tamaño, aunque existen técnicas de acceso múltiple que permiten prestar el servicio con transpondedores de menor potencia.

Estas aplicaciones incluyen entre otras la transmisión de mensajes cortos a receptores personales portátiles con pantalla de texto, ya sea directamente desde un satélite o por medio de estaciones receptoras terminales fijas que retransmiten las señales dentro de su zona de cobertura en frecuencias para servicios terrenales, como lo hacen para señales de audio y vídeo las cadenas de radio y de televisión.

Otros ejemplos típicos son la transmisión de noticias de agencias de prensa a sus oficinas foráneas o a empresas afiliadas, de información financiera actualizada al momento, de información de promoción en grandes cadenas comerciales, de la información de vigencia y disponibilidad de crédito de las personas, y del contenido de información de los diarios para su reproducción por impresión simultánea en múltiples ciudades.

#### 2.2.4 APLICACIONES MIXTAS

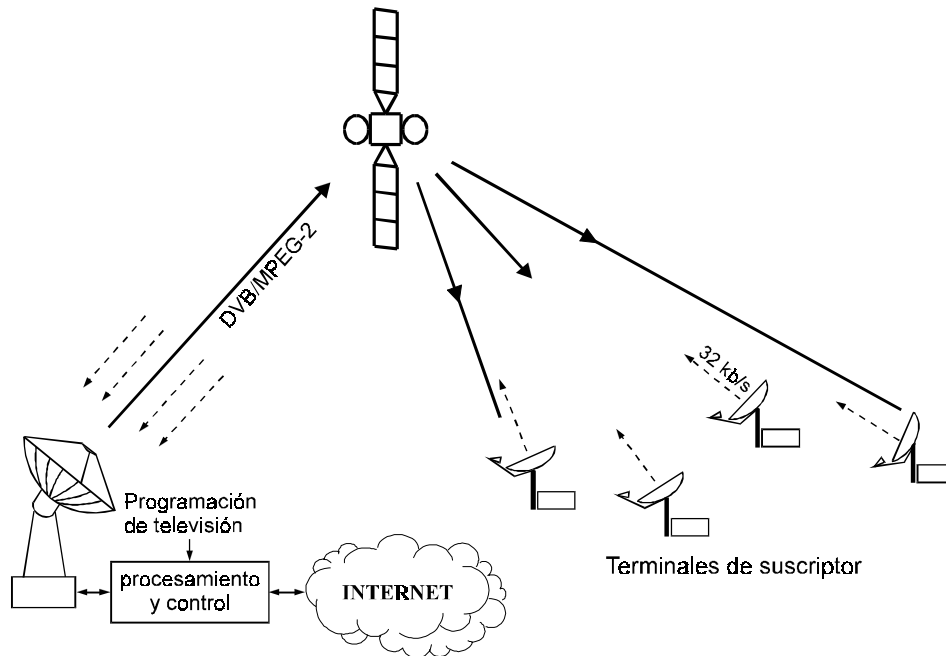
Muchos usuarios requieren de servicios por satélite que abarquen más que solo señales de vídeo, audibles o de datos, por lo que emplean redes que pueden manejarlas simultáneamente en distintas formas de conectividad, empleando en forma compartida las mismas estaciones terrenas. Dicha necesidad o conveniencia se está generalizando, tanto en servicios privados como en servicios públicos, y tanto en servicios por satélite como terrenales. De hecho, los sistemas públicos de telecomunicación hasta el usuario final, sean o no por satélite, tienen actualmente la tendencia a proporcionar servicios con aplicaciones múltiples que pueden combinar diversas señales digitales.

Los nuevos sistemas de televisión directa basados en la norma MPEG-2 permiten también la transmisión simultánea de varios canales de música y de datos de punto a multipunto, por lo que la estación transmisora de una red para dicho servicio puede usarse en forma compartida para transmitir los tres tipos de señales a los mismos o a distintos grupos de usuarios, aunque limitado a la configuración de punto a multipunto.

La tendencia actual a la digitalización de todas las señales, para su manejo en forma de paquetes de información, ha propiciado la búsqueda de tecnologías que permitan no solo compartir las estaciones terminales para la comunicación en distintas redes, aun de una misma organización, sino de que las diversas aplicaciones compartan la misma capacidad satelital, aumentando en mayor medida la eficiencia de la operación. Parte de las tecnologías utilizadas para compartir la capacidad de un canal son las que permiten que en el instante en que una aplicación requiere transmitir una mayor cantidad de información digitalizada, utilice la capacidad que en ese mismo instante no estén usando otras aplicaciones del mismo servicio. Dichas tecnologías, entre otras, son las que están haciendo más atractivas las redes para servicios con tráfico y anchura de banda por demanda, disponibles incluso para servicios destinados al público en general.

Como ejemplos en el sentido señalado, se encuentran los servicios que permiten que las respuestas a las solicitudes de información contenidas en mensajes de pocos caracteres, transmitidas a baja velocidad a la red Internet a través de líneas telefónicas conmutadas (cada respuesta con un contenido de información cientos o miles de veces mayor que el de la solicitud), se reciban por satélite en estaciones terrenas compactas de bajo costo a velocidades binarias 20 o más veces mayores, al ser encaminadas en forma automática por un flujo binario común a todas ellas. Del flujo binario total cada terminal de usuario solo procesa los paquetes destinados a ella. Los mencionados servicios, llamados de Internet asimétrico evitan la excesiva lentitud que en muchas ocasiones encuentran los usuarios en esa red en recepción cuando para ello utilizan las propias líneas telefónicas conmutadas. Este tipo de servicios está teniendo una demanda extraordinaria en todos los sistemas de satélites.

Como un paso adicional en la misma dirección, se están promoviendo aplicaciones como la que se muestra en la figura 2.10. En este caso, terminales interactivos USAT compactas, con capacidad para recibir y transmitir, se pueden emplear tanto para servicios de televisión directa, como para tener acceso a la red Internet. Cada terminal se usa para transmitir las solicitudes de servicios de televisión de pago por evento, y las de información de la red Internet, mediante portadoras de baja velocidad, por ejemplo, de 32 Kb/s, así como para recibir ambos servicios en paquetes etiquetados, dentro de un flujo binario de banda ancha común a todas ellas, o a grupos de ellas. Un solo proveedor puede proporcionar ambos servicios, en un ejemplo de la llamada convergencia, que se manifiesta cada vez en forma más acentuada en los servicios de telecomunicación.



**Figura 2.10. Servicio interactivo multimedia, totalmente por satélite, que incluye televisión directa por suscripción y acceso a la red Internet.**

## REFERENCIAS Y BIBLIOGRAFÍA

- [1] Wold, R.N., *U.S. DBS History*, Via Satellite, Volume XI, Num. 9, Sep.1996, p.32.
- [2], Bulloch, Ch., *The Roots of the European DBS Industry*, Via Satellite, Volume XI, Num. 9, Sep.1996, p. 56.



- [3] Smith, D.D., *Distant Doctors*, Satellite Communications, Vol.22, Num. 5, May 1998, p.32.
- [4] Viggiano, G., Sullivan, Ch., and Wallace, M., *Distance Education Via Broadcast Satellites*, Via Satellite, Volume X, Num. 3, March 1995, p 84.
- [5] Gao, F., *Space and Education in Developing Countries*, World Space Congress, International Astronautical Federation, 43rd IAF Congress, Washington, D.C., 1992, pp 5-18.
- [6] Rosado, C., *Space and Disaster Warning in Developing Countries*, ibídem, pp 19-32.
- [7] Narayanan, K., Ramachandran, P., *Rural Education and Development*, ibídem, pp 33-38.
- [8] Wootton, R., Consultant Editor, *European Telemedicine 1998/1999*, (1999), Kensington Publications Ltd., the European Health Telematics Observatory and the Royal Society of Medicine, London, U.K.



# Enlaces por satélite

Los enlaces entre las estaciones terrenas y los satélites o entre satélites están constituidos por radiación electromagnética, dirigida en haces de mayor o menor concentración, similares en algunas de sus características a los enlaces entre estaciones ubicadas sobre la superficie terrestre, y en muchos casos en las mismas bandas de frecuencias, atribuidas en forma compartida. Las bandas de frecuencias empleadas para dichos enlaces son las establecidas específicamente por la Unión Internacional de Telecomunicaciones, mencionadas parcialmente en el título sobre operación básica del capítulo 1.

### 3.1 REQUISITOS ESENCIALES

Para lograr que los enlaces por satélite cumplan con los requisitos de una determinada red de comunicación deben considerarse las características de las unidades de equipo para las estaciones terrenas y los transpondedores que forman parte de la misma, las del medio de propagación, y los efectos de radiaciones no deseadas de origen externo\*.

La señal emitida por la estación transmisora debe llegar a la receptora con la potencia suficiente para garantizar la calidad esperada de la comunicación, a pesar

---

\* En forma más precisa, el diseño de los enlaces de las estaciones terrenas con los satélites depende de diversos factores, tales como la distancia del satélite a la zona de servicio, el ruido interno y externo, la absorción de la radiación en la atmósfera, la polarización, las interferencias por la compartición de la banda con servicios terrenales y con otros sistemas de satélites, y el margen requerido para conservar la operación dentro del valor de continuidad deseado ante variaciones ocasionales estadísticamente previsible, causadas por perturbaciones atmosféricas. La banda de frecuencias en que opere una red determinada hace que algunos de los factores mencionados tengan una importancia menor o mayor en el diseño de los enlaces.

de las pérdidas y el ruido introducidos en su propagación y recepción, de tal forma que en el punto de destino la relación de la potencia de la portadora al ruido acumulado,  $C/N$ , incluyendo todas las fuentes de interferencia, tenga el valor requerido para la red considerada.

De hecho, la finalidad última del diseño de un enlace completo, incluyendo los tramos ascendente y descendente, es cumplir con el valor específico de  $C/N$  requerido, o con otra relación equivalente que en el caso de señales digitales es frecuentemente  $E_b/N_0$ , o energía por bit de información transmitido entre la densidad de ruido. Para obtener la relación necesaria de  $C/N$  deben tomarse en cuenta los factores significativos que afectan a sus dos componentes en el punto de destino, tanto en forma permanente como transitoria. Debido a la imposibilidad de obtener el valor de la mencionada relación durante el 100% del tiempo \* o al costo de uno muy cercano a éste, es necesario señalar como requisito complementario, en las bandas superiores a 6 GHz, la suma anual media que se considera suficiente disponer potencialmente de intervalos de tiempo acumulados de comunicaciones satisfactorias en una red específica, respecto del total, expresado como *disponibilidad*, que típicamente puede ser de 99.5 a 99.9%, o mayor, según el tipo de servicio, cuyo valor afecta en forma importante el diseño de sus enlaces (ver el título 2.1.3 del capítulo 2).

La energía que emana de una antena transmisora se propaga hasta una receptora en una trayectoria en la cual puede haber desde condiciones de casi vacío hasta atmósfera baja, precipitación de agua, partículas sólidas y objetos mayores que, según el caso, hagan que la propagación produzca un resultado diferente, ya que la energía radiada puede ser parcialmente absorbida, desviada, dispersada y reflejada. No obstante, la mayor parte del tiempo solo tendrán un efecto significativo los factores más importantes que inciden en cada caso.

El mayor efecto de reducción de la potencia recibida por una antena es el originado por la divergencia de los haces de las ondas en el trayecto de la propagación entre los satélites y las estaciones terrenas y viceversa. Sin embargo, dicha reducción tiene en los sistemas geostacionarios del SFS un valor fijo para cada estación terrena que puede calcularse y compensarse con suficiente precisión. Otros factores de detrimento de la comunicación que pueden considerarse de valor constante para estos casos son las interferencias causadas por la operación prevista y coordinada de otros sistemas terrenales y satelitales.

---

\* A una estación terrena con una antena de anchura del haz a potencia mitad de  $0.5^\circ$  el Sol le produciría interferencia absoluta durante más de 10 minutos varias veces al año aunque no existiera ninguna otra causa de interferencia, impidiéndole alcanzar el 100% de capacidad potencial de comunicación en el tiempo (52.6 minutos de interrupciones acumuladas durante un año representan 0.01% de pérdida de continuidad en las comunicaciones). Esta interferencia no necesariamente se acumula en tiempo con otros efectos transitorios como la precipitación de lluvia, ya que parcialmente pueden ser coincidentes.

Para asegurar la continuidad de las comunicaciones deben compensarse también, en la medida que sea posible y de costo razonable, los factores que afectan en forma transitoria los enlaces, los cuales tienen un efecto de magnitud variable. A pesar de que se emplean también métodos de variación de la potencia emitida por las estaciones terrenas, en las condiciones actuales de desarrollo tecnológico el procedimiento más común para contrarrestar dichos factores, aunque solo sea parcialmente en las redes de muchas estaciones de baja capacidad, consiste en establecer márgenes de potencia en los enlaces por medio de los parámetros de recepción de las estaciones. En esta forma, durante la mayor parte del tiempo (99.5 % o mayor como se señaló anteriormente) se cumple o se excede la relación  $C/N$  establecida. Para el factor más importante de deterioro ocasional de la relación  $C/N$  en algunas bandas de frecuencias, que es la lluvia, y para otros de esta naturaleza, se tienen datos aproximados de las magnitudes de sus efectos que la reducen durante determinados intervalos de tiempo, los cuales, acumulados, representan el tiempo total de cada año en que potencialmente son perjudiciales. Con dicha información, representada ulteriormente como ruido y atenuación distribuidos estadísticamente, se pueden estimar los márgenes de potencia necesarios para reducir los tiempos de comunicación insatisfactoria a los valores tolerables establecidos para cada red, tomando en cuenta, desde el punto de vista económico, que un margen mayor puede significar una inversión adicional en equipo o un mayor pago por la capacidad satelital utilizada.

### 3.2 EL ENLACE BÁSICO

Un *radiador isótropo* emite ondas electromagnéticas que en el espacio libre se propagan en todas direcciones, de tal manera que a cualquier distancia  $d$  de su centro, a través del área total  $A = 4\pi d^2$  de la esfera virtual que describe  $d$  fluye la potencia total generada  $P_t$ , distribuida uniformemente en toda su superficie. Sin embargo, la densidad de flujo de potencia  $P_t/4\pi d^2$ , o potencia por unidad de área, disminuye con el cuadrado de la distancia debido al factor de divergencia  $1/4\pi d^2$ .

La fracción de la potencia total que se capta en el punto de recepción es la fracción del área de la esfera descrita por  $d$  que es interceptada por la antena receptora, o por el reflector que le permite captar mayor energía, multiplicada por un factor de eficiencia

$$P_r = P_t \frac{A_e}{4\pi d^2} \quad (3-1)$$

donde  $A_e = A_i \eta =$  área efectiva o abertura efectiva

$A_i =$  área de interceptación equifase

$\eta =$  factor de eficiencia, que generalmente tiene un valor entre 0.5 y 0.7

En muchos casos es deseable que las antenas no sean isótropas y que concentren la potencia disponible  $P_t$  alrededor de una dirección determinada, que para los satélites corresponde a la zona de servicio y para las estaciones terrenas a la ubicación del satélite, reduciéndola drásticamente en otras direcciones. Para tales antenas  $G_t$  representa la ganancia de la antena transmisora o relación entre la potencia que tendría que generar una antena isótropa y la que genera la antena en consideración, para que ambas produjeran la misma densidad de flujo de potencia en la misma dirección y distancia. Entonces, la potencia en el punto de recepción es

$$P_r = P_t G_t \frac{A_e}{4\pi d^2} \quad (3-2)$$

y la densidad de flujo de potencia es  $P_t G_t / 4\pi d^2$ . El producto  $P_t G_t$  representa un concepto convencional de ingeniería al que se denomina *potencia isótropa radiada equivalente o potencia isótropa radiada efectiva* (o p.i.r.e), en adelante representado por **pire**, el cual es función de la dirección.

Un transpondedor de un satélite puede radiar simultáneamente potencia distribuida entre diversas portadoras, pero para un enlace específico solo interesa una de ellas, por lo que a la potencia recibida correspondiente podemos llamarla  $C$  en sustitución de  $P_r$ . También,  $A_e$  puede representarse en función de la ganancia de la antena receptora por medio de la ecuación universal de antena

$$A_e = \frac{G\lambda^2}{4\pi} \quad (3-3)$$

donde  $G$  es la ganancia de la antena y  $\lambda$  es la longitud de onda a la frecuencia central de la portadora considerada. Por tanto, la potencia recibida en un enlace puede representarse en función de los parámetros de potencia transmitida, ganancia de las antenas transmisora y receptora, y distancia entre transmisor y receptor como

$$C = \frac{\text{pire}}{4\pi d^2} \left( \frac{G_r \lambda^2}{4\pi} \right) \quad (3-4)$$

Debe notarse que si la potencia transmitida por un transpondedor está distribuida entre múltiples portadoras, el valor de **pire** en la ecuación anterior corresponderá a la fracción de la potencia total contenida en la portadora que interesa.

Si convencionalmente llamamos pérdida en el espacio libre  $l_{sp}$  a la expresión

$$l_{sp} = \left( \frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2 \quad (3-5)$$

se obtiene finalmente para la potencia recibida

$$C = \frac{\text{pire}}{l_{sp}} G_r \quad (3-6)$$

El concepto de pérdida en el espacio libre ( $l_{sp}$ ) simplifica la representación de la potencia recibida en función de la ganancia de las antenas transmisora y receptora, pero el factor de reducción real de la potencia por la divergencia de los haces es  $1/4\pi d^2$ , independiente de la longitud de onda. Por supuesto, dicha potencia estará modificada por otras pérdidas adicionales en cualquier enlace en que el proceso de propagación no se realice solamente en el espacio libre (sin atmósfera), como se verá posteriormente.

La pérdida o atenuación en el espacio libre puede también representarse por  $l_{sp} = 1757 \cdot 10^6 f^2 d^2$ , si la frecuencia  $f$  se expresa en GHz y  $d$  en kilómetros, o calcularse en decibelios<sup>\*</sup>, quedando

$$L_{sp} = 10 \log l_{sp} = 92.45 + 20 \log(fd) \quad (3-7)$$

que resulta de 200 decibelios para un satélite geoestacionario que esté recibiendo a una distancia de 39,800 kilómetros desde una estación terrena a una frecuencia de 6 GHz. La distancia  $d$  en el caso de satélites geoestacionarios varía entre 35787 y 41680 km, la cual, para este propósito, se puede calcular por medio de  $d = 35787(1.42 - 0.42\cos\phi \cos\Lambda)^{1/2}$  km, donde  $\phi$  es la latitud de la estación terrena y  $\Lambda$  es la diferencia entre su longitud geográfica y la equivalente a la posición del satélite.

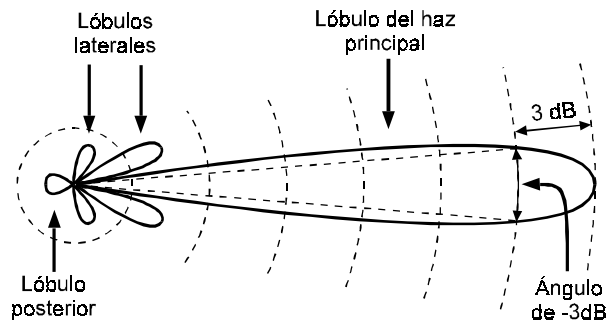
La potencia de la portadora en la antena de recepción se puede calcular en dBW (empleando  $\text{pire} = 10 \log [P_t G_t]$  en notación logarítmica) por medio de

$$C = \text{pire} - L_{sp} + G_r \quad \text{dBW} \quad (3-8)$$

---

\* La expresión logarítmica de ecuaciones y valores en decibelios es muy útil para los cálculos relacionados con la comunicación por satélite, debido a que se manejan intervalos de relaciones muy amplios y a que es necesario considerar múltiples etapas de pérdidas, ganancias y amplificaciones acumuladas. En adelante, tanto los símbolos y siglas que representan las ganancias de las antenas y los valores de  $\text{pire}$ , como las potencias referidas a la unidad y otras relaciones se emplearán también para representar su valor en dB, excepto cuando se preceden por  $10\log$ , debiendo deducirse su forma del contexto o de las unidades en cada expresión, es decir, se empleará el mismo símbolo tanto para el valor de ese tipo particular de relaciones como para 10 veces el logaritmo base diez de las mismas.

Una antena direccional de alta ganancia para estación terrena fija idealmente tendría un solo haz de radiación concentrado alrededor de una dirección, y cero ganancia y por tanto cero radiación en otras direcciones. Las antenas reales tienen un haz principal con un lóbulo de radiación con máxima ganancia y muchos lóbulos de radiación menores que producen radiación indeseable capaz de causar interferencias a otros sistemas y de recibir ruido e interferencias. Aun cuando los lóbulos laterales son una propiedad intrínseca de la radiación de la antena y no pueden suprimirse del todo, también se deben parcialmente a defectos de la misma por lo que pueden minimizarse mediante un diseño y construcción adecuados. La figura 3.1 muestra gráficamente la ganancia relativa que tendría una antena hipotética en todas las direcciones de un plano virtual que contenga a su eje. En las antenas para servicios fijos los lóbulos laterales tienen una ganancia mucho menor que la del principal, con tendencia a reducirse al aumentar el ángulo de la dirección de cada lóbulo respecto de la del principal.



**Figura 3.1. Diagrama o modelo de directividad de una antena hipotética con radiación simétrica respecto de su eje, representado en forma polar**

Para fines de comparación de la agudeza del haz principal en distintas antenas, se define como anchura del haz a potencia mitad ( $\theta_a = \theta_{1/2}$ ), o simplemente *anchura del haz*, el ángulo entre dos direcciones simétricas a los lados de su eje a las cuales la ganancia de la antena se reduce a la mitad de la ganancia máxima, es decir, se reduce en 3 dB. Como se señala en el capítulo 6, dicha anchura es inversamente proporcional al diámetro del reflector en el caso de las antenas que utilizan uno circular, y normalmente tiene un valor en grados de arco entre  $69\lambda/D$  y  $83\lambda/D$ , siendo  $\lambda/D$  la relación entre la longitud de onda de la portadora y el diámetro del reflector (ver ecuación 6.5).

Los satélites de órbitas medias y bajas comúnmente tienen antenas con radiación simétrica alrededor de un eje como las consideradas en los párrafos anteriores, pero muchas de las de los geoestacionarios tienen un diagrama de radiación o representación de la distribución de sus ganancias en dirección de la superficie de la



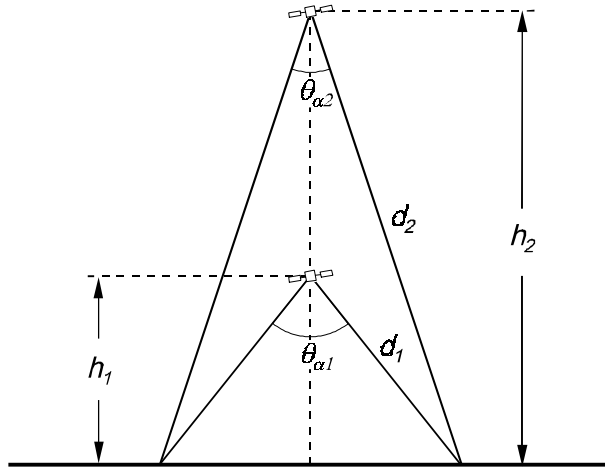
Tierra, que está conformado a manera de cubrir eficientemente una zona irregular de servicio, para evitar en la medida de lo posible radiar en direcciones en que no sea útil. Para dichas antenas su directividad se representa en los mapas de la zona de servicio como proyecciones de contornos de igual ganancia o de igual *pire* (como en la figura 7.6), y también se muestra en cuadros con el valor de la ganancia o de *pire* en dirección de cada una de las poblaciones más importantes de la misma, como elementos esenciales para el cálculo de los enlaces. Con la tecnología disponible no es posible, aunque generalmente es deseable, obtener una ganancia uniforme en toda la zona de cobertura, objetivo que en cierta medida no es compatible con el de reducir en la mayor medida la radiación fuera de ella, por lo que en su periferia se tiene una ganancia menor que su valor medio en la zona de servicio prevista. La densidad media de flujo de potencia que produzca una portadora en la zona de cobertura multiplicada por la superficie de ésta debe ser tan cercana como sea posible a la potencia de dicha portadora en la antena de transmisión del satélite.

Para la comunicación por medio de satélites geoestacionarios los enlaces ascendentes de cada estación terrena del SFS hacia un satélite están contenidos en un haz muy estrecho, con la mayor parte de la potencia radiada concentrada generalmente en un ángulo menor a  $1^\circ$ , gracias a la alta ganancia de las antenas, que típicamente puede ser de 40 a 60 decibelios, lo que permite que la potencia emitida desde tierra requerida para una comunicación eficiente sea relativamente pequeña. Aun cuando la radiación del satélite hacia tierra no sea tan concentrada, ya que debe abarcar toda la cobertura geográfica necesaria (comúnmente entre  $3^\circ$  y  $17^\circ$  de anchura del haz), la ganancia de la antena de cada estación terrena fija funcionando en recepción es similar a la de transmisión, por lo que compensa suficientemente la enorme pérdida por divergencia de la radiación debida a la gran distancia entre ambos.

En el caso de los satélites de órbitas bajas para servicios móviles, la distancia entre un satélite y una terminal móvil en tierra puede ser hasta 50 veces menor que en el caso de los satélites geoestacionarios, y como la densidad de flujo de potencia en el punto de recepción es proporcional al cuadrado de la distancia, podría pensarse que la potencia a la transmisión requerida para una comunicación sería hasta cerca de 2500 veces menor que para los segundos. Sin embargo, en esas condiciones, si la antena transmisora del satélite en ambos casos tuviera las mismas características (sin cambiar su ganancia y por tanto tampoco la anchura de su haz), se obtendría la reducción de potencia indicada, pero la superficie de la zona de cobertura sería también aproximadamente 2500 veces menor. La anchura de cada haz de un satélite se diseña para una zona de cobertura determinada y mientras ésta sea la misma, se requiere una potencia total similar para un enlace de un satélite de órbita baja que de uno geoestacionario mientras las características de las estaciones móviles sean iguales (y la zona de cobertura no sea muy grande). En la dirección de la terminal móvil al satélite la situación sería parecida, debido a que si el satélite de órbita baja

tuviera la misma superficie de cobertura su antena tendría proporcionalmente menos ganancia en recepción que la de uno geostacionario. De esta forma, la ventaja de una órbita baja para un enlace consiste solamente, además del menor retardo de la señal, en que las antenas del satélite requieren una mayor anchura del haz para igual cobertura y, en consecuencia, pueden ser mucho más pequeñas o de un diseño más fácil de adecuar a ese requisito que las de uno geostacionario, lo cual es conveniente en cualquier caso. La conveniencia mencionada es aun mayor si se desean múltiples reusos de frecuencias del mismo satélite por separación espacial, lo que es muy común, ya que las bandas de frecuencia disponibles para enlace de los satélites con terminales móviles del SMS son relativamente angostas. Como conclusión, podemos decir que en primera aproximación solo se requiere una menor potencia de transmisión en la antena en ambos sentidos si es menor la superficie de cobertura de cada haz del satélite, independientemente de la altitud del mismo.

Por ejemplo, la figura 3.2 muestra de manera esquemática las anchuras de haz de dos satélites con distinta altura y con la misma cobertura en un determinado momento.



**Figura 3.2. Relaciones espaciales de dos satélites que tengan distinta altitud e igual cobertura, sin considerar la curvatura de la Tierra.  $\theta_{a1}$  y  $\theta_{a2}$  son las anchuras de sus respectivos haces**

Suponiendo que los datos de la figura con los que se cuenta inicialmente son:  $h_1 = 12\,500$  km,  $h_2 = 35\,787.4$  km y  $\theta_{a2} = 2^\circ$ , y que no se tome en cuenta la curvatura de la Tierra, es fácil determinar que  $\theta_{a1} = 5.72^\circ$  y por tanto que  $\theta_{a1}/\theta_{a2} \cong 2.86$ . De las ecuaciones 6.2 y 6.5 del capítulo 6 se aprecia que la anchura del haz  $\theta_a = \theta_{1,2} = \theta_{3dB}$  de una antena con reflector, es inversamente proporcional al diámetro de éste (suponiendo que sea circular) y que su ganancia  $G$  es proporcional al cuadrado del mismo, por lo que, si sus demás parámetros son iguales,  $G_2/G_1 = (\theta_{a1}/\theta_{a2})^2 \cong 8.2$ . La

relación  $(h_2/h_1)^2 \cong 8.2$  representa en forma de relación la diferencia en pérdidas por divergencia debida a las distintas altitudes de los satélites. Lo anterior indica que en el centro de la cobertura las diferencias de dichas pérdidas se compensan con la diferencia en ganancias de las antenas a causa de la distinta anchura de sus haces. En realidad, la comparación debe hacerse no en el centro de la cobertura mostrada, sino en su periferia, en la cual el flujo de potencia debe conservarse en el mismo valor en ambos casos, incluyendo en el cálculo las distancias  $d_1$  y  $d_2$ , en lugar de  $h_1$  y  $h_2$ , así como tomar en cuenta la curvatura de la Tierra. Si así se hace, por ambas causas el resultado es desfavorable para los satélites de órbitas bajas, en forma más acentuada mientras menor sea su altura  $h$ , debido a que para ellas la distancia  $d$  es proporcionalmente mayor, indicando que requieren emitir más potencia que uno geostacionario para la misma cobertura. Considerando dichos factores, para tener la misma cobertura y pise en su periferia que uno geostacionario que cuente con un haz de  $6.9^\circ$  de anchura, un satélite con altitud de 800 km debe tener un haz de  $123^\circ$  de anchura y emitir una potencia mayor en 1.74 dB que la de aquel, suponiendo que ambos se encuentren en el cenit vistos desde el centro de su cobertura. Si el geostacionario se encuentra a una elevación baja respecto del horizonte, visto desde la cobertura, las potencias requeridas de ambos satélites serán esencialmente iguales.

Adicionalmente, en los enlaces con terminales móviles de cualquier sistema debe contarse con mayores márgenes de potencia para la operación que en los de las fijas (hasta 20 dB o más según sus objetivos de diseño), debido a que en el entorno variable en que operan se presentan obstáculos y reflexiones que causan deterioros de diversa importancia para la comunicación. No obstante, las terminales móviles personales deben radiar la menor energía posible, por lo que se diseñan con ese objetivo; como consecuencia, si se reduce su radiación es necesario que la ganancia de la o las antenas receptoras del satélite sean mayores en la proporción necesaria para compensar la reducción de potencia ascendente, lo cual conduce a que la cobertura de cada haz del satélite también deba reducirse.

Considerando otro aspecto de la directividad de las antenas, debemos notar que para los servicios móviles prestados por satélites de cualquier altitud se emplean antenas con ganancias extraordinariamente diferentes, ya que en las estaciones terminales móviles es miles de veces menor que en las fijas de los enlaces de conexión que encaminan la comunicación hacia las redes terrenales.

### 3.3 OTRAS PÉRDIDAS

#### 3.3.1 ABSORCIÓN

La parte baja de la atmósfera produce absorción de las ondas de radio, la cual depende de parámetros que pueden ser fijos, como la frecuencia de la portadora, el ángulo de elevación de la antena y la altura de cada estación terrena sobre el nivel del

mar, y variables, como la densidad del vapor contenido en el aire y la temperatura al nivel del terreno. El factor más inestable es la densidad del vapor, que puede tener fluctuaciones de efecto considerable.

El fenómeno de absorción en la atmósfera, aunque no tiene un valor constante, está siempre presente, y es parte de las condiciones de *propagación a cielo despejado* que se encuentran en ausencia de fenómenos hidrometeorológicos como la lluvia, o de tormentas con partículas sólidas como la nieve o la arena.

En las bandas de frecuencia alrededor de 22.2 y de 57 MHz ocurren las primeras resonancias del vapor de agua y del oxígeno, respectivamente, en las que la absorción atmosférica puede ser muy alta, por lo que no se usan para enlaces ascendentes o descendentes, pero pueden emplearse para enlaces entre satélites.

Las pérdidas por esta causa son muy bajas a los ángulos más usuales de elevación de la trayectoria de un enlace, a los cuales pueden ignorarse a frecuencias hasta de 10 GHz y alcanzan menos de 0.5 dB hasta 15 GHz. Este es el caso en los sistemas de órbitas bajas (por la gama de frecuencias en que operan), y en la mayoría de los sistemas geoestacionarios nacionales, en que los ángulos de elevación son mayores de 20°, salvo en los de países muy cercanos a los polos. Para ángulos de elevación mayores de 10°, se pueden emplear los valores de absorción mostrados en la figura 3.3, calculados para estaciones terrenas al nivel del mar a una temperatura cercana a 15°C (una variación de temperatura de 1°C produce una variación contraria de la absorción menor a 1%).

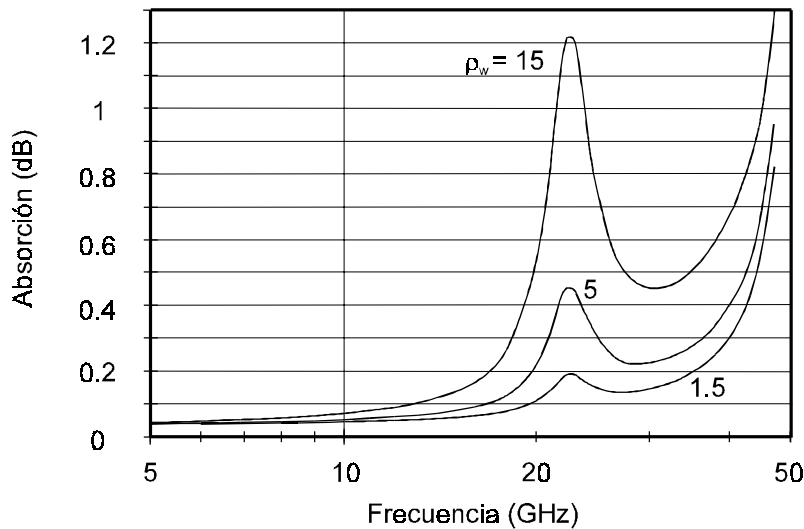


Figura 3.3 Absorción atmosférica en dirección del cenit. Para determinar la absorción a cualquier ángulo de elevación mayor a 10° se divide el valor seleccionado entre el seno de dicho ángulo.  $\rho_w$  = densidad de vapor en  $\text{gr/m}^3$

A frecuencias superiores a 10 GHz y ángulos de elevación muy bajos, como pueden ocurrir en algunos sistemas geoestacionarios internacionales cuando se diseñan enlaces para comunicar una estación terrena cerca del borde de una huella de cobertura geográfica global (toda la superficie que puede ser visible desde el satélite), la absorción tiene un valor significativo. Por ejemplo, a un ángulo de elevación de 5° y frecuencia de 14 GHz, estando la estación terrena al nivel del mar, la absorción en un solo tramo es aproximadamente

$$A_g = 0.8 \text{ dB} \quad \text{a } 5^\circ\text{C}, \rho_w = 5 \text{ gr} / \text{m}^3$$

$$A_g = 1.1 \text{ dB} \quad \text{a } 25^\circ\text{C}, \rho_w = 15 \text{ gr} / \text{m}^3$$

A una altura de la estación terrena sobre el nivel del mar de 1000 m, los valores correspondientes son: 0.7 y 1 dB, respectivamente.

### 3.3.2 REFRACCIÓN Y CENTELLEO

La variación de la densidad de la atmósfera con la altura y sus variaciones por discontinuidades y turbulencias producen refracción de las ondas, con el resultado de que la trayectoria de propagación se desvía levemente en su recorrido, produciendo múltiples trayectorias que llegan a un punto de recepción con diferencias menores en la longitud del trayecto y en la fase. Como resultado de la suma vectorial de las ondas recibidas de distintas trayectorias puede producirse refuerzo o cancelación parcial de la señal en forma de desvanecimientos o fluctuaciones rápidas conocidas como centelleo<sup>[5]</sup>.

Este efecto depende de diversos parámetros. Es mayor en las frecuencias altas y en ángulos de elevación bajos. También es mayor en las regiones tropicales, en verano y en tiempo nublado (el causado por la Troposfera<sup>[12]</sup>).

En frecuencias alrededor de 11 GHz, puede haber variaciones de la amplitud de la señal de 0.3 dB el 1% del tiempo y en 20 GHz las variaciones cresta a cresta son generalmente menores de 1 dB para ángulos de elevación superiores a 10°. A ángulos menores de 5°, puede haber desvanecimientos de varios dB, pero generalmente su duración es de solo pocos segundos.

La ionosfera, que consiste de capas inestables de partículas ionizadas, principalmente a más de 100 km de altura, produce también un efecto de centelleo<sup>[1]</sup> que varía considerablemente con la fase del ciclo de las manchas solares, con la hora del día y con otros factores. En este caso, el mayor efecto se produce en bandas muy bajas, con menor intensidad entre 1 y 6 GHz y excepcionalmente a mayores.

Tanto el centelleo troposférico como el ionosférico tienen en común su bajo valor durante la mayor parte del tiempo en los ángulos de elevación más comunes, y duraciones muy cortas en las ocasiones en que alcanzan mayor intensidad. Por tanto,

es usual que en condiciones de cielo despejado los enlaces queden protegidos para este propósito a las frecuencias altas con los márgenes de potencia reservados para las condiciones de lluvia. Asimismo, para condiciones de precipitación de lluvia, tanto el efecto de centelleo como otros en la atmósfera normalmente están incluidos en la información que sirve como base para el cálculo de las atenuaciones correspondientes.

Aparte del centelleo, la ionosfera produce rotación de la polarización llamada de Faraday. Este efecto es importante a frecuencias inferiores a 1 GHz, por lo que a dichas frecuencias es preferible emplear redes de polarización circular. La rotación de Faraday es inversamente proporcional al cuadrado de la frecuencia, y proporcional a la integral del producto de la densidad de electrones en la ionosfera por la componente del campo magnético terrestre en la dirección del trayecto de propagación. Su valor mediano presenta variaciones diurnas, estacionales y de ciclo solar sumamente regulares, que pueden predecirse, aunque durante breves lapsos se pueden presentar desviaciones irregulares muy notables. Las variaciones regulares del valor mediano, si las circunstancias lo hacen conveniente, pueden ser compensadas por medio de ajuste de la polarización en la estación terrena receptora.

### 3.3.3 ATENUACIÓN POR LLUVIA

La degradación ocasional más importante de la relación  $C/N$  se debe a la pérdida de potencia originada por la lluvia. Las atenuaciones por lluvia a las frecuencias altas obviamente son función de su intensidad (ver figura A.5 del apéndice A), crecen en forma muy rápida con la frecuencia hasta 50 GHz y son mayores a ángulos bajos de elevación de las antenas de las estaciones terrenas.

Por su importancia se han hecho multitud de estudios teóricos y mediciones de campo y de laboratorio, habiéndose también desarrollado diversos modelos generales empíricos para predecir sus efectos en un año medio. Están bien establecidos los fundamentos físicos de la atenuación específica por esta causa, pero las estadísticas que se requieren de mediciones de precipitación son todavía insuficientes en gran parte del mundo para asegurar una alta fiabilidad de cualquiera de los modelos. Además, la intensidad y distribución de la lluvia varía dentro de una misma región de un año a otro y de un sitio a otro, por lo que las predicciones, por refinadas que sean, pueden producir errores significativos en un plazo próximo, aunque son indispensables para la planificación a largo plazo.

Una de las imprecisiones más notables de la información disponible es que las mediciones de lluvia generalmente representan datos de precipitación acumulada en lapsos largos, y no se cuenta en la mayoría de los casos con información sobre los períodos cortos que son característicos en el deterioro de las señales, por lo que la conversión de los datos a una distribución estadística hipotética en el tiempo introduce una fuente adicional de error. La causa principal de este problema es que

no se utilizan en suficiente medida pluviómetros capaces de medir y registrar la precipitación en lapsos de 1, 5 o 10 minutos.

Se considera que si se dispone de datos estadísticos fiables sobre la atenuación a largo plazo que se hayan medido en un ángulo de elevación y en una frecuencia distintos que los que se requieren para una predicción, puede ser preferible trasladar la información disponible a la frecuencia y ángulo deseados, por los métodos diseñados para ese fin, en vez de utilizar un modelo general de predicción.

A menudo el operador de cada sistema nacional de satélites comerciales proporciona a los usuarios de capacidad satelital la información sobre márgenes de potencia necesarios, por cada ciudad o zona del país del que se trate, para lograr los objetivos de disponibilidad de tiempo de comunicación en un año medio elegidos al planificar sus redes.

En el Apéndice A se presenta un modelo completo de predicción para calcular la atenuación debida a la lluvia. Si se cuenta con mediciones locales a largo plazo de la atenuación por lluvia a una frecuencia diferente que la de interés, se puede aplicar las ecuaciones empíricas siguientes en la gama de frecuencias de 7 a 50 GHz para el mismo trayecto <sup>[3]</sup>, probablemente con resultados más fiables que empleando el modelo mencionado

$$A_2 = A_1 \left( \frac{g_2}{g_1} \right)^{1-H} \quad (3-9)$$

donde 
$$g(f) = \frac{f^2}{1+10^{-4}f^2} \quad \text{y} \quad H = 1.12 \times 10^{-3} \left( \frac{g_2}{g_1} \right)^{0.5} (g_1 A_1)^{0.55}$$

$A_1$  y  $A_2$  son valores equiprobables de la atenuación debida a hidrometeoros en las frecuencias  $f_1$  y  $f_2$  (en GHz), respectivamente.

El cálculo de la atenuación debe repetirse para cada trayecto de una red en el caso de los servicios fijos. Para los servicios móviles normalmente no se requiere dicho cálculo porque, salvo excepción, operan en frecuencias en las que la atenuación por lluvia es despreciable. Para los servicios móviles en banda Ku empleando satélites geoestacionarios el cálculo debe hacerse para el peor sitio dentro de cada zona de servicio.

La lluvia produce, además de la atenuación de la señal útil, otros dos efectos de deterioro en los enlaces: aumenta la llamada *temperatura de ruido* de las antenas receptoras, y hace girar en cierta medida la polarización de las ondas, cuya consecuencia más notable es la interferencia en la polarización cruzada, por transpolarización, cuando se emplea reutilización de frecuencias mediante dos polarizaciones lineales en la misma banda. Este último efecto es de poca consideración para las polarizaciones lineales horizontal y vertical, al compararlo con el causado en la polarización circular o en la polarización lineal a otros ángulos. La recepción de la portadora en que ocurre la despolarización tiene una pérdida que

es despreciable hasta  $10^\circ$  o más de giro, pero la interferencia en la polarización ortogonal puede ser importante con solo  $2^\circ$  o menos.

La temperatura de ruido se trata en otro título de este capítulo, y la transpolarización por lluvia puede calcularse por el procedimiento propuesto en el Apéndice A.

#### 3.3.4 OBSTÁCULOS

En los sistemas móviles las terminales pueden operar en condiciones muy variables y a través de obstáculos de diversa importancia, por lo que, de acuerdo con los objetivos establecidos para su diseño, se debe considerar un margen suficientemente amplio para proteger a los enlaces de pérdidas de potencia de esa naturaleza. Los márgenes de potencia excedentes para estos casos pueden alcanzar 10 dB o más, dependiendo de cuales sean las peores condiciones en que, como objetivo de servicio, se requiere la disponibilidad de la comunicación.

#### 3.3.5 VARIACIONES ADICIONALES DE POTENCIA

La variación de los parámetros de propagación de los satélites y de las estaciones terrenas, así como el desajuste de los dispositivos mecánicos en éstas, produce variaciones en las características de sus enlaces. Por ejemplo, la oscilación del apuntamiento de un satélite, incluso dentro de los límites de sus especificaciones, produce una variación de la ganancia de sus antenas respecto de posiciones geográficas fijas que puede ser de consideración en la periferia de la cobertura. También, el desajuste de la polarización lineal de una estación terrena fuera de la tolerancia en sus especificaciones produce interferencia adicional que se presenta como ruido en los enlaces de las redes que operen en la polarización contraria, si es el caso.

Tanto las especificaciones de los satélites como las de las estaciones terrenas corresponden normalmente al peor caso, por lo que las fluctuaciones de los parámetros dentro de tolerancia no producen degradación de la comunicación por falta de potencia recibida. Por otro lado, la oscilación del apuntamiento, al llegar al extremo de su tolerancia en el cual aumenta la ganancia de las antenas de un satélite en la periferia de la zona de servicio, aumenta lo que se denomina intermodulación, que representa ruido adicional en los transpondedores que operan con multiportadoras cerca de los límites de potencia máxima posible, o puede causar la saturación de un transpondedor que opere con una sola portadora cerca de saturación. Este efecto se acentúa en la medida en que es mayor la variación de la ganancia de las antenas del satélite en la periferia de la cobertura para una variación determinada en el apuntamiento, y puede o no ser significativo, dependiendo también



de la proporción de capacidad de un transpondedor que sea ocupada por estaciones terrenas que operen en una parte de la periferia de la cobertura. Por esa razón, si se asigna una parte importante de la capacidad de un transpondedor a estaciones que operen en un extremo o fuera de su área de cobertura, y el gradiente de la ganancia de las antenas del satélite es alto en esa dirección, debe asegurarse un margen de protección adecuado, para evitar alguno de los efectos indeseables mencionados, ya que estarán expuestas permanentemente a la oscilación del apuntamiento. Por ejemplo, si un satélite geoestacionario de cobertura nacional tiene en la periferia de ésta una variación de la ganancia de su antena de 25 dB por grado de desviación del apuntamiento, una oscilación del éste de solamente  $\pm 0.04^\circ$  producirá una variación de la potencia recibida en el satélite de  $\pm 1$  dB, de estaciones ubicadas en dicha parte de la huella.

En el caso de sistemas internacionales geoestacionarios, un haz de gran cobertura geográfica puede abarcar estaciones terrenas que operen con ángulos de elevación muy bajos, por lo que los efectos mencionados se ven acentuados por las variaciones de las características de la troposfera, ya que a dichos ángulos son más notables los efectos de los cambios generales y perturbaciones en el medio de propagación.

Al tomar en cuenta los factores anteriores puede no modificarse el cálculo de pérdidas de potencia, pero si alterarse otros parámetros para optimar el enlace, como se verá más adelante.

El desajuste de los dispositivos de las estaciones terrenas que afecten las características de los enlaces de la propia red o de otras redes, como de los polarizadores o del apuntamiento fuera de tolerancia, debe ser corregido inmediatamente, y no es necesario incluir márgenes de protección para estos casos en el diseño de los enlaces, o pueden incluirse con un valor bajo junto con otras pérdidas imprevistas.

### 3.4 BALANCE DE POTENCIA

La potencia  $C_T$  para una portadora, suministrada por el amplificador de potencia de una estación terrena o de un transpondedor de satélite, está sujeta a pérdidas en los circuitos eléctricos y a todas las pérdidas de propagación mencionadas anteriormente, por lo que la potencia recibida en la antena receptora es, de acuerdo con la ecuación 3-8

$$C = C_T - L_T + G_T - L_p + G_R$$

$$C = \text{pire} - L_p + G_R \quad \text{dBW} \quad (3-10a)$$

donde  $L_T$  representa las pérdidas en la guía de onda, polarizador y cualesquier otros elementos entre el amplificador de potencia y la antena y

$L_p$  son todas las pérdidas por propagación.

La potencia recibida por el primer amplificador en el punto de recepción es

$$C_R = C_T - L_T + G_T - L_p + G_R - L_R \quad \text{dBW} \quad (3-10b)$$

o

$$C_R = \text{pire} - L_p + G_R - L_R$$

donde  $L_R$  representa las pérdidas en la guía de onda o línea, y en cualesquier otros elementos entre la antena y el mencionado amplificador, como se muestra en la figura 3.4.



Figura 3.4. Parámetros que modifican la potencia del enlace en un trayecto.

### 3.5 RUIDO

#### 3.5.1 RELACIONES FUNDAMENTALES

El ruido electromagnético que puede degradar la operación de las redes por satélite se introduce por las antenas receptoras, en las unidades de equipo por fugas en otra, y también se genera internamente con efecto significativo en las etapas más sensibles. Es necesario estimar su valor para calcular la relación  $C/N$  (o la relación  $E_b/N_0$ ) de cada enlace de una red en las condiciones especificadas para su operación.

La estimación del ruido del enlace descendente captado por las antenas de las estaciones terrenas es compleja en el cálculo de los enlaces ya que depende de diversos parámetros tanto constantes como variables en el tiempo. Asimismo, la incidencia de los parámetros variables puede ser breve o prolongada y su importancia en algunos casos depende de los valores de los parámetros de valor constante respecto del tiempo, como son el diagrama de recepción de la antena y la ubicación de la estación terrena. En cambio, el ruido total a considerar en los enlaces ascendentes, es decir, en la cadena de recepción de un transpondedor, es relativamente fácil de estimar.

La potencia del ruido térmico generado en una resistencia debido a las fluctuaciones de la corriente eléctrica es

$$N = kTB \quad (W) \quad (3-11)$$

donde  $k$  es la constante de Boltzmann ( $1.38054 \times 10^{-23}$  julios/°Kelvin),

$T$  es la temperatura absoluta en grados Kelvin y

$B$  es la anchura de banda en que se mide el ruido.

El ruido proveniente del espacio introducido por una antena a un receptor puede considerarse equivalente al originado por una resistencia a una temperatura  $T$  tal que produzca la misma potencia en la misma anchura de banda, debido a que en ambos casos está constituido por energía incoherente estadísticamente distribuida.

En muchas de las expresiones para los cálculos de los enlaces se prefiere utilizar la densidad espectral de ruido  $N_0 = N/B = kT$  (W/Hz) o simplemente a  $T$ , que son independientes de la anchura de banda, en representación unívoca del ruido presente en un punto de recepción, en vez de la potencia de ruido  $N$ , de donde se deriva el concepto convencional de  $T$  como *temperatura de ruido*, cuyo valor numérico es  $N/Bk$ .

En el recorrido de la señal desde una antena hasta cualquier otro punto en una estación terrena puede haber ruido adicional o pérdidas introducidas por cada elemento, los cuales modifican la temperatura de ruido aparente que refleja todo el conjunto en un punto como *temperatura de ruido del sistema*. Tomando como referencia las terminales de la antena, la temperatura del sistema es, por definición

$$T_s = T_a + T_e \quad (3-12)$$

donde  $T_a$  es la temperatura de ruido de la antena proveniente del exterior y

$T_e$  es la temperatura de ruido en exceso equivalente de los demás elementos hacia las terminales de la antena.

Debido a que, a diferencia de la portadora que se origina en un solo punto, el ruido se introduce en el enlace en diversas partes, el concepto ficticio de temperatura de ruido del sistema permite simular que se introduce en un solo punto de cada trayecto y presentar el análisis final o balance de cada enlace en forma simplificada, usualmente desde la antena de la estación terrena transmisora hasta la antena de la receptora.

Se puede determinar el exceso de temperatura de ruido producido por cada elemento, por ejemplo, el de un amplificador suele representarse por un factor de ruido térmico  $F$ . En este caso

$$T_e = (F - 1) T_0 \quad (3-13)$$

donde  $T_0 = 290\text{K}$  o temperatura física de referencia de la Tierra. Si  $F$  se expresa en dB (como figura de ruido o  $NF = 10 \log_{10} F$ ), debe convertirse a su relación numérica equivalente cuando se aplica esta ecuación ( $F = 10^{NF/10}$ ), que es útil para convertir de factor de ruido a temperatura de ruido en exceso o viceversa. Sin embargo, en los amplificadores de muy bajo ruido (los de entrada inmediatos a la antena receptora) es más común que se proporcione directamente su temperatura de ruido.

En el caso de una atenuación, la temperatura de ruido excedente referida a su entrada es

$$T_e = T_0 (l - 1) \quad (3-14a)$$

donde  $T_0 = 290\text{K}$  y  $l$  es la relación de la potencia de entrada a la de salida (no en dB), con valor  $>1$ . El incremento a la temperatura de ruido de una antena, causado por la atenuación en la atmósfera o por la lluvia, equivale a la de un elemento pasivo, y está siempre referido a su salida, por encontrarse antes que aquella. En este caso,

$$T_e = T_0(l-1)/l \text{ o } T_e = T_R(l-1)/l \quad (3-14b)$$

donde  $T_0$  se aplica a la atmósfera y  $T_R$  o temperatura de lluvia se toma generalmente por el valor  $280\text{K}$ . Cuando la atenuación se representa como la relación de la potencia de salida a la de entrada del elemento atenuante  $a_{aten} = 1/l$  con valor  $<1$ , la ecuación (3-14b) equivale a  $T_e = T(1 - a_{aten})$ .

La temperatura de ruido equivalente combinada de los dos circuitos o elementos consecutivos mostrados en la figura 3.5, referida a la entrada del primero (terminal 1) se representa por

$$T_e = T_{e1} + \frac{T_{e2}}{G_1} \quad (3-15)$$

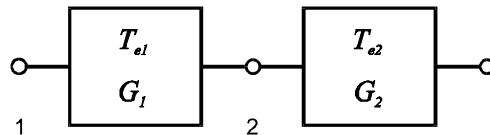


Figura 3.5 . Dos elementos consecutivos de una cadena de recepción

Es decir, la temperatura de ruido en exceso de cada elemento subsecuente se reduce en proporción a la ganancia del anterior para ser agregada a las demás, en caso de que la temperatura de ruido total se refiera a la entrada de éste, o se multiplica por la relación de atenuación si el elemento introduce atenuación,

considerada como el recíproco de ganancia. Al generalizar la ecuación 3-15 para  $n$  elementos, el término  $n$  sería

$$+ \frac{T_{en}}{G_1 \cdot G_2 \cdots G_{n-1}}$$

El punto de referencia para determinar la temperatura de ruido del conjunto de elementos o *temperatura de ruido del sistema* es usualmente las terminales de la antena, o alternativamente la entrada del amplificador conectado a ella en la cadena de recepción de una estación terrena o de un transpondedor de satélite, como muestra la figura 3.6.

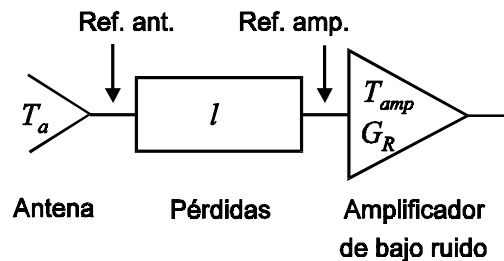


Figura 3.6. Tres elementos de una cadena de recepción

Si se toma como referencia las terminales de la antena,  $T_s$  se puede representar como

$$T_s = T_a + T_0(l - 1) + T_{amp}l \quad (3-16)$$

o como

$$T_s = T_a + T_0(l - 1) + T_0(F - 1)l \quad (3-17)$$

donde  $l$  es la relación de pérdidas o de atenuación de potencias (no en dB) e incluye cualquier pérdida en la línea, los alimentadores, guía de ondas, polarizador, filtros, etc. entre la antena y el amplificador de bajo ruido,  $T_{amp}$  es la temperatura de ruido del amplificador y  $F$  es el factor de ruido (no en dB) del mismo. La influencia de la temperatura de ruido de las componentes que siguen a dicho amplificador es casi despreciable en las estaciones terrenas, pero deben considerarse en la cadena de recepción de los satélites.

Para determinar la temperatura del sistema referida a la entrada del amplificador, se divide la ecuación (3-16) entre  $l$ .

Debe subrayarse la conveniencia de reducir las pérdidas representadas por  $l$  a una fracción de dB tan pequeña como sea posible, ya que cada aumento de las pérdidas de 0.2 dB aumenta 14 K la temperatura de ruido total por sí mismo y multiplica por 1.05 la de los elementos subsiguientes (referidos a la antena).

### 3.5.2 TEMPERATURA DE RUIDO DE LA ANTENA

En las estaciones terrenas la antena recibe una proporción significativa del ruido que constituye el del sistema, con posibles variaciones importantes de su valor en el tiempo. En cambio, cada antena de recepción de un satélite dirigida hacia la Tierra introduce una parte mayor, pero casi constante, del ruido en un transpondedor.

La temperatura de ruido de una antena ideal de haz infinitamente estrecho apuntando hacia el cenit, pero fuera de toda fuente espacial discreta de ruido intenso, sería menos de 5K a frecuencias por debajo de 10 GHz, para una atmósfera despejada. Al disminuir el ángulo de elevación aumenta la temperatura de ruido, que alcanza hasta unos 40 K para un ángulo de 5° a cielo despejado.

La temperatura de ruido de la antena de una estación terrena se integra a partir de la temperatura de ruido proveniente de cada dirección del espacio y de la Tierra, ya que además de captar ruido en el lóbulo principal recibe ruido por los lóbulos laterales y el posterior. En una antena que reciba en la banda de 4 GHz la evaluación de las contribuciones de ruido incluiría, entre otros, el de fondo cósmico de aproximadamente 2.8K, el ruido de la Tierra (típicamente 290K) en diversos lóbulos laterales y el producido por la troposfera en cielo despejado. Además, aunque en la ecuación 3-16 la relación  $l$  incluye diversos conceptos de pérdidas óhmicas, las originadas en el alimentador en realidad se producen antes de las terminales de la antena y pueden considerarse como parte de ella, que en este caso podrían representar unos 7K adicionales, por lo que la temperatura de ruido total a los mayores ángulos de elevación será cercana a 20K. La figura 3.7 muestra valores característicos de la temperatura de ruido de una antena operando a 4 GHz en función del ángulo de elevación de la misma.

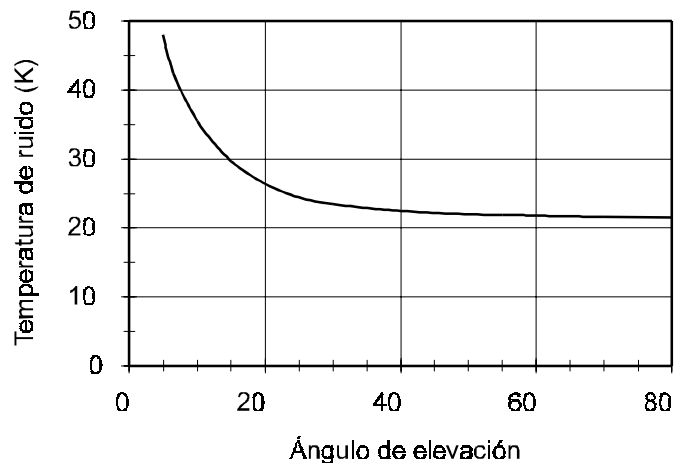


Figura 3.7 Valores característicos de la temperatura de ruido de una antena de 4.5 m de diámetro a 4 GHz

Cada fuente extensa o no puntual de ruido tiene una *temperatura de brillo* que puede ser o no ser diferente a cada frecuencia y en cada dirección, la cual representa su potencial de composición del ruido total de la antena. Cada una puede abarcar un ángulo sólido pequeño o amplio visto desde la antena receptora. A diferencia de la potencia útil que se recibe de un satélite o de una estación terrena, la cual se trata como proveniente de una fuente puntual, la potencia que se recibe de cada fuente extensa es proporcional a su temperatura de brillo, al ángulo sólido que ocupa vista desde la antena receptora y a la ganancia de ésta en cada dirección de dicho ángulo, es decir, la temperatura de ruido recibida de ella es la integración del producto de dichos tres parámetros, en cada ángulo sólido diferencial visto desde una antena.

Por ejemplo, aunque el Sol tiene una altísima temperatura de brillo, solo se encuentra en un ángulo de  $0.53^\circ$  de arco en una dirección cambiante respecto del eje de una antena del SFS, en tanto que el ruido de fondo cósmico tiene un valor bajo y constante en cualquier dirección sobre el horizonte y a cualquier frecuencia, en el ángulo sólido hemisférico que incluye el haz principal de la antena, ángulo que es complementario del que incluye el lóbulo posterior de la misma, en el cual se encuentra el ruido emanado de la Tierra. La temperatura de brillo de la atmósfera también abarca un ángulo sólido hemisférico, pero su valor cambia para cada ángulo de elevación y a cada frecuencia, además de ser ponderado, como en los demás casos, por los lóbulos de la antena.

En un extremo puede ser necesario considerar en detalle la distribución espacial y también la temporal de las distintas fuentes de ruido, como ocasionalmente puede requerirse para las estaciones de un telepuerto, o la estación TTS de un centro de control de satélites, para trabajos de investigación, o para otros análisis en que interese en alguna medida el valor de la temperatura de ruido en determinado momento específico. Sin embargo, para casi todos los cálculos de los enlaces la temperatura de ruido se estima en las condiciones típicas de operación, que no incluyen los fenómenos de importante interferencia ocasional, como el Sol en la dirección del lóbulo principal.

La temperatura aparente cambia con la frecuencia y con el ángulo de elevación. Abajo de 1 GHz, el ruido galáctico aumenta muy rápidamente con la reducción de la frecuencia, y la temperatura de ruido del espacio es mucho mayor que la temperatura de ruido del equipo receptor, pero es superado por el ruido artificial generado por el hombre en las zonas pobladas. A 1 GHz o un poco más la componente predominante puede ser el ruido galáctico o, según la ganancia y dirección de los lóbulos laterales de la antena, la causada por la superficie de la Tierra, que es el caso de algunas terminales móviles.

A más de 3 GHz los componentes absorbentes de la atmósfera y la superficie de la Tierra son las fuentes predominantes. En la gama de frecuencias de 3 a 10 GHz la temperatura de brillo de la tierra es aun bastante mayor que la de la atmósfera, pero

la antena capta solo parte de ella. Arriba de unos 10 GHz la temperatura de ruido se debe casi completamente a la atmósfera, cuyas características son muy cambiantes, lo cual se refleja en los datos de la figura 3.8 donde se incluye el efecto de la precipitación por lluvia en la zona geográfica donde se obtuvieron. Durante porcentajes del tiempo total menores que los incluidos en la gráfica la temperatura de ruido de la antena alcanza valores más altos que los mostrados, correspondiendo a intervalos cortos de precipitación muy intensa. En las bandas de mayor absorción gaseosa, la temperatura de ruido se aproximará mucho a la temperatura ambiente del medio absorbente (normalmente considerada de 290 K para la atmósfera de la Tierra).

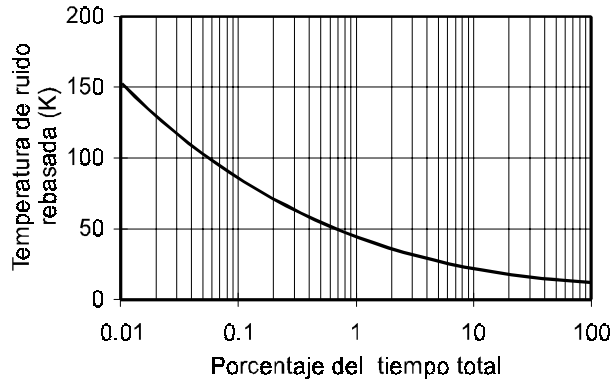


Figura 3.8. Ejemplo de valores excedidos de la temperatura de ruido de una antena operando a 11.7 GHz con elevación de 30°, para distintos porcentajes del tiempo total <sup>[10]</sup>

El cálculo de la temperatura de ruido puede hacerse a partir de la ecuación

$$T_a = \int_{\Omega_1} G_1 T_{b1} d\Omega_1 + \int_{\Omega_2} G_2 [\varepsilon T_{\text{sup}} + \rho T_{b2}] d\Omega_2 \quad (3-18)$$

- donde  $G_1$  es la ganancia de la antena en cada dirección del espacio,  
 $T_{b1}$  es la temperatura de brillo en cada dirección del espacio incluyendo el efecto de la atmósfera,  
 $\Omega_1$  es el ángulo sólido que abarca el espacio visto desde la antena,  
 $G_2$  es la ganancia de la antena en cada dirección de la superficie terrestre,  
 $\varepsilon$  es la emisividad de la superficie,  
 $T_{\text{sup}}$  es la temperatura física de la superficie modificada por la atmósfera en la trayectoria hacia la antena,  
 $\rho$  es la reflectividad de la superficie,  
 $T_{b2}$  es la temperatura de brillo  $T_{b1}$  atenuada por la atmósfera en la trayectoria superficie-antena, y



$\Omega_2$  es el ángulo sólido que abarca la superficie de la Tierra visto desde la antena.

La aplicación de la ecuación 3-18 (que no incluye pérdidas óhmicas), la cual sería necesario calcularla para cada momento característico, es muy laboriosa y no necesaria para servicios comerciales. Para dichos servicios es conveniente emplear una ecuación empírica simplificada para antenas de alta ganancia con reflector, en condiciones de cielo despejado, como la siguiente

$$T_a = T_{SK} + 0.2 T_0(1 - \eta_a^{1/2}) + T_L \quad (3-19)$$

donde  $T_{SK}$  es la temperatura de brillo atmosférico a cielo despejado obtenida de la figura 3.9 o determinada para otras condiciones típicas, al ángulo del eje de la antena respecto del horizonte que corresponda, más el brillo extraterrestre cósmico y galáctico obtenido de la figura 3.10,

$T_0$  es la temperatura de la Tierra, generalmente considerada 290K,

$\eta_a$  es la eficiencia esperada de la antena (título 6.2.1 del Capítulo 6) y

$T_L$  es el incremento de temperatura por pérdidas óhmicas en la antena, que representa normalmente entre 5 y 8 K.

La ecuación anterior puede usarse para la planeación inicial del enlace, pero un valor más cercano al real también puede ser proporcionado por el proveedor de la antena para cada ángulo de elevación y para las condiciones atmosféricas más comunes. En las bandas en que es significativo el efecto de la lluvia que produzca una relación de atenuación  $l_R$  de la portadora, si llamamos  $T_1$  a la suma de los dos primeros términos de la ecuación 3-19, su valor debe ser substituido por

$$T_1' = \frac{T_1}{l_R} + \frac{(l_R - 1)T_R}{l_R} \quad (3-20)$$

donde  $T_R$  puede considerarse 280K.

Las ecuaciones 3-19 y 3-20 corresponden a las dos condiciones de operación que más interesan en los servicios comerciales. El empleo de la ecuación simplificada 3-19 para la temperatura de ruido de la antena, que incluye en forma aproximada las integraciones de la ecuación 3-18, no se puede justificar solamente por el hecho de que un cálculo más exacto sea muy difícil, sino principalmente por el efecto que un error determinado en su valor tenga en el valor de  $C/N$  global del enlace.

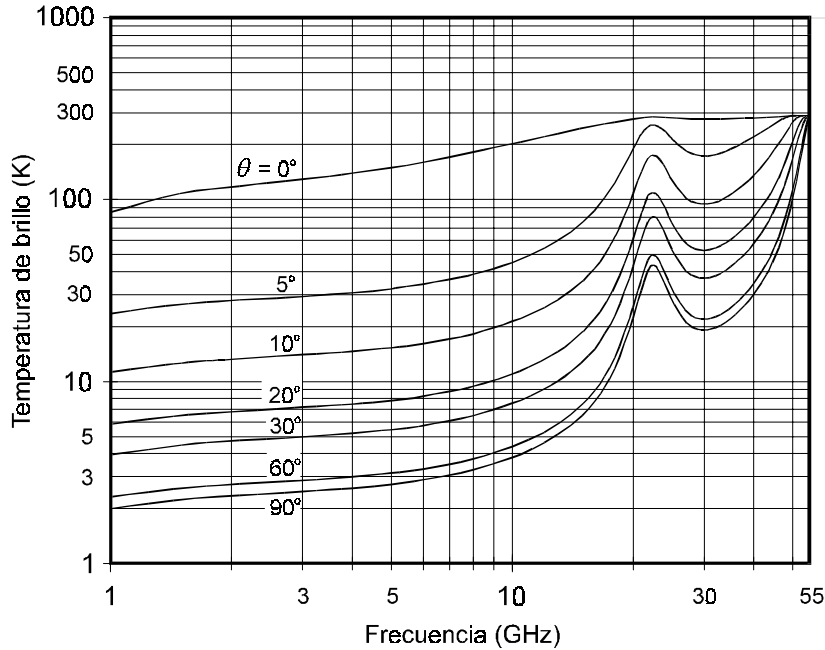
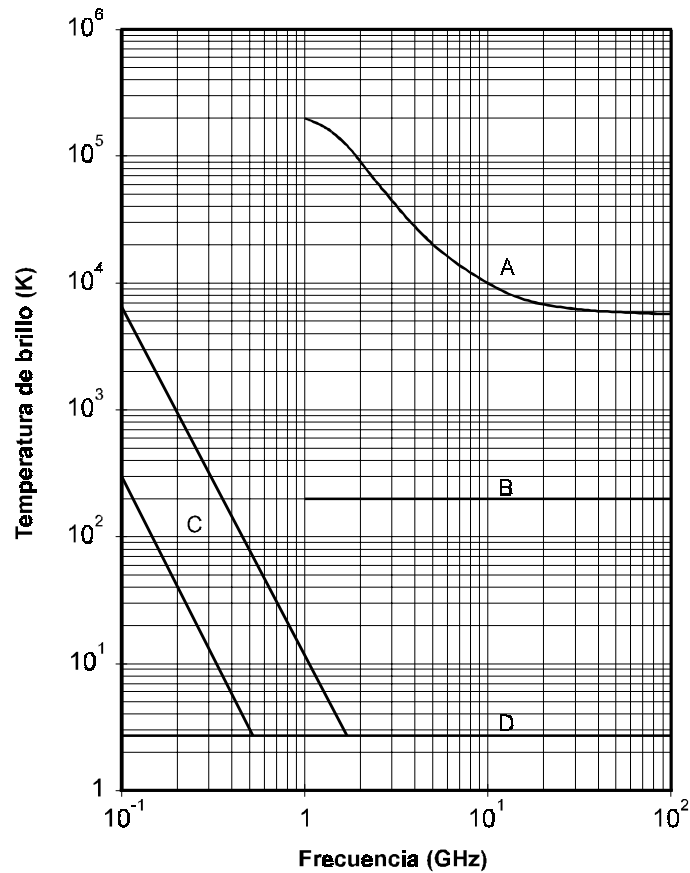


Figura 3.9. Temperatura de brillo de la troposfera (con atmósfera despejada) de 1 a 55 GHz, para una concentración de vapor de agua de  $10 \text{ g/m}^3$ .  $\theta$  representa el ángulo de elevación

Un análisis de sensibilidad a este respecto permite comprobar que en un enlace típico en la banda de 4/6 GHz, con una antena receptora en el enlace descendente cuya temperatura de ruido se estime en 23K, y en el cual los valores de temperatura de ruido de la cadena de recepción siguiente sean tales que la temperatura de ruido del sistema referida a la antena sea de 100K, una variación de 43% en la temperatura de ruido de la antena (aproximadamente 10K), produce un cambio de 10% en la temperatura del sistema y entre 2.5 y 3% en la relación  $C/N$  global (no en dB), que corresponde aproximadamente a 0.1 dB, y que prácticamente es despreciable.

En otro caso, para un enlace digital típico en la banda de 11/14 GHz con reutilización de frecuencias, se encuentra que una variación de la temperatura de la antena, que en conjunto con los demás elementos produzca un cambio de 16 % en la temperatura del sistema referida a la antena receptora del enlace descendente (6% mayor que en el anterior ejemplo), produce una variación de 5 % en la relación  $C/N$  global o sea 0.2 dB. Por supuesto que si la variación calculada de la temperatura de ruido de la antena se debe a una variación de la atenuación del enlace, el efecto resultante total será la combinación de ambos y por tanto de un valor mayor al señalado.

La contribución del ruido extraterrestre a la temperatura de ruido total se puede apreciar de la información de la figura 3.10.



**Figura 3.10. Fuentes de ruido extraterrestre** <sup>[7]</sup>. A: Sol en reposo, B: Luna, C: gama de ruido galáctico, D: ruido de fondo cósmico. El máximo de ruido galáctico corresponde a la dirección de la Vía Láctea

El Sol y la Luna aumentan considerablemente la temperatura de ruido de la antena en los intervalos de tiempo en que inciden sobre el lóbulo principal o los lóbulos secundarios mayores. La temperatura de ruido que produce el Sol cuando incide en el eje principal de una antena cuya anchura de haz sea 0.5° o menor es extraordinariamente alta e impide toda comunicación, por lo que, aunque no es necesario incluirla en los cálculos de temperatura de ruido, es útil conocer el intervalo de tiempo durante el cual se producen las interrupciones, empleando el procedimiento señalado en el título sobre eclipses e interferencia de cuerpos celestes del Capítulo 8. Su efecto en la temperatura de ruido de antenas cuya anchura del haz sea mayor de 0.5° disminuye aproximadamente por un factor  $(0.5/\theta)^2$ , donde  $\theta$  es la anchura del haz en grados. En el caso de los sistemas geoestacionarios los intervalos

en que ocurre la interferencia del Sol dependen de la ubicación geográfica de las estaciones terrenas que tengan antenas de alta ganancia, de la posición del satélite en la órbita y de la combinación de movimientos de la Tierra respecto del Sol, por lo que se presenta en 2 períodos anuales de 21 días cada uno durante los equinoccios o cerca de ellos. Cada interferencia puede durar minutos (la ecuación 8-94 del Capítulo 8 permite determinar su duración máxima) y ocurre a cada antena en distinto intervalo de tiempo, siendo el número de días de afectación en cada período aproximadamente 5 veces la anchura del haz de la antena en grados. En el caso de los satélites de órbitas diferentes a la geoestacionaria, para determinar los parámetros de la interferencia se requieren las ecuaciones de la trayectoria del satélite en su órbita.

Las antenas de terminales para servicio móvil tienen poca directividad a fin de evitar su desapuntamiento, por lo que su temperatura de ruido se considera igual para todas las del mismo tipo y debe ser proporcionada por el fabricante.

Por otra parte, la anchura del haz de las antenas receptoras de satélite dirigidas hacia la Tierra se diseña para cubrir una parte o la totalidad de ésta que es visible desde el satélite, por lo que su temperatura de ruido generalmente se considera de 290 K, la cual no es afectada por la atmósfera debido a que está a esa misma temperatura. Aun cuando dicho valor puede variar, debido a diferencias de la emisividad de la Tierra desde distintas áreas hacia una posición orbital, es el valor usualmente utilizado por lo menos en las bandas de 4Ghz o mayores.

### 3.5.3 TEMPERATURA DE RUIDO DE LOS AMPLIFICADORES

La temperatura de ruido del primer amplificador de la cadena de recepción de una estación terrena (llamado amplificador de bajo ruido o ABR debido a que es un producto especialmente diseñado y seleccionado en este aspecto) es mayor en las bandas de frecuencia más altas. Existen tres tipos básicos de estos amplificadores: paramétrico refrigerado por medio de helio, enfriado termoeléctricamente por efecto Peltier y de efecto de campo sin enfriar.

Aunque el amplificador refrigerado es el de más baja temperatura de ruido, es también el más complicado, costoso y con mayor riesgo de falla, por lo que su uso está casi abandonado. Actualmente el amplificador más empleado en las estaciones terrenas y en los satélites es el de efecto de campo sin enfriar, ya que existen nuevos tipos con mejora substancial en este aspecto conocidos por la sigla HEMT. Los fabricantes de los ABR los producen tanto con las temperaturas de ruido más típicas, como con más bajas, para aplicaciones en las que éstas últimas sean útiles.

La temperatura de ruido adicional en la banda C que generan los ABR en una estación terrena es típicamente de 15 K el refrigerado, de 35K el enfriado por efecto Peltier y de 70 K el de efecto de campo sin enfriar. En la banda Ku los valores típicos son: 45K el paramétrico refrigerado, 80 a 100K el paramétrico enfriado

termoeléctricamente y 130K o más el de efecto de campo sin enfriamiento, aunque este tipo puede también enfriarse por efecto Peltier. En los satélites la temperatura de ruido del amplificador receptor de toda la banda, incluyendo los demás elementos adicionales al preamplificador de bajo ruido, excepto la antena, puede estar en el intervalo de 270 a 350K.

### 3.6 RELACIÓN C/N TOTAL DEL ENLACE

Incluyendo en la ecuación 3-6 todas las pérdidas de propagación y dividiendo entre  $N$  se obtiene para un trayecto la relación de portadora a ruido térmico

$$\frac{C}{N} = \frac{\text{pire}}{l_p k B} \left( \frac{G_R}{T_s} \right) \quad (3-21)$$

donde  $l_p$  es el producto de las relaciones de atenuación (no en dB) por pérdidas de propagación y  $N = kBT_s$ .

La relación  $G_R/T_s$  es conocida simplemente como  $G/T$ , con la denominación de factor de calidad de la estación receptora ya que contiene los parámetros propios más importantes de ella, y al aumentar mejora proporcionalmente la relación  $C/N$ .

Es muy frecuente emplear la densidad espectral de ruido  $N_0$  en lugar de  $N$ , quedando

$$\frac{C}{N_0} = \frac{\text{pire}}{l_p k} \left( \frac{G_R}{T_s} \right) \quad \text{Hz} \quad (3-22)$$

que en representación logarítmica es

$$\frac{C}{N_0} = \text{pire} - L_p - k + \frac{G_R}{T_s} \quad \text{dBHz} \quad (3-23)$$

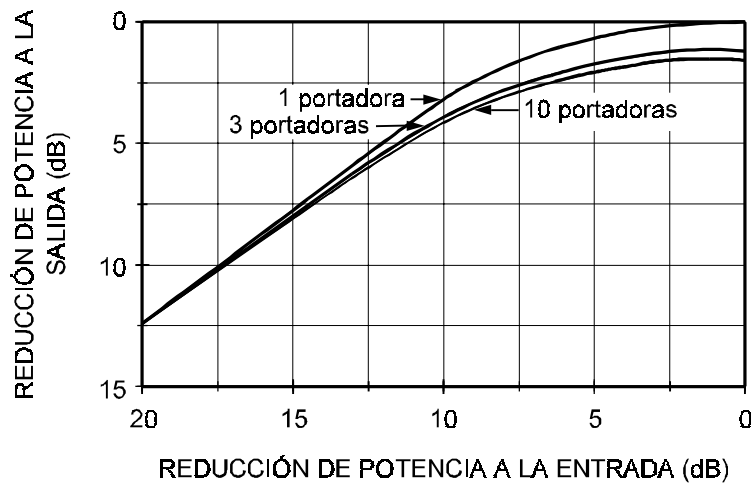
donde  $k = -228.6$  dB/K en representación logarítmica

La combinación del enlace ascendente con el descendente determina la relación de señal a ruido en la antena de la estación terrena receptora. El valor requerido puede obtenerse en forma óptima con valores adecuados de los parámetros que intervienen, para lo cual deben tomarse en cuenta la características no lineales asociadas con los límites de operación del satélite.

Es bien sabido que los amplificadores no operan en una relación perfectamente proporcional o lineal de la señal de salida al variar la de entrada y que al introducir más de una señal simultánea en un amplificador se genera un espectro de ondas

espurias por el efecto llamado intermodulación, el cual aumenta en proporción al operar en su parte menos lineal, que corresponde a las proximidades del punto de saturación del amplificador, es decir, cerca de la máxima amplitud de la señal que puede producir en su salida. La falta de linealidad no afecta sensiblemente la calidad de la mayoría de los enlaces cuando opera en un amplificador solo una portadora, y tiene un efecto menor cuando operan dos o tres. En cambio, en un transpondedor con múltiples portadoras, se genera un gran número de ondas espurias que interfieren las señales útiles al actuar como ruido adicional que degrada los enlaces, como se precisa en el apéndice B.

La figura 3.11 muestra la característica de transferencia de potencia típica de un transpondedor que emplea como amplificador de potencia un tubo de ondas progresivas, en la cual se aprecia la falta de linealidad de salida a entrada. Los transpondedores que emplean amplificadores de potencia de estado sólido tienen una linealidad mucho mayor que la mostrada. La no linealidad instantánea, que es la responsable de la intermodulación, tiene características similares a las curvas de la figura.



**Figura 3.11** Relación entre la potencia de entrada y de salida de un tubo de ondas progresivas en función de la reducción de potencia respecto de saturación

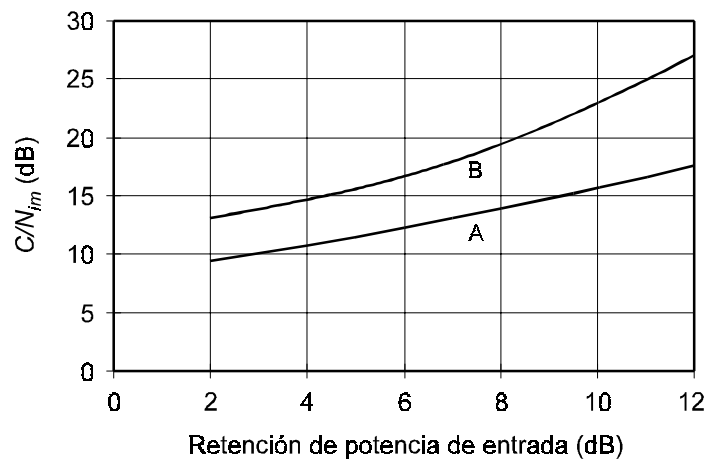
Una mayor linealidad se obtiene operando a una potencia menor. Operando hipotéticamente 10 o más portadoras, con cero reducción de potencia de entrada, hay una diferencia de la potencia de salida de aproximadamente 1.5 dB respecto de la de saturación con una portadora, la cual disminuye conforme aumenta la reducción de potencia. La menor potencia de salida útil operando con múltiples portadoras tiene

relación con la energía que se pierde al convertirse en emisiones espurias que deben tratarse como ruido.

Los productos de intermodulación aumentan si todas las portadoras tienen la misma separación en frecuencia de centro a centro, y disminuyen si las portadoras más grandes se ubican en los extremos de frecuencia del transpondedor.

Se requiere realizar un análisis para determinar la reducción de potencia respecto al punto de saturación o *retención de potencia* (back off en inglés) que deberá aplicarse al conjunto de las portadoras, y a cada una de ellas, para que disminuyan en proporción conveniente las ondas espurias, ya que una retención muy grande perjudica la calidad del enlace, porque deteriora otros parámetros. A cada valor de la retención de potencia de entrada  $BO_i$ , corresponderá un valor de la retención de potencia de salida  $BO_o$ .

El operador de cada sistema de satélites tiene disponibles valores de intermodulación para redes típicas en cada transpondedor de sus satélites en distintas condiciones de retención de potencia y los proporciona en la información técnica para los usuarios. Como ejemplo de los valores que pueden esperarse de la relación de portadora a intermodulación  $C/N_{im}$  se muestran 2 curvas típicas en la figura 3.12.



**Figura 3.12** Relación de portadora a ruido de intermodulación para un transpondedor operando con un número alto de portadoras, en función de la retención de potencia. (A) con amplificador de potencia de tubo de ondas progresivas y (B) con amplificador de estado sólido

Para transpondedores de tubos de ondas progresivas se puede estimar un valor aproximado en el centro del transpondedor (peor caso), incluyendo la conversión de modulación de amplitud a modulación de fase MA-MPH y con portadoras espaciadas uniformemente por medio de:  $C/N_{im} = K_n + 0.82BO_i$ , para  $2 \leq BO_i \leq$

12, donde  $K_n$  tiene los valores 10, 9.5 y 8.6 para  $n = 6, 12$  y 500 portadoras en un transpondedor, respectivamente.

Empleando circuitos linealizadores se puede mejorar la relación  $C/N$  por intermodulación de los transpondedores que emplean tubos de ondas progresivas en 6 dB o más para una retención de potencia de entrada de 8 dB y en menor proporción para valores de retención más bajos. Por otro lado, en los transpondedores que operan con portadoras activadas por voz, la relación  $C/N_{im}$  puede mejorar en cerca de 4 dB respecto de los valores mostrados en la figura 3.12. En el Apéndice B se tratan en mayor extensión la intermodulación, la conversión de modulación de amplitud a modulación de fase y las distorsiones lineales.

Los efectos de intermodulación no deben considerarse solo en los repetidores de satélite, sino también en las estaciones terrenas maestras que operan con múltiples portadoras simultáneas en un mismo amplificador de potencia, como en el caso de un telepuerto.

Por otra parte, la densidad de flujo para saturación  $\psi$  es el valor de la densidad de flujo de potencia de una sola portadora, recibida en la antena de un satélite, que produce la saturación a la salida de un transpondedor. Este es un parámetro que interviene en ecuaciones del enlace ascendente, el cual se relaciona con las limitaciones de potencia de salida y con los fenómenos de intermodulación al combinarlo con la retención de potencia de entrada en operación con multiportadoras, como se verá posteriormente.

Considerando solo el espacio libre, de la ecuación (3-5) se encuentra que la densidad de flujo de potencia  $\phi$  recibida en la antena de un transpondedor es

$$\phi = \frac{\text{pire}_U}{4\pi d^2} = \frac{\text{pire}_U}{l_{sp}} \frac{4\pi}{\lambda^2} \quad \text{W/m}^2 \quad (3-24)$$

donde  $\text{pire}_U$  corresponde a la estación terrena transmisora. La ecuación anterior expresada en decibelios es (representando a  $10 \log [4\pi/\lambda^2]$  solo como  $4\pi/\lambda^2$ )

$$\phi = \text{pire}_U - L_{sp} + \frac{4\pi}{\lambda^2} \quad \text{dBW/m}^2 \quad (3-25)$$

donde  $L_{sp} - 4\pi/\lambda^2 = 4\pi d^2$  es la pérdida por divergencia de los haces expresada en dB ( $4\pi/\lambda^2 = 20 \log f + 21.46$  en dB, estando  $\lambda$  en m y  $f$  en GHz). El valor de  $\phi$  se verá afectado también por cualquier otra pérdida permanente o transitoria, que se agrega a  $L_{sp}$  para sustituirla como un conjunto de pérdidas representadas por un símbolo diferente o se resta individualmente en la ecuación. Sin embargo, el valor máximo de  $\phi$  será en cualquier momento el determinado por las pérdidas mínimas permanentes



por distancia y por las condiciones atmosféricas más favorables que determinan también el valor de  $\text{pire}_U$  de la estación terrena dado el valor máximo de  $\phi$  deseado.

Expresando a  $\text{pire}_U$  en función de  $\phi$ , de (3-23) aplicada al enlace ascendente se obtiene

$$\left( \frac{C}{N_0} \right)_U = \phi - \frac{4\pi}{\lambda^2} + \left( \frac{G}{T_s} \right)_U - k \quad \text{dBHz} \quad (3-26)$$

Si  $\phi = \psi$  en operación con una sola portadora, o aun un poco menor en operación con multiportadoras, produciría la saturación del transpondedor, por lo que para reducir los efectos de intermodulación en este último caso su valor debe ser menor. La operación a un determinado valor de retención de potencia de entrada  $BO_i$  hace que  $\phi = \psi - BO_i$ , por lo que la ecuación 3-26 queda

$$\left( \frac{C}{N_0} \right)_U = \psi - \frac{4\pi}{\lambda^2} + \left( \frac{G}{T_s} \right)_U - BO_i - k \quad (3-27)$$

El valor de  $\psi$  aumenta al reducir la ganancia interna del transpondedor. Una reducción de la ganancia interna de un transpondedor requiere de una mayor  $\text{pire}$  transmitida por las estaciones terrenas que operen con él, y puede aplicarse si es necesario reducir proporcionalmente los efectos de interferencia al satélite causados por las estaciones terrenas de otros sistemas o de redes terrenales que operen en la misma frecuencia, por lo que es necesario ajustar los parámetros a los valores que mejoren en algún aspecto en particular los enlaces previstos en un transpondedor.

Aunque el valor de  $\text{pire}_U$  requerido para un enlace debe determinarse por medio de los demás parámetros del enlace ascendente, normalmente los amplificadores y antenas de las estaciones terrenas se seleccionan con capacidad de generar un valor mayor,  $\text{pire}_{ET}$ , lo que permite contar con un margen y realizar en el futuro ampliaciones de la red, el cual debe ajustarse al necesario para la portadora en cuestión mediante una reducción de potencia, similar a las retenciones de potencia en el transpondedor, pero que puede tener los propósitos antedichos. Por supuesto que en estaciones con múltiples portadoras una de las funciones de contar con suficiente potencia máxima o con linealizadores es, como en el caso de los transpondedores, reducir la intermodulación. La mencionada reducción o ajuste puede representarse por  $BO_{ET}$  en decibelios y responde a la relación  $\text{pire}_U = \text{pire}_{ET} - BO_{ET}$ .

Para el enlace descendente solo se requiere identificar por medio del subíndice  $D$  los parámetros de la ecuación 3-23, quedando

$$\left( \frac{C}{N_0} \right)_D = \text{pire}_D - L_{pD} + \left( \frac{G}{T_s} \right)_D - k \quad \text{dBHz} \quad (3-28)$$

El valor de  $\text{pire}$  en este caso es el de saturación menos la retención de potencia de salida correspondiente a la de entrada  $\text{pire}_D = \text{pire}_{T_{\text{sat}}} - BO_o$  para todo el transpondedor y  $\text{pire}_D = \text{pire}_{\text{isat}} - BO_o$  para la parte proporcional correspondiente a una portadora de otra anchura de banda.

Como las antenas de los satélites tanto transmiten como reciben potencia útil de una cobertura geográfica amplia, es necesario que se conozcan tanto su densidad de flujo para saturación como su  $\text{pire}$  y la relación  $G/T$  desde o hacia cualquier dirección dentro de su zona de servicio, ya que no tienen un valor constante en ella, siendo distintas para distintas ubicaciones de las estaciones terrenas de una red .

Lo esencial de la operación de transpondedores con portadoras en gran número, como los destinados a redes privadas de voz y datos, consiste en que la suma de las potencias de las portadoras de todas las estaciones terrenas transmitiendo simultáneamente o transmitiendo el máximo número de ellas previsto estadísticamente produce en la antena receptora de un transpondedor una densidad de flujo agregada  $\phi = \psi - BO_i$  en las condiciones en que las pérdidas de propagación son mínimas. En cualquier otro momento en que haya un número menor de portadoras activadas o estén presentes pérdidas adicionales, la densidad de flujo total será menor y por tanto los efectos de intermodulación serán menores. Este mismo principio hace que otros efectos que pueden deteriorar los enlaces, como los de interferencia de otros sistemas de satélites, generalmente sean máximos con los parámetros que se usan como referencia en los cálculos, asegurando que el conjunto de todos ellos permita que se opere adecuadamente en cualquier circunstancia. Respecto a cada enlace individual, su portadora ocupará una parte proporcional de la capacidad del transpondedor en potencia y anchura de banda, deducida la retención de potencia, y la calidad de la comunicación se conservará o será superior a los valores mínimos calculados para ella mientras los márgenes previstos en cada caso contrarresten las pérdidas por precipitación, desapuntamiento y cualesquier otras, según la disponibilidad deseada del enlace.

En las bandas Ku y Ka las pérdidas ocasionales por precipitación que ocurren en el enlace ascendente o en el descendente, o en ambos al mismo tiempo, producen una atenuación que puede exceder considerablemente de 10 dB en el tramo afectado, aunque sea en intervalos de tiempo muy cortos, según la región y otras condiciones, por lo que generalmente no se prevé compensarlas completamente. Además, en el enlace descendente la precipitación produce el aumento antes mencionado de la temperatura de ruido en la antena receptora.

En el caso de transpondedores destinados a operar con portadoras grandes en número reducido, como son las de alto tráfico de señales multiplexadas de servicio

internacional, debido al bajo número de portadoras, a la importancia de las estaciones, y a su dispersión geográfica, es posible operar en forma tal que se les ajuste ocasionalmente la potencia ascendente para compensar las pérdidas correspondientes durante períodos de precipitación, si fuera necesario, ya sea coordinadas desde un punto central o por control individual, sin riesgo de saturación del transpondedor. De hecho, Intelsat permite a sus signatarios que la potencia de los enlaces ascendentes de las portadoras IDR (Intermediate Data Rate) se ajuste cuando la atenuación causada por lluvia exceda de 1.5 dB, a fin de conservar la potencia recibida en el satélite dentro de  $\pm 1$  dB de la prevista. Con mayor razón, para las portadoras que ocupan un transpondedor completo, como las de televisión directa, se pueden emplear con ventaja sistemas automáticos de compensación de pérdidas por precipitación de la potencia ascendente, mediante la detección de las variaciones de potencia recibidas de una portadora piloto de potencia constante producida por el satélite.

En las estaciones terrenas que transmiten simultáneamente varias portadoras a través de un mismo amplificador de salida, los dispositivos automáticos de control de potencia ascendente tienen el inconveniente de hacer que se requiera una capacidad de potencia a saturación proporcionalmente muy alta (de su propio amplificador de potencia), ya que, además de la necesaria para compensar parte de las pérdidas por precipitación, incluso en el momento de máxima compensación se las debe operar con una alta retención de potencia, para evitar que tengan una magnitud significativa los productos de intermodulación que se generan en ellas, aparte de los que se generan en el transpondedor. En esas condiciones, puede incrementarse mucho el costo previsto de una estación en que se considere utilizar un dispositivo de control de potencia ascendente que compense parte de las pérdidas por precipitación.

En cualquier caso, la compensación de potencia para contrarrestar las pérdidas por precipitación en el enlace ascendente no debe hacer que se exceda en ningún momento la densidad de flujo de potencia calculada para cada portadora en la antena receptora del satélite.

Por otro lado, las pérdidas por precipitación en el enlace descendente se compensan en la medida de lo posible por medio de un incremento en la ganancia mínima requerida en recepción para cada una de las antenas de las estaciones terrenas, ya que obviamente no es posible aumentar la potencia transmitida por el transpondedor correspondiente.

Los cálculos de los enlaces empleando las ecuaciones 3-24 a 3-28 se pueden realizar con los parámetros originales del transpondedor, y después ajustar los valores de la potencia y de  $C/N_0$  a la parte proporcional que le corresponde a la portadora, o bien utilizar en las ecuaciones la parte proporcional de  $\psi$  y del valor de  $\text{pire}_v$  despejado de la ecuación 3-25, obteniendo directamente los valores de  $C/N_0$  de la portadora en cuestión para los enlaces ascendente y descendente.

Las relaciones de proporcionalidad para un transpondedor dedicado a operar con  $n$  portadoras iguales son

$$(C/N_0)_i = (C/N_0)_T - 10 \log n \quad \text{dBHz} \quad (3-29)$$

$$\text{pire}_i = \text{pire}_T - 10 \log n \quad \text{dBW} \quad (3-30)$$

donde los subíndices  $i$  y  $T$  corresponden a una portadora individual y al transpondedor, respectivamente.

En el caso de un transpondedor para redes privadas en que las portadoras no sean iguales, cualquier portadora ocupa una fracción  $\Delta$  determinada del transpondedor, y las relaciones de proporcionalidad son

$$(C/N_0)_i = (C/N_0)_T - 10 \log(1/\Delta) \quad \text{dBHz} \quad (3-31)$$

$$\text{pire}_i = \text{pire}_T - 10 \log(1/\Delta) \quad \text{dBW} \quad (3-32)$$

donde  $1/\Delta$  es el número equivalente de portadoras iguales a la que interesa para las que tendría capacidad el transpondedor.

Como la información o los cálculos disponibles pueden corresponder en un caso a  $C/N$  y en otro a  $C/N_0$ , la conversión que se requiera se realiza por medio de

$$C/N = C/N_0 - B \quad \text{dB} \quad (3-33)$$

donde  $B$  es la anchura de banda sea de la portadora o del transpondedor, según el caso.

Es conveniente hacer notar que las relaciones  $C/N$  son iguales tanto para todo el transpondedor como para cualquier portadora que utilice la misma proporción de éste en potencia y en anchura de banda, salvo las variaciones menores que existan a distintas frecuencias dentro de la anchura de banda del primero, si es útil en toda ella y no tiene limitaciones excepcionales en alguna porción de la misma. Cuando un transpondedor por alguna circunstancia no puede ser ocupado en alguna porción de su anchura de banda (por problemas de coordinación, por ejemplo), las proporciones que deben tener las portadoras se determinan de la potencia total disponible y de la anchura de banda utilizable, para aprovechar la capacidad en la mayor medida posible.

Cuando debido a sus peculiaridades, aunque una red ocupe una fracción igual en potencia y anchura de banda de un transpondedor, algunas de sus portadoras tengan una proporción diferente a su conjunto, las relaciones  $C/N$  de éstas serán diferentes a la del transpondedor. Por ejemplo, las portadoras que tengan una

potencia 1 dB mayor o menor a la proporción que les corresponde tendrán también una relación  $C/N$  1 dB mayor o menor que la del conjunto.

La relación  $C/N$  total del enlace depende de las correspondientes al enlace ascendente, al enlace descendente, a la introducida por la intermodulación  $C/N_{im}$  y a la interferencia de otros sistemas y representada como  $C/I$  que se analiza en el Apéndice C. Salvo la interferencia que puedan ocasionar las redes terrenales, en los sistemas geostacionarios generalmente la mayor interferencia (y el menor valor de  $C/I$ ) proviene de los satélites adyacentes, si emplean las mismas bandas de frecuencias, lo cual incide en mayor medida mientras menor sea la separación orbital, en tanto que disminuirá si las zonas de cobertura de los satélites son diferentes y se encuentran geográficamente más separadas, por las características de ganancia de las antenas en direcciones distintas a su eje de apuntamiento. El valor combinado se obtiene de la ecuación

$$(C/N)_T^{-1} = (C/N)_U^{-1} + (C/N)_D^{-1} + (C/N_{im})^{-1} + (C/I)^{-1} \quad (3-34)$$

que es aplicable a las relaciones  $C/N_0$ ,  $C/T$  o  $E_b/N_0$  ya que solo difieren por factores constantes iguales para cada término. La ecuación anterior está sustentada por las hipótesis, razonables para la mayoría de las redes comerciales, de que el ruido, las espurias y las interferencias pueden sumarse sobre la base de potencia, y que en conjunto tienen un valor pequeño comparado con la señal útil.

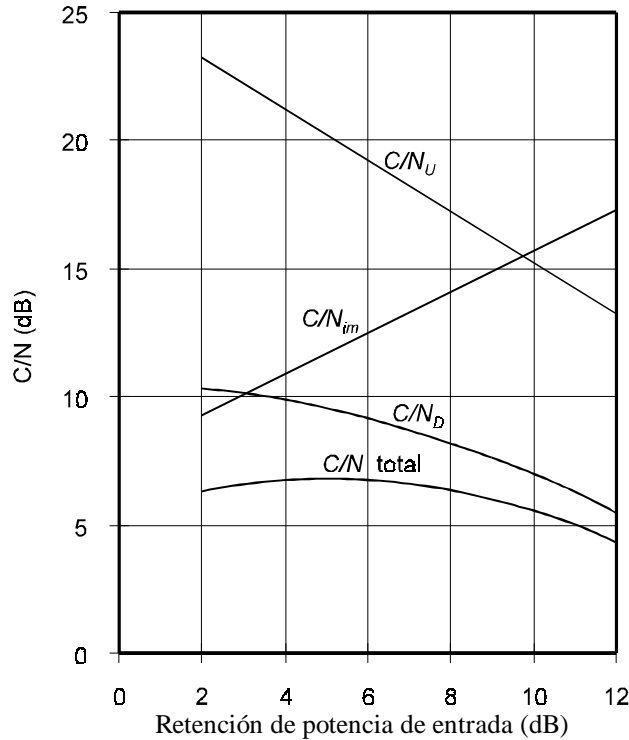
La ecuación 3-34 debe calcularse empleando los valores de las relaciones directas individuales (no en dB) y puede generalizarse para incluir otros parámetros que degradan el enlace, como la interferencia debida a los transpondedores adyacentes, la de redes terrenales, y la de polarización cruzada por reutilización de frecuencias, si es el caso. También es posible aplicarla parcialmente, por un lado a todas las relaciones asociadas al enlace ascendente, y por otro a las relativas al enlace descendente, combinando después los resultados parciales mediante la misma ecuación.

El valor final de  $C/N$  total, que usualmente se convierte a dB, obviamente será menor que cualquiera de las relaciones individuales incluidas. Las relaciones individuales de portadora a ruido, intermodulación, o interferencia, que tienen mayor efecto en el resultado final son las de menor valor para la retención de potencia establecida, y constituyen el factor predominante para un posible y ulterior resultado óptimo. Dicho valor final debe ser igual o mayor que el mínimo requerido, representando la diferencia el margen de seguridad remanente para proteger el enlace de incertidumbres derivadas de las hipótesis simplificadas que sirven de base a las ecuaciones, y de los datos disponibles solo en valores medios. El valor mínimo requerido de  $C/N$  depende de diversos factores que se tratan en el Capítulo 4.

El enlace será óptimo si la combinación de parámetros del satélite y de las estaciones terrenas permite que sea mínima la inversión en equipo para obtener la

relación  $C/N$  total requerida, considerando también el costo de la capacidad utilizada del satélite.

Para obtener una relación  $C/N$  total óptima en una primera aproximación debe tomarse en cuenta que al aumentar la retención de potencia la intermodulación se reduce rápidamente, aumentando en la misma proporción  $(C/N_{im})$ , en tanto que se deterioran  $(C/N)_U$  y  $(C/N)_D$  debido a la menor potencia disponible, por lo que la combinación de las variaciones opuestas correspondientes producen un valor máximo para una retención que debe ser determinada, como se muestra en la figura 3.13.



**Figura 3.13.** Variación de las relaciones  $(C/N)_U$ ,  $(C/N)_D$ ,  $(C/N_{im})$  y  $(C/N)$  total de un enlace con pérdidas por lluvia en el tramo descendente en función de la retención de potencia de entrada de un transpondedor. El trazo de  $C/N$  total está determinado también por otras relaciones como la de interferencia de otros sistemas y de polarización cruzada que no se muestran en la gráfica.

La relación no lineal de los valores del enlace descendente respecto a la retención de potencia de entrada refleja el desempeño de la retención de potencia de salida del transpondedor. Se puede trazar también una familia de curvas de  $C/N$  total para distintos valores del factor  $G/T$  de la estación terrena receptora para observar el

desplazamiento del valor de la retención de potencia de entrada que permite que el enlace sea óptimo, como muestra la figura 3.14.

En general puede decirse que los enlaces en que se emplean antenas receptoras más pequeñas y por tanto con una relación  $G/T$  menor, típicas de las redes privadas de datos, requieren una menor retención de potencia del transpondedor para optimar el enlace que los correspondientes a los de estaciones con antenas grandes.

A ese propósito, como el operador del sistema de satélites señala los valores de retención de potencia de cada transpondedor para multiportadoras, al diseñar una red para operar en una fracción de uno de ellos y evaluar los distintos factores que intervienen, es conveniente analizar las alternativas disponibles, ya sea de operar en transpondedores con distintas características, por ejemplo linealizados o no linealizados, o en distintas bandas, debido a su efecto en los costos de los equipos, y del uso de la capacidad por utilizar para satisfacer los requisitos básicos de operación de la red.

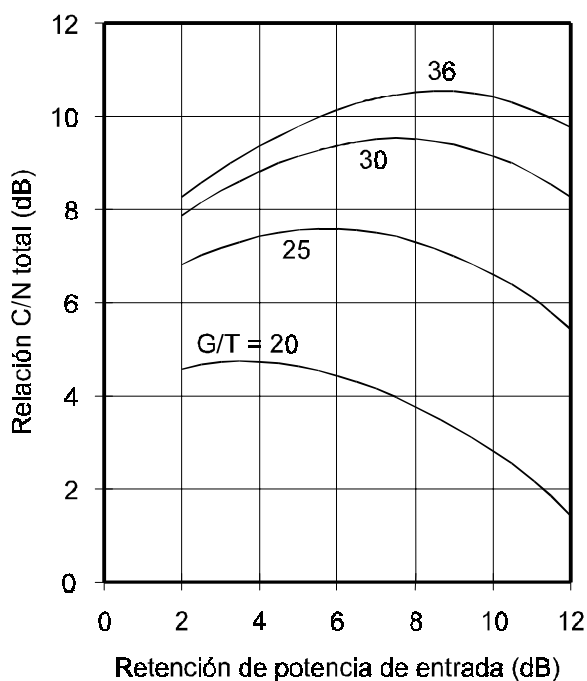


Figura 3.14. Valores de  $C/N$  total en función de la retención de potencia de entrada para distintos valores de  $G/T$  de la estación receptora. Se incluyeron relaciones de interferencia de otros sistemas, de polarización cruzada y de redes terrenales, así como pérdidas por lluvia en el enlace descendente.

El operador de un sistema de satélites, dentro de ciertos límites, puede determinar cuales serán los valores más convenientes para algunos de los parámetros, tales como la ganancia interna de cada transpondedor y por tanto el valor de  $\psi$ , y los de las retenciones de potencia que deberán emplear las redes que se comuniquen a través de ellos, pero tiene limitaciones para hacerlo o para modificarlos, ya que con anterioridad debe concertar acuerdos de coordinación con los operadores de otros sistemas de satélites. En dichos acuerdos se incluyen los valores típicos de los parámetros de los enlaces para cada clase de servicio, ya que éstos inciden en las interferencias que se causan entre sí.

En el caso de sistemas de satélites registrados ante la Unión Internacional de Telecomunicaciones por diferentes países, los acuerdos de coordinación se realizan formalmente a través de sus respectivos gobiernos, y si es necesario pueden ser revisados posteriormente con el fin de introducirles modificaciones.

En los sistemas que utilizan enlaces entre satélites se requiere calcular la relación  $C/N$  de cada uno de ellos adicionalmente a la del enlace ascendente y el descendente, y combinar los resultados parciales por medio de la ecuación 3-34 introduciéndolos como términos adicionales de la misma. Puede considerarse que dichos enlaces se realizan sin la presencia de atmósfera por la baja densidad de ésta a la altura de su trayectoria, no incluyéndose pérdidas por absorción. Por la misma razón, para los enlaces entre satélites se puede utilizar el intervalo de frecuencias de la figura 3.3 que causaría una alta absorción si se empleara para los enlaces ascendentes y descendentes.

El proceso de diseño de los enlaces de estación terrena a satélite y a estación terrena subdivididos en el tramo ascendente y el descendente puede partir de las características esenciales deseadas de una red, como la capacidad de las portadoras, el tamaño y la ganancia tentativos de las antenas y los parámetros de un transpondedor seleccionado por el tipo de servicio al que está destinado. En la figura 3.15 se muestra un ejemplo de este proceso, en el cual algunos de los parámetros pueden ser substituidos por sus equivalencias en función de otros. Si el resultado obtenido en una banda y tipo de transpondedor determinados es satisfactorio, se pueden seleccionar otros parámetros de las estaciones terrenas, antes de considerar otras alternativas.

La omisión en considerar todos los factores que degradan los enlaces, en subestimar algunos de ellos, o en no considerar reservas de capacidad operativa para ampliaciones, por poca escrupulosidad en la planeación de las redes, puede reflejarse en un costo aparentemente menor de la inversión en éstas, pero a la vez puede representar errores que posteriormente impidan la operación en la forma deseada, que a la postre se revierten en un alto costo final por la necesidad de hacerles modificaciones.



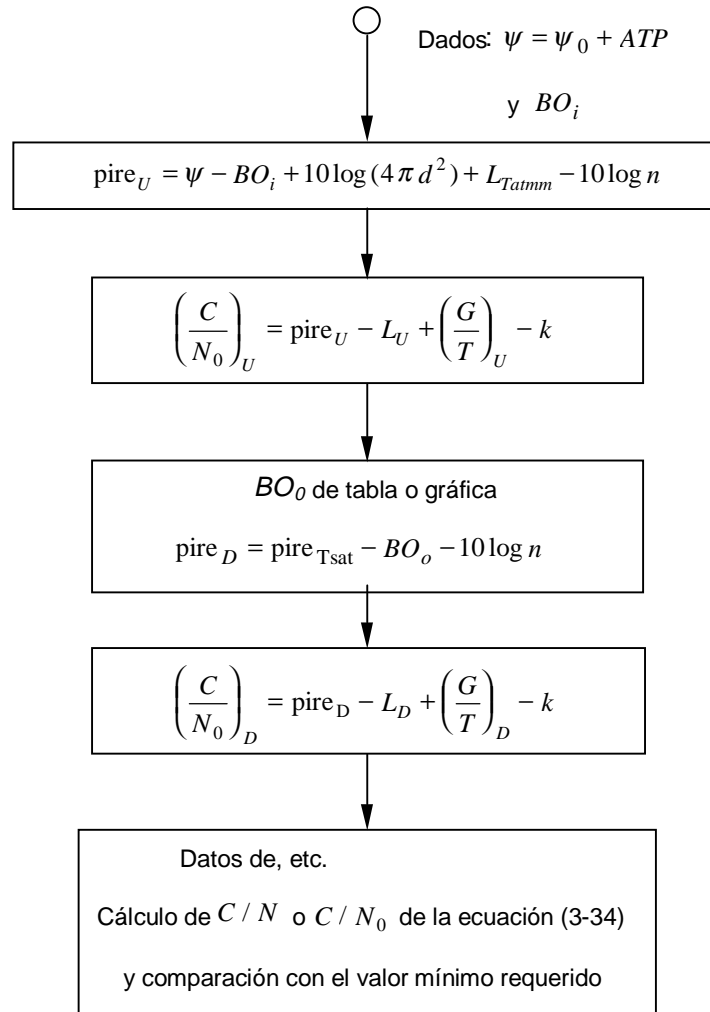


Figura 3.15. Diagrama del proceso de cálculo de un enlace que ocupa una fracción de un transpondedor, destinado a múltiples portadoras de baja capacidad, partiendo de los parámetros de éste y de características esenciales de la red.

En el diagrama anterior los símbolos empleados tienen el significado siguiente:

- $\psi$  Densidad de flujo para saturación del transpondedor en dirección de la estación terrena después de ajustar el atenuador de ganancia al valor de operación (dBW/m<sup>2</sup>).
- $\psi_0$  Densidad de flujo para saturación del transpondedor en dirección de la estación terrena a cero atenuación de ganancia (dBW/m<sup>2</sup>).

$ATP$	Atenuación de ganancia de potencia del transpondedor (dB)
$BO_i$	Retención de potencia de entrada al transpondedor (dB).
$BO_o$	Retención de potencia de salida del transpondedor (dB)
$pire_U$	Potencia isotrópica radiada equivalente requerida para la portadora del enlace ascendente (dBW)
$pire_D$	Potencia isotrópica radiada equivalente disponible para la portadora del enlace descendente (dBW)
$pire_{Tsat}$	Potencia isotrópica radiada equivalente del transpondedor a saturación disponible en toda su anchura de banda, en dirección a la estación terrena receptora (dBW)
$d$	Distancia de la estación terrena transmisora al satélite (m)
$n$	Número de portadoras equivalentes a la que interesa para las cuales tiene capacidad el transpondedor
$L_{atmm}$	Pérdidas por absorción en la atmósfera en las condiciones más favorables, es decir, a la máxima temperatura atmosférica y mínima humedad esperadas (dB)
$L_U$	Pérdidas totales en el enlace ascendente, incluyendo la pérdida en el espacio libre, pérdidas atmosféricas e ionosféricas, y pérdidas por precipitación no excedidas durante el % de tiempo de disponibilidad esperado del enlace (dB)
$L_D$	Pérdidas totales del enlace descendente, incluyendo la pérdida en el espacio libre, pérdidas atmosféricas e ionosféricas, y pérdidas por precipitación no excedidas durante el % de tiempo de disponibilidad esperado del enlace (dB).
$k$	Constante de Boltzmann en representación logarítmica (dB/K)
$(G/T)_U$	Figura de mérito del sistema de recepción del satélite (dB/K)
$(G/T)_D$	Figura de mérito de la estación receptora del enlace descendente (dB/K)
$(C/N_0)_U$	Portadora a densidad de ruido térmico del enlace ascendente (dBHz)
$(C/N_0)_D$	Portadora a densidad de ruido térmico del enlace descendente (dBHz)

Los valores de los parámetros del enlace suelen presentarse en una lista denominada *Balance del enlace* debido a que muestra el proceso de cálculo como una serie de conceptos, cuyos valores en su mayoría se suman o restan hasta obtener el resultado final del mismo. El cuadro siguiente muestra un ejemplo de dicha lista, para enlaces en un sistema de cobertura nacional que puede ser más o menos extensa según el detalle de la información que contenga.

ENLACE DIGITAL EN BANDA Ku

Ubicación de la estación transmisora		
Ubicación de la estación receptora		
Satélite a utilizar		
Transpondedor a utilizar		
Anchura de banda del transpondedor	MHz	72.00
Velocidad de información del enlace	kbps	64.00
Modulación		MDPH-2
Tasa de codificación		0.50
Anchura de banda de la portadora	MHz	0.13
Capacidad en portadoras equivalentes (n)		360.00
Diámetro de la antena de E/T Tx.	m	2.40
Diámetro de la antena de E/T Rx	m	2.40
Frecuencia de transmisión E/T	GHz	14.00
Frecuencia de recepción E/T	GHz	12.00
Ganancia de la antena E/T Tx	dBi	49.00
Ganancia de la antena E/T Rx	dBi	47.50
Temperatura del sistema a cielo desp. E/T Rx	dBK	20.00
Temperatura del sistema con precipit. E/T Rx	dBK	24.00
G/T de la estación terrena Rx (con precipit.)	dB/K	23.50
Densidad de flujo para saturación en dir. E/T Tx a 0 dB de atenuación en el transpondedor	dBW/m <sup>2</sup>	-92.50
Ajuste de ganancia del atenuador en el satélite	dB	9.00
Densidad de flujo para saturación en operación	dBW/m <sup>2</sup>	-83.50
G/T del satélite en dir. E/T. Tx	dB/K	4.20
Retención de potencia de entrada al transp.(BOi)	dB	4.00
Constante de Boltzmann	dB/K	-228.60

ENLACE ASCENDENTE

Pérdidas por divergencia	dB	162.20
Pérdidas en el espacio libre	dBm <sup>2</sup>	206.58
Pérdidas atmosféricas mínimas	dBm <sup>2</sup>	0.00
Pire requerida de la portadora E/T Tx	dB	49.14
Núm. de portadoras transmitidas por la E/T	dBW	1.00
Pire neta total	dBW	49.14
Tipo de amplificador de potencia de la E/T Tx		SSPA
Potencia del amplificador para saturación	dBW	3.50
Pérdidas misceláneas hasta la antena	dB	0.50

Ajuste de potencia requerido (reducción) BO E/T	dB	2.86
Margen para pérdidas por precipitación	dB	0.00
Pérdidas por apuntamiento	dB	0.30
C/N <sub>0</sub> ascendente	dBHz	75.06
C/N ascendente	dB	23.99
C/N <sub>im</sub> por intermodulación en E/T Tx	dB	
C/I por E/Ts de otros sistemas de satélites.	dB	21.50
C/X de enlaces de ETs en pol. X	dB	31.00
C/I por redes terrenales	dB	22.80
Relación C/N total ascendente	dB	17.67
ENLACE DESCENDENTE		
Pire del transp. a saturación en dir. E/T Rx	dBW	44.00
Retención de potencia de salida	dB	1.80
Pire de la portadora en dirección de E/T Rx	dBW	16.64
Pérdidas en el espacio libre	dB	205.30
Pérdidas atmosféricas	dB	0.30
Pérdidas por apuntamiento	dB	0.30
Margen para pérdidas por precipitación	dB	5.00
C/N <sub>0</sub> descendente	dBHz	57.84
C/N descendente	dB	6.76
C/N <sub>im</sub> por intermodulación en el transpondedor	dB	10.90
C/I por satélites adyacentes	dB	22.00
C/X del enlace y del satélite	dB	30.00
C/N total descendente	dB	5.24
Relación C/N total del sistema	dB	5.00
Relación C/N total requerida (BER=10 <sup>-7</sup> )	dB	2.50
Diferencia (margen)	dB	2.50

E/T = Estación terrena

Tx = Transmisora

Rx = Receptora

MDPH-2 = Modulación por desplazamiento de fase (bifásica)

SSPA = Amplificador de potencia de estado sólido

BER = Tasa o proporción de bits erróneos (PBE)

## REFERENCIAS Y BIBLIOGRAFÍA

- [1] Informe 263-7 (1990). *Efectos de la ionosfera en la propagación Tierra-espacio*, Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT), Ginebra, Suiza.
- [2] Informe 563-4 (1990). *Datos Radiometeorológicos*, UIT.
- [3] Informe 564-4 (1990). *Datos de propagación y métodos de predicción necesarios para los sistemas de telecomunicación Tierra-espacio*, UIT.
- [4] Informe 565-4 (1990). *Datos de propagación para la radiodifusión por satélite*, UIT.
- [5] Informe 718-3 (1990). *Efectos de la refracción troposférica sobre la propagación de las ondas radioeléctricas*, UIT.
- [6] Informe 719-3 (1990). *Atenuación producida por los gases de la atmósfera*, UIT.
- [7] Informe 720-2 (1986). *Emisión radioeléctrica de fuentes naturales en la gama de frecuencias superiores a unos 50 MHz*, UIT.
- [8] Informe 721-3 (1990). *Atenuación producida por hidrometeoros, en particular en forma de lluvia, y por otras partículas atmosféricas*, UIT.
- [9] Informe 722-3 (1990). *Transpolarización debida a la atmósfera*, UIT.
- [10] Informe 868-1 (1986). *Contribuciones a la temperatura de ruido de una antena receptora de estación terrena*, UIT.
- [11] Informe 871-1 (1986). *Cálculo de la temperatura de ruido equivalente y de la ganancia de transmisión de un enlace por satélite*, UIT.
- [12] *Manual sobre Telecomunicaciones por Satélite* (1985). Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT), Ginebra, Suiza.
- [13] Potts, J. B., *Satellite Transmission Systems* (1993), Bass II Publications.
- [14] Morgan, W.L. y Gordon, G.D., *Communications Satellite Handbook* (1989), John Wiley & Sons, Inc.
- [15] Pritchard, W.L. y Sciulli, J.A., *Satellite Communication Systems Engineering* (1986), Prentice-Hall, Inc.
- [16] Elbert, B. R. *Introduction to Satellite Communication* (1987), Artech House.



# Conversión y tratamiento de señales

### 4.1 CONCEPTOS GENERALES

Aunque por satélite se pueden establecer comunicaciones tanto de señales analógicas como de digitales, éstas últimas se pueden someter a una mayor diversidad de transformaciones que hacen más eficiente su transmisión y permiten un menor deterioro de la información original que contienen, por lo que cada vez es más frecuente la conversión de información en forma originalmente analógica a digital. Esta tendencia se ha acentuado desde que se aprobaron las partes fundamentales de la norma de compresión digital para señales de televisión y audio MPEG. Dicha conversión, en cada aplicación y en cada red, depende de factores esencialmente económicos de largo plazo relacionados con la substitución de equipo existente en las que ya están operando, los costos de capacidad satelital y las incertidumbres de las tendencias tecnológicas.

Este capítulo se limita a la descripción general y concisa de algunas de las conversiones y tratamiento de las señales que son más usuales en la comunicación por satélite ya que, como en otros temas, la exposición detallada de cada título corresponde a textos especializados. Dada la tendencia a utilizar cada vez en mayor medida las señales digitales, se dedicaremos más espacio a la exposición de las transformaciones de éstas que de las analógicas.

Debido a que algunos procesos combinan en forma inseparable más de una transformación, es difícil la descripción individual de algunas de ellas sin hacer referencia a otra, así como su clasificación estricta, por lo que en algunos casos recurriremos a incluir referencias o la descripción resumida de una conversión correspondiente a otro título así como a seguir un orden de presentación que facilite aprovechar el contenido de un tema en los siguientes.

La información que se desea transmitir por satélite debe estar contenida en las señales analógicas o digitales que constituyen la banda de base, para después imprimirla en la onda portadora, siendo por lo cual es necesario someterlas a diversos tratamientos y conversiones. Entre las transformaciones más comunes de las señales en banda de base se encuentran las siguientes:

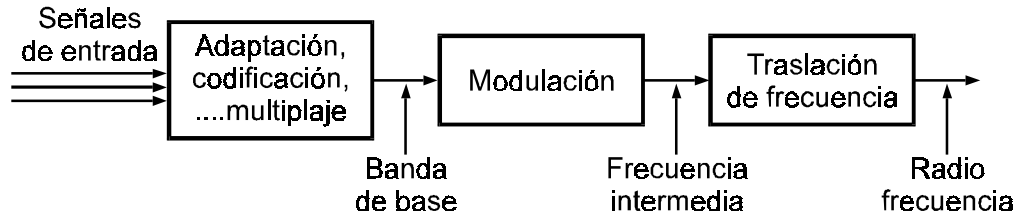
- **Adaptación** o acondicionamiento de las señales como preparación que coadyuva a mejorar la eficiencia de la transmisión de la información y su calidad en el punto de recepción.
- **Conversión analógico-digital** o codificación de la información, de tal manera que valores explorados en secuencia de la forma de onda de la señal analógica se representen por combinaciones de pulsos en secuencia, de acuerdo con reglas precisas.
- **Codificación del canal**, agregando bits adicionales a las señales digitales, con el fin de aplicar métodos de detección y corrección de errores para reducirlos substancialmente en el destino, haciendo las señales recibidas más resistentes al ruido y a interferencias.
- **Cifrado** o encriptación, mediante una codificación superpuesta, para evitar que la información sea interpretada y utilizada por otro que no sea el destinatario.
- **Compresión digital**, que permite que las señales puedan ser transmitidas ocupando una menor anchura de banda.
- **Multiplaje**, a fin de que múltiples canales de información se combinen en una sola señal de banda de base:

Una vez convertidas en la forma deseada, las señales en banda de base se imprimen en una portadora de radiofrecuencia mediante el proceso de **modulación** y son transmitidas por la estación terrena. Además de las transformaciones mencionadas, desde la introducción de la información hasta su transmisión en una portadora se pueden realizar otros cambios en la señal, como la **traslación de frecuencia**.

La figura 4.1 presenta la secuencia de algunos de estos procesos hasta el punto en que la señal entra a la etapa de amplificación para su transmisión.

La señal resultante de las transformaciones de la banda base normalmente actúa en el modulador para modificar una onda portadora de frecuencia intermedia normalizada de 70 o 140 MHz, según la anchura de banda requerida, lo que hace posible que se puedan intercambiar o remplazar con facilidad los moduladores o demoduladores o substituirlos por otros que utilicen diferente método de modulación, independientemente de que las estaciones terrenas en otros aspectos tengan características dispares.





**Figura 4.1.** Diagrama parcial simplificado de la cadena de transmisión de una estación terrena en que se destaca la secuencia de conversiones de las señales hasta antes de la etapa de amplificación de potencia.

Un convertidor elevador traslada la frecuencia intermedia a la asignada por el operador del sistema de satélites para la portadora que se deba transmitir, dentro del intervalo de las frecuencias atribuidas a este servicio, lo que se obtiene al mezclarla con la originada en un oscilador local generalmente *ágil en frecuencia* por contar con un sintetizador de frecuencias.

Las conversiones mencionadas tienen su contraparte en la cadena de recepción en la estación de destino, donde se invierten hasta obtener la señal de información deseada. Algunos de los procesos de conversión y tratamiento de las señales pueden realizarse en redes terrenales antes de que las señales sean entregadas a la estación terrena de origen, y la estación terrena de destino puede también entregar las señales recibidas sin realizar en su totalidad los procesos inversos.

## 4.2 CARACTERÍSTICAS DE LAS SEÑALES

Es conveniente resumir algunas características significativas de las señales originales antes de describir sus posibles transformaciones, ya que para su mayor eficacia éstas deben adecuarse a las peculiaridades de las ondas de información. Tanto para las comunicaciones terrenales como para las espaciales se han analizado extensamente las características de amplitud, temporales, de frecuencia, de uso, y estadísticas de las señales, a fin de transportarlas y reproducirlas utilizando de la mejor manera posible los recursos de telecomunicación disponibles. Como parte de ese objetivo, las señales que en su origen no sean datos se pueden modificar, y eliminar sus redundancias en la medida en que al reproducirlas en el lugar de destino, por las características de percepción auditiva y visual humanas, sean adecuadas y aceptables, de acuerdo con los grados de calidad esperados de cada servicio. En este campo recientemente han habido grandes avances, especialmente en los aspectos de compresión digital, a cambio de la complejidad de los circuitos, que se justifica desde la perspectiva económica gracias a la demanda y producción masivas de componentes de microelectrónica.

La información y comentarios siguientes tienden a caracterizar aspectos de las señales eléctricas originales en banda de base, que en el caso de los sonidos e imágenes representan el resultado de la transformación inicial de las ondas acústicas o de luz, y en el caso de los datos representan la información que se introduce en una red tanto a partir de un archivo de un ordenador o computadora, como, de un archivo de la interfaz hombre-máquina de una terminal, o de otras fuentes.

#### 4.2.1 SEÑALES A FRECUENCIAS AUDIBLES

La voz de conversación está constituida por sonidos vocales y consonantes con características de espectro de frecuencias, intensidad, ritmo, ataque, duración, decaimiento y pausas, bien definidos, que son similares de persona a persona a pesar de las diferencias individuales.

Las consonantes son las responsables de la mayor parte de la inteligibilidad de la voz, y son más diversas y un poco más frecuentes que las vocales. Aunque la voz es una secuencia de sonidos distintos de corta duración, las vocales pueden considerarse como sonidos relativamente sostenidos, en tanto que las consonantes explosivas son marcadamente transitorias. Las vocales tienen una intensidad entre 12 y 20 dB mayor que la de las consonantes, y contienen componentes espectrales de menor frecuencia que éstas, por lo que al combinarse se produce la emisión de las palabras con valores de intensidad muy variables, acompañados por lapsos de silencio.

Pueden encontrarse componentes espectrales de la voz de conversación desde aproximadamente 60 hasta 10.000 Hz, pero aunque las componentes de menos de 250 y de más de 7000 Hz contribuyen en alguna medida a su naturalidad, prácticamente no contribuyen a su inteligibilidad. La potencia media acumulada de la voz, analizada espectralmente en un intervalo de tiempo prolongado, disminuye a razón de aproximadamente 8 dB por octava a partir de 500 Hz. De ella sólo aproximadamente 4% de la potencia total media de la voz de conversación se encuentra a frecuencias superiores a 1000 Hz, que es la gama que caracteriza a las consonantes<sup>[9]</sup>.

Los medios de transmisión para telefonía limitan algunas de las características de la voz, pero básicamente conservan su inteligibilidad y gran parte de su naturalidad. Por ejemplo, la anchura de banda se limita al intervalo de 300 a 3400 Hz, y la relación de la potencia máxima a la mínima a 50 dB.

La comunicación telefónica se caracteriza por la necesidad de que la transmisión de las señales se pueda realizar en forma bidireccional, simultánea y casi instantáneamente. Debido a que los interlocutores en cada conversación se alternan naturalmente en el uso de un circuito de voz, por ese solo hecho la voz de cada uno de ellos estaría presente en el semicircuito correspondiente en el 50 % del tiempo en

promedio, que en realidad se reduce a 35 o 40 % debido a las pausas entre palabras y oraciones.

Además de las características mencionadas anteriormente, la voz de cada persona tiene peculiaridades de timbre, entonación y acento que se perciben casi sin alteración después de la transmisión por un medio de comunicación.

Muchos de los sonidos musicales en general no son de naturaleza tan transitoria como los de la voz, aunque algunos pueden tener una duración de ataque muy breve. Las notas individuales de la música a menudo se sostienen durante lapsos muchas veces mayores que los sonidos vocales. Por otra parte, para una correcta reproducción de la música, incluyendo la voz de canto, se requieren canales con una anchura de banda suficiente para aceptar y transmitir frecuencias de 20 a 15.000 Hz, o hasta 20.000 Hz, de la señal analógica en banda de base. También, el intervalo dinámico necesario puede ser de 80 dB o más, considerablemente mayor que para la voz, por lo que los canales para transmisión de señales musicales tienen requisitos ampliamente superiores a los de telefonía. Otra característica de estas señales es la limitada existencia y la irregularidad de las pausas en su contenido.

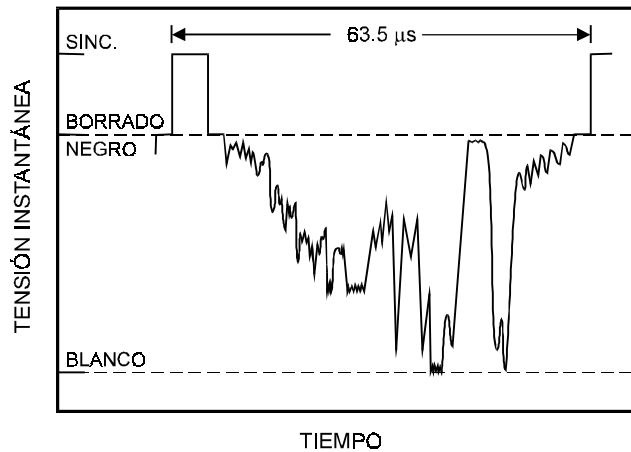
Además, el uso de señales de frecuencias audibles distintas a las telefónicas en cualquier medio de comunicación está destinado a transmisiones en un solo sentido, y no se demerita por las transformaciones que originen retardo de las señales.

#### 4.2.2 SEÑALES DE TELEVISIÓN

A diferencia de los sonidos, que se convierten en ondas eléctricas siguiendo directa y fielmente la secuencia de vibraciones acústicas del fenómeno original, captando en cada instante todo su contenido, las señales para televisión, y de vídeo en general, son ondas eléctricas en una secuencia determinada artificialmente por un proceso para registrar en cada instante solo el valor medio de intensidad luminosa y color de una mínima área o punto de una imagen, como una solución al problema de capturar una escena muy compleja que contiene simultáneamente una gran cantidad de información visual. Este procedimiento es útil gracias a las características de persistencia temporal de los puntos de la imagen reconstituida tanto en la visión humana como en la pantalla reproductora.

La secuencia de las ondas que representan una imagen depende de la forma de explorarla conocida como formato de imagen, la cual está sujeta a normas distintas en diversos países, con la coincidencia de que se realiza siguiendo líneas horizontales de izquierda a derecha empezando por la parte superior, recorriéndola en su totalidad en un tiempo adecuado a las características del sentido de visión humano. El número de líneas de cada cuadro o imagen completa varía según la norma de cada país, aunque desde hace décadas se generalizaron principalmente los formatos de 525 y 625 líneas para señales analógicas. No obstante, en la actualidad se está iniciando la migración a nuevos formatos para señales digitales, tanto de un número de líneas por cuadro similar al utilizado con las señales analógicas, como para alta definición. Por

ejemplo, en los formatos analógicos aún utilizados, a las ondas que representan el contenido de la imagen deben agregárseles los pulsos de borrado para ocultar el retorno a la parte izquierda de cada siguiente línea de exploración y a la parte superior al completarse una trama, así como los pulsos de sincronía superpuestos al de borrado que permiten la reconstitución de la estructura de la imagen. La figura 4.2 muestra variaciones hipotéticas de la señal de intensidad luminosa y la duración de una línea en el sistema NTSC.



**Figura 4.2. Duración nominal y variación de las magnitudes de luminancia y pulsos de sincronía de una línea entre el blanco, negro, borrado y sincronía de la señal de televisión del sistema NTSC-M.**

Para su transmisión, las señales de televisión a color deben contener la información de intensidad luminosa o luminancia, y la de color o crominancia, así como la de sonido, ocupando la de luminancia la mayor anchura de banda. Cada una de las normas inicialmente adoptadas en el ámbito internacional para la transmisión de señales de televisión a color con fines de radiodifusión -NTSC, PAL y SECAM- las trata en forma diferente, requiriéndose 4.6 o más MHz de anchura de banda para las señales de vídeo según el sistema empleado. Dichas normas están aun firmemente establecidas en algunas de sus variantes como sistemas completos, incluyendo otros aspectos de las señales y su procesamiento, porque implican características de operación de los receptores de televisión que se encuentran en servicio en enorme cantidad, aunque no permiten la calidad de imagen que se obtuvo con sistemas más avanzados que fueron desarrollados posteriormente, los cuales, sin embargo, solo pudieron abarcar nichos de mercado, como sistemas intermedios, antes de la adopción de los sistemas puramente digitales como el DVB desarrollado en Europa y el ATSC desarrollado en E.U.A.

Los nuevos sistemas DVB y ATSC de alta definición, que coexistirán con los analógicos durante varios años, tienen hasta 1080 líneas útiles de imagen y también

aproximadamente el doble de resolución por línea que el NTSC, mejorando adicionalmente la imagen en algunos otros aspectos, como es evitar la interacción entre la luminancia y el color, así como reducir el efecto del ruido. Las señales de los nuevos sistema ocupan desde 6 MHz de anchura de banda para alta definición, debido a que se utilizan técnicas de compresión, incluso para las terrestres radiodifundidas. Para procesar las señales de televisión digital los receptores deben contar con capacidad de descompresión, memorias y otras funciones con las que normalmente no estaban dotados los receptores convencionales hasta hace poco, pero debido a ello se simplificarán las terminales (receptor decodificador integrado) para la recepción directa por satélite.

Como en el caso de otras señales distintas a las de telefonía, las señales de televisión para radiodifusión y servicios de cuota se transmiten en un solo sentido, y su calidad no desmerece por procesos de transformación que agreguen una fracción adicional al intervalo de tiempo de recorrido de la señal, de la estación terrena transmisora a las receptoras, ya que este retardo no es percibido por los usuarios. Naturalmente, a diferencia de las señales de voz, la transmisión de estas señales a sus destinatarios se hace sin ningún tipo de pausas.

Además de las señales de televisión codificadas, actualmente utilizadas para fines de radiodifusión y para servicios con programas múltiples de pago, se encuentran las destinadas a videoconferencia y a educación a distancia, que en algunos casos tienen menores requisitos de anchura de banda, empleando métodos de compresión apropiados que también pueden formar parte de la familia de sistemas de compresión de la norma MPEG-2. Hasta hace pocos años se trató de impulsar los servicios de videoconferencia reduciendo la anchura de banda que ocupan, utilizando métodos de compresión de la señal de vídeo digitalizada que estaban en una etapa de evolución incipiente, por lo que al emplear velocidades digitales desde 128 kbits/s en las imágenes reproducidas se apreciaban movimientos bruscos y baja resolución, a pesar del poco movimiento encontrado en las de ese tipo de servicio. Actualmente, por el notable avance de las tecnologías de compresión digital, por cierto derivadas originalmente de las aplicaciones para videoconferencia, y por la reducción de sus costos, así como por la demanda del mercado, se emplean para este servicio velocidades de información digital desde 384 kbits/s hasta 1.5 y 2 Mbits/s o más, obteniéndose imágenes reproducidas con mucho mayor calidad.

#### 4.2.3 SEÑALES DE DATOS

Las señales de datos en banda de base difieren substancialmente de otros tipos en que desde el dispositivo en que se originan consisten en pulsos o en trenes de ondas sinusoidales de amplitud constante. De acuerdo con la aplicación, sus velocidades binarias tienen una gama muy amplia, desde menos de 100 bits/s hasta 2 o más Mbits/s. La transmisión de datos de una comunicación en una dirección puede

considerarse esencialmente continua, sin pausas o interrupciones de valor significativo. salvo al recibir una solicitud de retransmisión procedente del punto de recepción.

A menudo se emplean los circuitos telefónicos destinados al servicio de voz para la comunicación de datos. Este medio no es muy eficiente para muchas aplicaciones, pero es muy utilizado para la comunicación a velocidad media entre dos terminales por la alta disponibilidad de las líneas telefónicas, por lo que los servicios de comunicación telefónica con tramos satelitales deben ser capaces de conducir estas señales.

Según el tipo de servicio de datos que se transmita por un sistema de satélites, puede existir una distinta tolerancia a retardos en la recepción de las señales, desde una fracción de segundo hasta varios minutos, o hasta más de una hora. Para la comunicación interactiva, o para la difusión de datos, se prefiere el menor retardo posible en la comunicación, en tanto que para el servicio de correo electrónico o para la recolección remota secuencial de información almacenada es tolerable que la comunicación se difiera mucho más tiempo, pasando en algunos casos por estaciones que retransmiten los mensajes a puntos remotos después de almacenarlos para amortiguar los picos de tráfico, como una forma de aumentar la capacidad de tráfico disponible en cada canal. Esta forma de almacenamiento y reexpedición (store and forward en inglés), se utiliza también cuando un satélite de órbita baja no puede enlazarse simultáneamente con la estación terrena de origen y con la de destino, por no encontrarse ambas en su haz, si tampoco está diseñado para transferir las señales a otro satélite, por lo que almacena la información recibida y la retransmite cuando puede enlazarse con el destino.

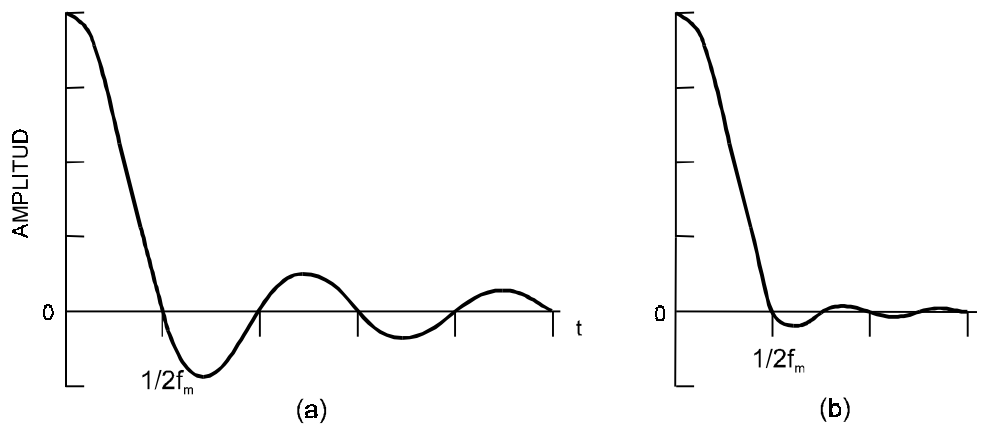
### 4.3 ADAPTACIÓN

La naturaleza analógica o digital de la señal original de información determina la cadena de sus posibilidades de transformación. Las señales originalmente analógicas pueden ser sometidas a diversas adaptaciones o acondicionamiento antes de la transmisión de la portadora de radiofrecuencia, o pueden convertirse durante el proceso de tratamiento de la banda base en digitales.

El proceso de adaptación más común es el *filtrado*, que se aplica a las señales de todo tipo, sean analógicas o digitales, eliminando los componentes de frecuencias más bajas y más altas que los límites establecidos para un canal, en forma tal de afectar lo menos posible la amplitud y fase de las ondas de frecuencias útiles dentro del mismo; y en otros casos conformando el espectro dentro de banda de señales analógicas, o atenuando considerablemente una frecuencia particular. El filtrado se usa muy extensamente tanto en las estaciones terrenas como en los satélites, y tiene una gran importancia para asegurar su desempeño dentro de las especificaciones y normas a las que están sujetos. En muchas ocasiones el objetivo del filtrado es evitar

el uso de una anchura de banda innecesaria de las señales, o la interferencia de unas a otras, y otros efectos indeseables cuando son contiguas o se traslapan en frecuencia. Los equipos de las estaciones terrenas que operan con señales digitales generalmente cuentan con filtros con anchura de banda 20% mayor que la mínima indispensable, con la atenuación en sus límites conformada para evitar que la oscilación continuada de la amplitud de cada pulso a la frecuencia fundamental (debida a la reducción del espectro originada por el filtro) produzca interferencia en el siguiente, conocida como *interferencia entre símbolos*, ya que una menor anchura de banda o una variación inadecuada de la atenuación en función de la frecuencia la causaría.

Una señal digital constituida por pulsos perfectamente rectangulares tendría teóricamente un número infinito de componentes espectrales que no podrían ser transmitidas por una estación terrena. Las restricciones de anchura de banda en cualquier sistema de comunicación alteran substancialmente la forma de los pulsos de las señales digitales producidas en el punto de origen de las mismas o por la conversión de forma analógica a digital, pero aun así pueden ser regenerados e identificados correctamente, salvo que el efecto de degradación por causa del ruido lo impida. Un filtro de atenuación de la amplitud de forma casi rectangular en función de la frecuencia que limite la anchura de banda de las señales a un valor similar a su velocidad binaria, al eliminar gran parte de las componentes espectrales deforma los pulsos causando una oscilación amortiguada después de la duración del pulso original, debido a que elimina gran parte de las componentes espectrales, como muestra la figura 4.3 (a).



**Figura 4.3.** Forma de la caída de amplitud de un pulso digital a la salida de un filtro estrecho. (a) cuando el filtro tiene una respuesta en frecuencia casi rectangular y (b) cuando el mismo es del tipo de corte decreciente progresivo conformado en el perfil de atenuación en frecuencia como una función coseno elevado.

Las oscilaciones posteriores al lóbulo mayor del pulso modificado por el filtro, aunque por sí solas no impiden la identificación correcta de los siguientes, al sumarse al ruido aumentan la probabilidad de que éste sí lo haga, actuando como ruido adicional o interferencia, de donde proviene la denominación de interferencia entre símbolos. En cambio, si se modifica la curva de atenuación del filtro de la amplitud en función de la frecuencia, conformándola de acuerdo con una función coseno elevado, nominalmente se eliminan sus efectos, como se muestra en la figura 4.3 (b). Para la comunicación por satélite se emplea este último tipo de filtro y otros similares que genéricamente se denominan de corte decreciente progresivo, los cuales son muy efectivos para paso de bajos y paso de banda simétrico. También se puede utilizar la técnica de señalización de respuesta parcial o duobinaria para reducir este efecto por medio de una compensación basada en su predicción.

Otra forma de adaptación o acondicionamiento es la aplicación de preacentuación o preénfasis, consistente en alterar una señal analógica aumentando la amplitud de sus componentes esenciales antes de la transmisión en la porción espectral en que son más débiles y más expuestas al efecto del ruido, atenuándolas en el punto receptor por el proceso contrario, junto con el ruido acompañante de igual gama de frecuencias, con el resultado de mejorar la relación señal a ruido. Dicho procedimiento representa esencialmente la expansión previa de la amplitud de una porción espectral de las señales, graduada como una función de la frecuencia, que es balanceada en el otro extremo de un enlace por una compresión complementaria.

A las señales vocales analógicas que no serán convertidas en digitales se les puede aplicar el proceso llamado de compansión silábica canal por canal, que consiste en reducir el intervalo rango dinámico de las amplitudes de la onda, en forma tal que se comprimen las amplitudes mayores y se amplifican las menores antes de la transmisión, y siendo éstas últimas más sensibles al ruido, se logra una mejor relación objetiva y subjetiva de señal a ruido. Este procedimiento, que se invierte en el punto de recepción, se aplica canal por canal antes de cualquier proceso de multiplaje y después del demultiplaje. A diferencia de la adaptación mencionada anteriormente, el proceso de compansión está determinado por las amplitudes de las ondas y no por su frecuencia.

En los casos mencionados, un nivel determinado de las señales queda sin alteración y generalmente se reducen las amplitudes a partir de éste a 1dB por cada 2 de variación original, ya sea ésta en sentido positivo o negativo, quedando el intervalo rango dinámico reducido a poco más de 30dB antes de la transmisión. En los sistemas de satélite es común que el nivel inalterado corresponda a -11dBm<sub>0</sub> para evitar el aumento de la potencia media del canal. En estas condiciones, se puede obtener una mejoría en la relación señal a ruido subjetiva de 10 o más dB.

Cuando la señal vocal analógica deba a ser convertida en señal digital también se puede utilizar un proceso de compresión instantánea de la señal usando dispositivos no lineales sin memoria, que la adaptan para su transmisión más



eficiente, invirtiéndose el proceso como expansión en el otro extremo del enlace. En este caso, usualmente se emplea uno de dos algoritmos, que determinan la función de compresión instantánea para la conversión analógico/digital, denominados de ley  $\mu$  y de ley  $A$ , los cuales que se describen en otro título de este capítulo.

La compansión es utilizada actualmente en todos los sistemas telefónicos. Asimismo, casi todas las señales analógicas, y en menor medida las digitales, se someten a más de un proceso de acondicionamiento; por ejemplo, el sistema Dolby de reducción de ruido incluye tanto los de acentuación como de compansión.

#### 4.4 CONVERSIÓN ANALÓGICO-DIGITAL

La conversión de señales analógicas en digitales es el primer paso para poder someter a éstas a otros procesos que logren una mayor eficiencia en la transmisión. Existen diversos métodos de codificación para este propósito que pueden considerarse como una forma de modulación, aunque no en el sentido de imprimir la secuencia de variaciones de la información en una portadora de radiofrecuencia por transmitirse.

La ventaja inicial de las señales digitales consiste en que, debido a que solo manejan dos valores de la amplitud de la señal, pueden reconstituirse con fidelidad después de haberse degradado con niveles moderados de ruido, mediante dispositivos de amplificación a saturación. Este proceso, denominado *regeneración*, realiza la eliminación prácticamente total del ruido térmico introducido en diversos puntos del trayecto de la señal, operación que en el tramo correspondiente a la comunicación por satélite puede ocurrir en la estación terrena transmisora, y en la receptora, aunque también, excepcionalmente, en el propio satélite. Cuando se conectan redes terrenales con satelitales las señales digitales pueden regenerarse en diversos puntos, evitando la degradación progresiva por ruido con la distancia que caracteriza a las comunicaciones con señales analógicas. Además, los equipos que procesan este tipo de señales casi no requieren los ajustes de niveles de señal que son típicos en los sistemas analógicos, lo que facilita su operación.

El uso de un método específico para la conversión está determinado por las características y uso al que se vaya a destinar la señal, por la calidad necesaria de la señal recibida al reconstituirse nuevamente como señal analógica, y por la complejidad, conveniencia y costo de los dispositivos de conversión. Una de las consecuencias del uso o servicio en el que se emplea un tipo particular de señal es el posible requisito de que al digitalizarse sea compatible con las empleadas en otras redes por las que sea necesario encaminarla.

Las características del servicio telefónico hacen necesario que el proceso de conversión, junto con otros tratamientos de la señal digitalizada, no causen un retardo significativo adicional al que se origina por la distancia en los sistemas geostacionarios. En cambio, las señales de televisión y audibles destinadas al

servicio de radiodifusión por satélite no son afectadas por procesos complejos que se ejecuten en un mayor tiempo, aun cuando correspondan a eventos que se transmitan en el momento en que ocurren, conocidos como programas en vivo.

#### 4.4.1 MODULACIÓN POR IMPULSOS CODIFICADOS (MIC)

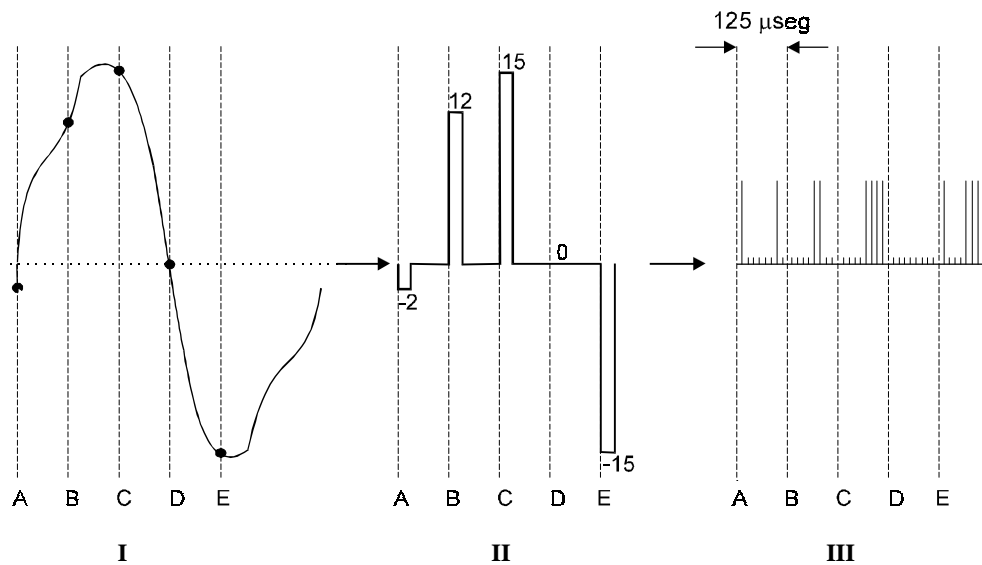
La codificación de las formas de onda por el método MIC ha sido la más utilizada para convertir las señales analógicas en digitales. En este método se toman muestras del valor de la señal analógica por lo menos al doble de la frecuencia más alta de su gama de frecuencias (criterio de Nyquist), y se convierten a combinaciones de pulsos que las representan. La obtención de muestras a una tasa menor del doble de la frecuencia más alta contenida en la señal produce una distorsión (aliasing) que se evita por medio de filtros pasa bajos colocados antes del codificador, con una frecuencia de corte igual o menor a la mitad de la tasa de muestreo.

En el caso de las señales de voz para telefonía, que después de filtradas solo contienen componentes de frecuencias entre 300 y 3400 Hz, la tasa de muestreo es de 8000 por segundo en lapsos uniformes de 125  $\mu$ seg. Para cuantificar los valores instantáneos de las ondas vocales en el momento de muestreo en cada lapso, el intervalo dinámico total, o amplitud mínima cresta a cresta, hasta la máxima prevista de las señales, se divide en un número discreto de intervalos menores de amplitud, que sean suficientemente pequeños para una reproducción fiel de la señal al ser apreciada subjetivamente. La cuantificación consiste en asignar un solo número binario a cada valor de las amplitudes de las muestras que esté dentro de los límites de uno de los intervalos previstos. Un número normalizado de intervalos de 254 es muy utilizado para este fin, representando 127 valores positivos, 127 negativos y cero (255 valores), que pueden obtenerse mediante un número representado por 8 pulsos combinados como dígito binario, por lo que la velocidad binaria obtenida a la salida de la conversión es de 64 kbits/seg. También se utiliza en Intelsat la mitad de intervalos de amplitud representándolos por 7 dígitos binarios, en cuyo caso la velocidad binaria obtenida es de 56 kbits/seg. La figura 4.4 muestra un ejemplo de conversión de una onda analógica por este método.

La onda pasa por un circuito en el cual por medio de pulsos de compuerta sincronizados se convierte inicialmente en muestras de duración y espaciamiento temporal uniformes, cuyas alturas se cuantifican y convierten en pulsos binarios combinados, de acuerdo a un código para representar su valor. En el ejemplo de la figura se representan cinco muestras con valores entre -15 y 15 en la gama dinámica de -127 a 127.

La onda pasa por un circuito en el cual por medio de pulsos de compuerta sincronizados se convierte inicialmente en muestras de duración y espaciamiento temporal uniformes cuyas alturas se cuantifican y convierten en pulsos binarios combinados de acuerdo a un código para representar su valor. En el ejemplo de la

figura se representan cinco muestras con valores entre -15 y 15 en el intervalo dinámico de -127 a 127.



MUESTRA	VALOR DECIMAL	VALOR EN CÓDIGO BINARIO
A	-2	1 000010
B	12	0 0001100
C	15	0 0001111
D	0	0 0000000
E	-15	1 0001111

Figura 4.4. Conversión de una señal analógica en digital por el método MIC. I Forma de onda analógica. II Forma de onda parcial de pulsos modulados en amplitud. III Representación binaria codificada de 5 muestras. El código empleado en este caso se presenta solo como ejemplo.

Al reconstruir la señal por el proceso inverso, en el punto de recepción se obtiene una forma de onda analógica muy similar a la original, pero no idéntica, debido a que proviene de valores de amplitud escalonados al no ser un proceso continuo, sino discreto, presentando una distorsión por cuantificación que se trata como ruido, con la denominación de *ruido de cuantificación*. El ruido de cuantificación, que se presenta después de la demodulación, es mayor cuanto más grandes sean los escalones o intervalos de amplitud en que se divide el intervalo dinámico total, el cual entonces afecta más a las ondas de menor amplitud, por lo que

una tasa de muestreo más alta permite reducirlo, con el inconveniente de que origina una mayor velocidad binaria, y mayor anchura de banda para su transmisión.

Una solución alternativa que no requiere mayor tasa de muestreo consiste en adaptar la señal analógica, comprimiéndola en forma instantánea al momento de cuantificarla, lo que reduce el intervalo dinámico de amplitudes, y con el mismo número de intervalos de amplitud, por ser mucho menor el tamaño de cada uno de ellos, se obtiene una mayor resolución en las ondas de menor amplitud que no son comprimidas. Como consecuencia, al efectuarse el proceso de expansión durante la recepción, las ondas de menor amplitud que corresponden a los sonidos de menor intensidad, o sea los sonidos consonantes de la voz, se reconstituyen con escalones de menor tamaño y por lo tanto con menor ruido de cuantificación. Las ondas de mayor amplitud correspondientes a las vocales se reconstruyen con escalones mayores al aplicarse la expansión, y por lo tanto con mayor ruido de cuantificación, con el resultado global positivo de que al favorecer a las ondas de menor amplitud, la relación de señal a ruido de cuantificación tiende a ser similar para ambos tipos. Como las ondas de menor amplitud de los sonidos consonantes son las responsables principales de la inteligibilidad de la voz, el proceso de compansión mejora subjetivamente la calidad de la señal recibida en la forma que produce los mayores beneficios. Como el ruido térmico se elimina en la estación terrena receptora por regeneración, quedando solo los errores de codificación originados por sus valores máximos, el ruido después de la demodulación depende del introducido por la cuantificación, que es función del tamaño de los intervalos de amplitud, y por lo tanto está determinado por el diseño de la conversión.

El proceso de adaptación obedece a la forma específica de obtener la señal comprimida de la original. Para este propósito existen dos algoritmos en uso que ya mencionamos anteriormente: la ley  $\bullet \mu$  que responde a la ecuación

$$y = \frac{\ln(1 + \mu x)}{\ln(1 + \mu)} \quad (4-1)$$

y la ley  $A$  que corresponde a la ecuación

$$y = \frac{z}{1 + \ln(A)} \quad (4-2)$$

donde  $x$  y  $y$  son las magnitudes normalizadas de la señal de entrada y de salida (su valor máximo es 1, no en dB),  $z = Ax$  para  $0 \leq x \leq 1/A$ ,  $z = 1 + \ln(Ax)$  para  $1/A \leq x \leq 1$  y los parámetros  $\bullet \mu$  y  $A$  tienen normalmente los valores 255 y 87.6. Al aplicarse el proceso inverso los intervalos de amplitud de las muestras de mayor

valor son 64 veces más grandes que los de las menores, lo que equivale a una compresión de 18 dB.

Cuando se emplean los valores indicados, las dos leyes dan resultados casi idénticos, obteniéndose una mejoría de más de 15 dB en la relación señal a ruido de cuantificación para las ondas de menor amplitud, respecto de las señales MIC sin compansión, y cerca de 40 dB del valor de esta relación en gran parte de la gama de amplitudes de las ondas de voz. Sin embargo, cada una de las dos leyes de compansión mencionadas están asociadas a formas de codificación distintas.

En la recepción de las señales pueden ocurrir ocasionalmente errores, por causa de la coincidencia de ruido de intensidad excesiva, que consisten en uno o más bits alterados en el código que representa cada valor de amplitud de la forma de onda, los que auditivamente se perciben como un ruido transitorio. La magnitud del ruido depende de si el bit en error es el más significativo, u otro de menor significación en el código que representa a la muestra, y normalmente no perturba la conversación si no es muy frecuente que ocurra contiguo a otros. Una proporción de bits erróneos (PBE o BER) no mayor de  $10^{-4}$  produce una señal subjetivamente aceptable, aunque una distribución más uniforme de los errores produce una mayor calidad percibida de la señal que si éstos se encuentran en grupos, siendo igual la cantidad total de errores, o dicho de otro modo, se requiere una mayor proporción de errores para que sea rechazado un circuito de voz cuando éstos están distribuidos más uniformemente.

#### 4.4.2 MODULACIÓN DELTA (MD)

Este método alternativo es un ejemplo de los denominados de codificación diferencial o por diferencia de las amplitudes de las muestras, y emplea una tasa de muestreo mucho más alta que la empleada en los sistemas MIC, habitualmente entre 24 y 40 kHz, a fin de obtener una buena calidad de la voz para telefonía en el extremo receptor.

La cuantificación de las muestras se realiza mediante un código binario diferencial de un solo dígito, 1 o 0, que representa el cambio de amplitud en aumento o disminución de una nueva muestra en relación con la anterior, por lo que la velocidad de información binaria es menor que en el caso anterior. En esta forma de conversión todos los errores de transmisión tienen poco efecto, similar al del bit menos significativo en el proceso MIC. En su forma más sencilla esta conversión se denomina *modulación Delta lineal*.

Para mejorar la reproducción de las señales analógicas al aplicar el proceso inverso se puede emplear, como en el caso MIC, un método de adaptación por compresión y expansión, en cuyo caso la conversión se denomina *modulación Delta adaptativa* (MDA).

La aplicación de esta forma de conversión se puede realizar con dispositivos más sencillos que en el caso descrito anteriormente y es posible obtener una calidad

de voz aceptable a velocidades de transmisión digital de 32 kbps, representando uno de los métodos de *codificación a tasas bajas* (menores de 64 kbps).

#### 4.4.3 MODULACIÓN POR IMPULSOS CODIFICADOS DIFERENCIAL ADAPTATIVA (MICDA)

Esta forma de conversión emplea las técnicas de cuantificación adaptativa y predicción lineal para reducir la velocidad binaria de transmisión. La cuantificación adaptativa va más allá de la compansión del método MIC, en cuanto a que el paso de cuantificación de las muestras de la onda es variable en el tiempo, y se adapta a la señal en modo tal que la estadística del ruido de cuantificación, la cual se empleada como información para el modulador, permite su reducción por retroalimentación.

Aparte del proceso de adaptación, la codificación se realiza por correlación de las muestras sucesivas de la señal midiendo su diferencia de amplitudes en lugar de su valor total. La predicción lineal consiste en calcular el valor de amplitud esperado de una muestra a partir de los valores de muestras precedentes, permitiendo transmitir solo la diferencia entre el valor real y el calculado. En el extremo receptor se realiza el mismo cálculo y se reconstruye la señal añadiendo la diferencia de acuerdo con la información recibida. Como las diferencias entre el valor previsto y el real de cada una de las muestras son menores que la variación total de la señal, la transmisión puede realizarse con una menor gama de valores y por lo tanto con un menor número de dígitos binarios, lográndose el objetivo de reducir la velocidad binaria. La velocidad binaria normalizada para este método aplicado al tráfico telefónico es de 32 kbps, es decir, 8000 muestras por segundo y 4 dígitos binarios para representar las diferencias de valor.

El hecho de predecir en cierta medida los valores de la amplitud de las muestras de la señal, utilizando un menor número de impulsos codificados para representarlas, es una técnica simple de compresión digital, que se ha llevado a extremos de refinamiento en los métodos de compresión de las señales de televisión.

#### 4.4.4 COMPARACIÓN Y USO DE LAS SEÑALES DIGITALES

La calidad de la comunicación telefónica utilizando las técnicas descritas de conversión analógico-digital es bastante sensible a la tasa de bit erróneos de la transmisión. La relación señal a ruido de cuantificación en ausencia de bits erróneos es una forma de medir la calidad del sistema de conversión dentro de la gama de niveles de la señal con el resultado de que el método MIC a 64 kbps supera al MICDA a 32 kbps y éste al MDA de 32 kbps. Sin embargo, la percepción subjetiva de la calidad de la señal es la evaluación más importante y produce resultados diferentes al ocurrir diversas proporciones de errores:

- Con las velocidades binarias señaladas, para una proporción de errores (PBE o BER) de  $10^{-3}$ , los tres métodos producen una percepción de calidad muy similar.
- Para una PBE de  $10^{-4}$ , el método MICDA supera a los otros dos por una diferencia subjetiva de aproximadamente 5dB.
- Para una PBE de  $10^{-5}$ , las señales MIC y MICDA se perciben con una calidad similar superando a las MDA en unos 4 o 5 dB equivalentes.
- Solo para una proporción de errores menor a  $10^{-5}$  las señales MIC se perciben subjetivamente con mayor calidad que las señales MICDA.

Aparte de los métodos descritos, se han desarrollado con menor éxito otros para la conversión analógico-digital de señales telefónicas y recientemente se han utilizado nuevos algoritmos para la comunicación por voz en redes privadas satelitales y en redes para servicios móviles por satélite, con o sin conexión a las redes públicas telefónicas, aunque requieren un tiempo de decenas de milisegundos para el tratamiento de las señales.

A pesar de las ventajas de la digitalización, tiene también desventajas potenciales o inevitables que afortunadamente pueden controlarse en su magnitud o compensarse con creces. Entre ellas se encuentran las de aumentar el retardo de las señales causado por la distancia entre estaciones terrenas y satélites, cuando se someten a extenso procesamiento, introducir el ruido de cuantificación, y exagerar el efecto de impulsos de ruido cuando coinciden con un bit codificado más significativo, ya mencionadas anteriormente, así como la posibilidad de desplazamiento oscilante o progresivo de la posición en el tiempo de los bits de las señales digitalizadas, lo que se refleja como errores en la señal decodificada.

Además de su utilidad en el caso de señales de voz, la conversión analógico-digital es indispensable como paso previo para la compresión digital de las señales de televisión, y de las señales a frecuencias audibles diferentes a las de telefonía.

Las señales de televisión digitalizadas directamente de la señal analógica, para los servicios de distribución para radiodifusión en cadena, o para difusión directa, ocupan una anchura de banda excesivamente amplia, por lo que hasta hace poco no hubiera resultado económicamente viable su transmisión por satélite. Sin embargo, las nuevas técnicas de compresión digital permiten que la anchura de banda de una portadora modulada por señales digitales de televisión sea mucho menor que una modulada por señales analógicas, lo que está impulsando en forma acelerada su conversión para los servicios de distribución de señales de televisión por satélite, educación a distancia, televisión directa y otros. Los canales de audio para servicios de radiodifusión, así como los que acompañan a los de vídeo en televisión, también están sujetos a la misma tendencia. La presentación de la conversión de ambos tipos de señales se aborda en el título sobre compresión digital de este capítulo.

## 4.5 MULTIPLAJE

El multiplexaje permite combinar señales de información generalmente provenientes de muy diversos puntos terminales en una sola señal más compleja, para modular a una portadora única que puede ser transmitida en forma más eficiente desde el punto de vista técnico y económico que las señales individuales originales. Esta modalidad de transmisión se denomina de *múltiples canales por portadora* (MCPC). En el extremo receptor del enlace se aplica un procedimiento inverso, denominado demultiplexaje, para separar las señales y usualmente encaminarlas a sus distintos destinos. Tanto el multiplexaje como el demultiplexaje pueden efectuarse ya sea en las estaciones terrenas, o en redes terrenales interconectadas con ellas.

Los procesos de multiplexaje tienen afinidad con los de acceso múltiple a los transpondedores, cuya presentación, no obstante, se hace en forma separada en el Capítulo 5, por sus peculiaridades específicas.

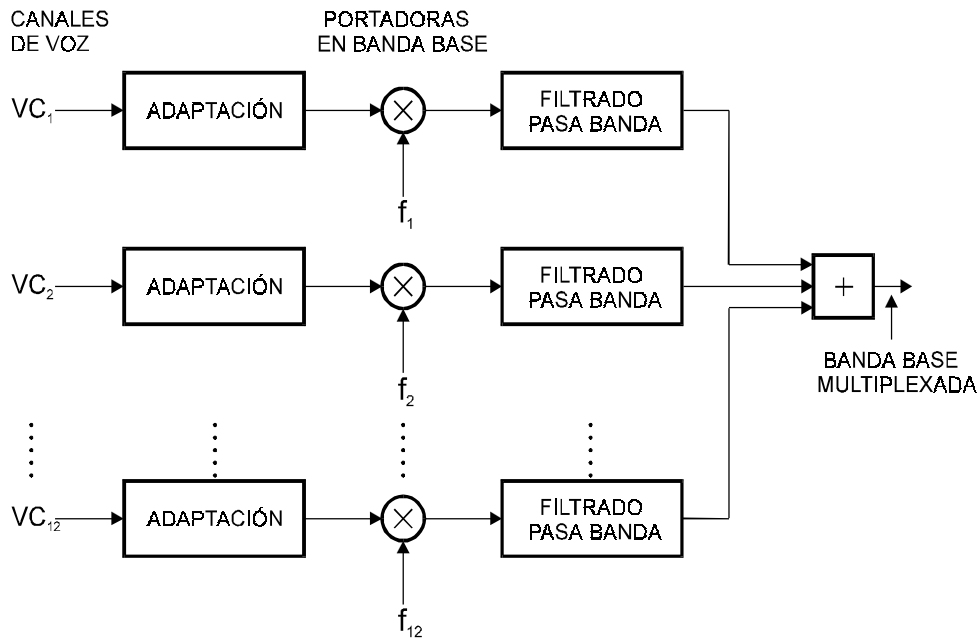
### 4.5.1 MULTIPLAJE POR DIVISIÓN DE FRECUENCIA (MDF)

Este método de multiplexaje fue primeramente utilizado para transmitir 12 canales del servicio público telefónico en una sola portadora por líneas físicas de las redes terrenales, extendiéndose después a redes de radio y por satélite, y consiste esencialmente en que con cada 12 señales individuales analógicas de voz filtradas para contener solo componentes de 0.3 a 3.4 kHz se modula a igual número de portadoras espaciadas a 4 kHz por el método de banda lateral única con portadora suprimida, formando un grupo primario básico en banda de base como muestra la figura 4.5.

La primera portadora tiene 108 y la última 64 kHz, y como en cada caso se suprime la banda lateral superior, la información de cada canal queda separada en frecuencia de la de los demás sin causarse interferencia, aunque estén unidos en una sola señal a la salida del amplificador sumador, ocupando la banda de base resultante de dicho grupo de 60 a 108 kHz.

Con 5 grupos primarios trasladados a frecuencias distintas (cada uno en una sola operación con sus 12 canales) se forma un grupo secundario con 60 canales, también llamado supergrupo, preferentemente de 312 a 552 kHz en el caso de redes terrenales, de la misma manera en que se realiza la traslación en un convertidor de subida por mezcla con las ondas producidas por un oscilador local. Si es necesario, pueden usarse varios grupos secundarios que por el mismo proceso se multiplexan para transmitir un mayor número de canales telefónicos, formando lo que se denomina una jerarquía que incluye diversos pasos de agrupamiento hasta llegar a 3600 canales.





**Figura 4.5** Multiplexaje por división de frecuencia de canales telefónicos analógicos. El proceso de adaptación o acondicionamiento puede incluir filtrado y compresión de amplitudes.

En un caso más general, si cada canal ocupa una igual anchura de banda  $b$  y se multiplexan  $n$  canales, la anchura total de la señal conjunta será  $bn$ .

El demultiplexaje se realiza en la estación terrena receptora mediante filtros para separar por frecuencia los grupos y canales, finalizando con la demodulación de éstos, o puede efectuarse parcialmente en una red terrenal interconectada.

Este sistema ha caído en desuso para aplicaciones de telefonía, debido a la generalización progresiva de la digitalización de dichas señales.

En el caso de las señales de televisión de los tres sistemas más comúnmente usados, mencionados anteriormente, lo que se denomina una *señal compuesta* es la resultante de una forma de multiplexaje por división de frecuencia en que a menudo se suman directamente la señal de luminancia, dos señales de diferencia de color moduladas en una subportadora en banda base y la señal de audio también modulada en una subportadora, como mínimo, si no se emplean señales adicionales, y se realiza antes de modular la portadora de radiofrecuencia. Para la transmisión por satélite otra opción consiste en separar la señal o señales de audio y enviarlas por un transpondedor diferente.

#### 4.5.2 MULTIPLAJE POR DIVISIÓN EN EL TIEMPO (MDT)

Este método permite que diversas señales digitales compartan un mismo medio de comunicación comprimiendo en el tiempo sus trenes de impulsos e intercalándolos en secuencia en una sola señal en banda de base antes de la modulación. En cada punto de destino se encaminan los trenes de ondas correspondientes al circuito o circuitos que utiliza, después de separarlos y expandirlos a la duración que tenían originalmente, llenando los espacios temporales que quedan al desechar las demás señales.

Esta forma de multiplexaje tiene la ventaja sobresaliente de que si el conjunto de semicircuitos que contiene la portadora hace que ésta ocupe toda la anchura de banda de un transpondedor, como la señal moduladora aparenta ser una sola, no se produce intermodulación, y se puede operar aquél prácticamente a saturación, es decir, casi sin retención de potencia (back off en inglés), mejorando la relación señal a ruido simultáneamente en ambos aspectos.

Para señales múltiples de las mismas características, cada tren de impulsos de un canal se almacena momentáneamente en una memoria y debe insertarse en la señal conjunta en un tiempo igual o menor a su duración original dividida entre el número  $n$  de canales del multiplexor, es decir, es necesario que su velocidad binaria se multiplique un poco más de  $n$  veces, liberándolo precisamente en el lapso que debe tener reservado de cada ciclo de inserción. Para evitar errores en la recepción, es necesario que la duración de cada lapso de inserción esté sincronizada entre la estación terrena transmisora y la receptora, por lo que a la señal combinada se le agregan bits de sincronización.

Otra ventaja de este método de multiplexaje es que al combinar las señales digitales en secuencia, en una sola portadora de amplitud constante, las hace menos vulnerables a interacciones entre ellas mismas, y más resistentes a interferencias. Los multiplexores digitales, aunque pueden ser muy complejos, son compactos y fiables gracias a los microcircuitos.

En el caso de los servicios de telefonía, los canales de voz que llegan en forma separada pero simultánea desde diversos puntos de origen, o ya multiplexados, a un nodo internacional de comunicaciones terrenales (centro internacional de conmutación), o directamente a una terminal de comunicaciones por satélite para ser transmitidos, pueden tener un mismo destino, por ejemplo un determinado país, o estar agrupados por más de un destino si el tráfico a uno solo no es suficiente, a fin de que desde el punto de recepción se encaminen las señales a los múltiples destinos que correspondan, por medio de redes terrenales.

Para el multiplexaje por división en el tiempo de señales telefónicas la UIT recomienda tres jerarquías, que permiten en pasos sucesivos agrupar primeramente 24 o 30 canales de voz en un multiplexor de primer orden, cuatro veces dichos canales en uno de segundo orden, y sucesivamente multiplicar las combinaciones en

otros pasos. La figura 4.6 muestra los primeros cuatro pasos de multiplexaje de dichas jerarquías.

Los 30 canales MIC de 64 kbits/s del primer orden de la jerarquía europea o CEPT ocuparían 1.92 Mbit/s si solo se transmitieran las señales originales, pero se agregan 0.128 Mbits/s de palabras binarias auxiliares que son independientes del contenido del tráfico, por lo que la velocidad binaria de salida del primer paso de multiplexaje es 32 veces la de un canal o sea 2.048 Mbits/s, y la señal resultante o la portadora con la cual se conduce se designa por la abreviación E1. Cada uno de los siguientes pasos recibe contribuciones de 3 hasta 7 unidades tributarias del nivel anterior según la jerarquía de que se trate, como indica la figura 4.6.

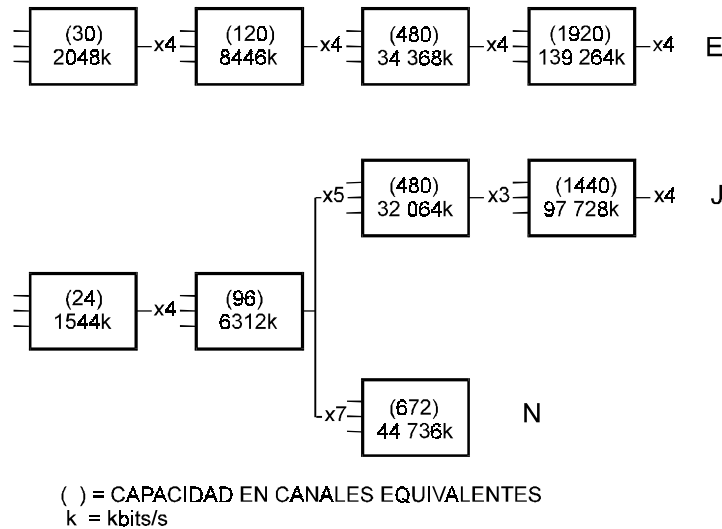


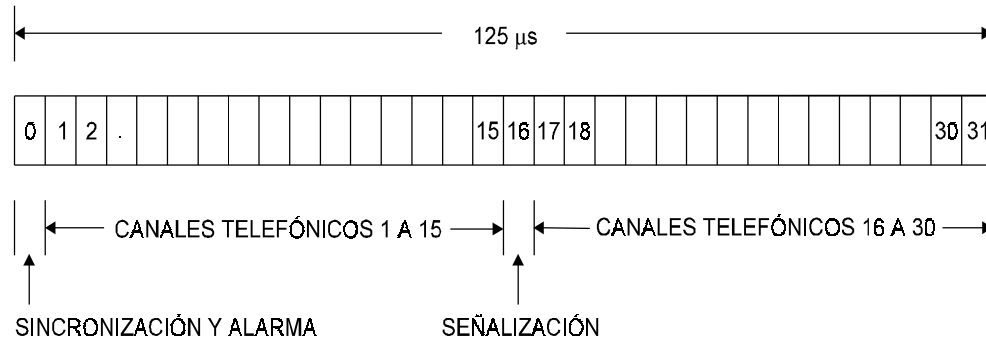
Figura 4.6 Jerarquías recomendadas por la UIT para el multiplexaje por división en el tiempo de canales telefónicos. Cada una de ellas se emplea principalmente en Europa (E), Japón (J), y Estados Unidos de América y Canadá (N). Las dos primeras tienen otro posible paso de multiplexaje que no se muestra

La norma norteamericana o NAS tiene actualmente variantes en que el multiplexor de primer orden puede operar con señales de 56 o de 64 kbits/s, y puede haber una posible cuarta etapa con velocidad binaria de salida similar a la de la norma CEPT. Las designaciones originales de los multiplexores de esta jerarquía son DS1, DS2, DS3 y DS4 y actualmente también se les conoce como MUX T1, T2, T3 y T4, siendo estas últimas siglas con las que también se designa a las portadoras que conducen las señales de salida de cada uno de ellos.

La estructura y tiempos de la trama, o conjunto de intervalos consecutivos para la intercalación de los canales del multiplexor de primer orden de la jerarquía CEPT,

se muestra en la figura 4.7, la cual se presenta como ejemplo por ser más sencilla, ya que es distinta en las otras jerarquías.

En el multiplexor de primer orden cada trama tiene una duración cíclica de  $125\mu\text{s}$ , dividida en 32 ranuras de tiempo numeradas del 0 al 31, con una palabra de 8 bits en cada una, por lo que en total contiene 256 bits. Las ranuras del 1 al 15 se emplean para conducir información de cada uno de los canales 1 al 15, las ranuras del 17 al 31 contienen información de cada uno de los canales 16 al 30, la ranura 0 se emplea para sincronización y otros propósitos, y la ranura 16 se emplea para discado y señalización.



**Figura 4.7. Estructura y tiempos de una trama del multiplexor de primer orden de la jerarquía CEPT para telefonía. Cada ranura de tiempo de un canal contiene una palabra binaria de 8 bits**

El multiplexaje por división en el tiempo mediante tramas requiere de una atención especial a la sincronización entre las señales transmitidas y las recibidas, y parte de los  $0.128\text{ Mbits/s}$  adicionales al contenido del tráfico en la norma CEPT se emplean para una palabra binaria, que debe ser reconocida y usada como referencia de sincronización por el multiplexor de destino. Dicho multiplexor no solo debe reconocer el inicio de las secuencias digitales, sino operar a la misma frecuencia del transmisor, lo que se logra usando un método conocido como *recuperación de reloj*. El multiplexor transmisor opera a una velocidad binaria particular, y el multiplexor receptor vigila esta velocidad y extrae de ella la pauta de tiempo que se usa para operar sus circuitos. El multiplexor transmisor utiliza como referencia de tiempo un reloj muy preciso ubicado en alguna parte de la red. Como los relojes en cada extremo transmisor son casi exactamente iguales, pero no idénticos, esta forma de operación se denomina *sincronización plesiócrona*, lo que facilita la sincronización. La precisión de los relojes conocidos como de estrato 1, debe ser como mínimo de 1 parte en  $10^{11}$ , siendo usualmente de Cesio, de 7 partes en  $10^{12}$ , de los cuales se derivan los relojes de nivel o estratos 2 y 3, con precisión de 1 parte en  $10^9$  y  $.10^7$ , respectivamente.

Si se enlazan redes conduciendo señales multiplexadas en tramas sin emplear medios adecuados de sincronización, se produce el desplazamiento progresivo de la posición en el tiempo de los impulsos que representan los bits, debido a diferencias en los respectivos relojes digitales que determinan su espaciamiento temporal, lo cual origina errores en la recepción. La forma de evitarlo es emplear bits de relleno que se van intercalando en cada trama para lograr la sincronización. Adicionalmente, se usan palabras en código para asegurar la sincronización de la trama tanto en tiempo como en fase.

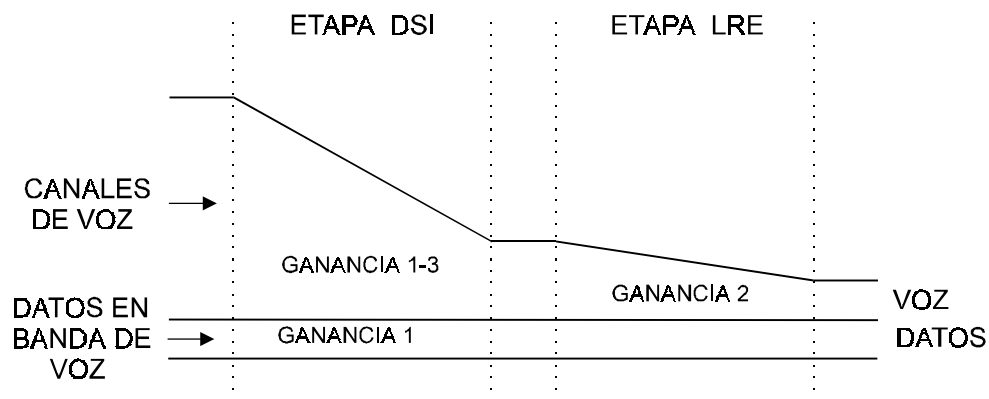
También ocurre el desplazamiento oscilante irregularmente, pero no progresivo, de la posición en el tiempo de los bits (jitter), el cual se debe a multiplexores, a regeneradores y a variaciones en las condiciones de propagación, tomando el nombre de wander si la variación oscilante de las posiciones tiene una frecuencia menor a 20 Hz, pudiendo incluso ocurrir variaciones de pocos ciclos en un día o mucho más lentas. El jitter, por ser naturalmente irregular, puede ocurrir en forma de oscilaciones complejas que es posible descomponer en más de una frecuencia, existiendo límites establecidos dentro de los cuales puede tolerarse y circuitos especiales para reducirlo.

En las comunicaciones internacionales puede ser necesario utilizar equipos para la conversión de las señales, ya que las distintas jerarquías son incompatibles, difiriendo no solamente en velocidad binaria, sino también en la estructura de cada trama, por la disímil ubicación y forma de codificación en ella de la sincronía, la señalización y las alarmas.

La forma de multiplexaje en el tiempo mediante tramas descrita, aunque es muy rígida para otros propósitos, es conveniente para un conjunto de señales en gran número, de iguales características, en que cada circuito tiene un origen y destino final fijos como es el caso de las troncales internacionales del servicio telefónico público. En este caso, el enlace por satélite se realiza entre dos países, y ya sea en cada una de las estaciones terrenas terminales o en otro punto, las señales se separan por circuitos y se encaminan por las redes terrenales.

Una variante de este sistema se utiliza para aumentar considerablemente la capacidad de tráfico, denominada interpolación digital de la palabra (DSI). Por esta técnica se puede aprovechar mejor el medio de comunicación, ya que, durante el tiempo que un interlocutor está a la escucha, y durante los breves lapsos de interrupción de su voz al estar hablando, que conjuntamente pueden representar entre el 60 y el 65% del tiempo total, se utiliza el circuito de transmisión correspondiente para encaminar información de otros usuarios, intercalándola en las ranuras de tiempo con silencio, en lugar de hacerlo en la forma rígidamente ordenada de las tramas normales. A un equipo en que se combine DSI con conversión analógico-digital a velocidades binarias menores de 64kb/s (LRE o Low Rate Encoding) se le denomina equipo digital de multiplicación de circuitos (DCME).

Las técnicas DSI permiten multiplicar la capacidad de transmisión hasta 3 veces si solo se transmite voz, y combinándolas con la conversión MICDA a 32 kbits/s, se aproxima a 6 veces. Sin embargo, como es muy frecuente el uso de los canales de voz para transmisión de datos, ese valor puede reducirse, por ejemplo, a 4 en un conjunto de 120 circuitos con 20 % de datos. Las señales de transmisión de datos en los canales de voz se detectan y se encaminan por circuitos normales MIC a 64 kbits/s, ya que no pueden alterarse, y uno de los canales de voz se utiliza para transportar los datos relativos a la ubicación en el tiempo (ranura) y canal que se dio a cada fracción de información en el proceso de asignación de las ranuras para DSI. En el sistema Intelsat se utilizan, además del encaminamiento del conjunto de señales a un solo destino, opciones de enrutamiento de las señales de una sola estación a 2 o 4 estaciones terrenas. La figura 4.8 muestra el efecto de la combinación de los procesos DSI y LRE en los equipos DCME.



**Figura 4.8. Magnitud de la multiplicación de eficiencia en los equipos DCME que reduce la anchura de banda ocupada**

Las técnicas de multiplexaje en el tiempo pueden satisfacer otras necesidades de comunicación en que se requiera mayor flexibilidad en destinos o en anchura de banda de las señales individuales. El uso de variantes que permiten esta flexibilidad consiste esencialmente en el encaminamiento de paquetes o estructuras individuales de información en formato digital, que comparten en secuencia un medio de conducción. Los paquetes son trenes de pulsos en los que se fragmentan las señales, según el formato requerido por la red de que se trate, a los que se agregan etiquetas individuales mediante bits adicionales a los de tráfico, a fin de poder reunirlos en su destino sin errores. Es decir, con el propósito de obtener flexibilidad en la forma de manejar y transformar la información multiplexada, en lugar del encabezamiento de cada trama usado en los ejemplos descritos anteriormente se requiere un encabezamiento en cada fragmento de información individual, que de esta forma se convierte en paquete.

Los paquetes que constituyen un mensaje o una imagen se reúnen en el punto de destino y se entregan al destinatario o interlocutor como si se hubieran transmitido unidos, como en los casos ya descritos. De esta manera se aparenta que la red realiza las comunicaciones por medio de circuitos dedicados mientras lo hace por *circuitos virtuales* implícitos en el flujo digital conjunto.

Una de las ventajas de este enfoque es que la comunicación individual entre dos puntos puede ser de un tipo particular, y tener en la señal en banda de base la anchura de banda adecuada al servicio que se les proporciona, distinta a la utilizada por otros usuarios, y, si es necesario, ser dinámicamente variable de acuerdo con necesidades instantáneas. En este último caso se trata de un *multiplaje estadístico*, en que la capacidad total de la portadora se calcula para un conjunto de señales con demanda de capacidad total estimada estadísticamente, aunque deben preverse las alternativas automáticas en el procesamiento requeridas en los momentos en que, por la naturaleza de este tipo de multiplaje, la demanda exceda a la capacidad. Aparte de otras ventajas, se puede apreciar que el conjunto de señales transmitidas puede ocupar menos anchura de banda que la transmisión de cada una de ellas en circuitos reales separados. También se puede hacer con relativa facilidad que cada usuario de los servicios proporcionados a múltiples destinos, mediante una portadora multiplexada unidireccional o simplex, solo pueda tener acceso a los servicios incluidos en la misma que haya contratado o solicite ocasionalmente.

Por ejemplo, en la norma MPEG-2 para televisión comprimida se previó que en un solo flujo digital puedan transmitirse hasta 16 programas de vídeo y 32 programas de audio. La portadora común puede tener datos de los usuarios que representan la autorización de acceso para cada uno de ellos a cada uno de los programas. La transmisión por satélite de señales multiplexadas bajo esta norma está limitada por la anchura de banda de los transpondedores. El proceso para crear los paquetes de información tiene una estructura de dos capas, según la cual en la primera se forman paquetes de longitud variable del flujo elemental paquetizado (PES). El segundo nivel divide los anteriores para el flujo de transporte en paquetes de longitud fija de 188 bytes, incluyendo 4 bytes de encabezado, los que pueden extenderse en caso necesario. El flujo de información variable de cada programa se suma al de los demás en la banda de base, pudiendo haber en cualquier intervalo de tiempo un mayor número de paquetes de un programa que de otros, lo cual significa que está requiriendo una mayor capacidad que el valor medio, porque contiene en ese intervalo imágenes de mucho movimiento o de mucha complejidad. La forma de resolver una demanda conjunta instantánea superior a la capacidad de la portadora consiste en reducir la información comprimida de acuerdo a reglas de prioridades, lo que origina una reducción momentánea de la calidad de las imágenes, que generalmente es imperceptible a la vista, es decir, por obtener un alto rendimiento de una portadora con anchura de banda fija, y demanda aleatoria de capacidad, se tiene

que aceptar la penalidad de que las imágenes pueden variar en calidad en un determinado porcentaje del tiempo.

## 4.6 MODULACIÓN

El primer método de modulación empleado en los sistemas de comunicación terrenales fue el de *amplitud modulada* (AM), que todavía se utiliza ampliamente en radiodifusión tanto de televisión como de audio y en otros servicios, mientras que en la comunicación por satélite solo se ha empleado en algunos procesos de la banda de base previos a la modulación de la portadora de radiofrecuencia.

En el servicio fijo por satélite dos métodos de modulación de la portadora que han sido muy utilizados son la *modulación de frecuencia* (MF), para las señales analógicas y digitales, y la *modulación por desplazamiento de fase* (MDPH) para las señales digitales.

### 4.6.1 MODULACIÓN DE AMPLITUD (AM)

La función matemática que representa a una portadora modulada en amplitud es el producto de la función que representa a la portadora por la función que representa a la banda de base que la modula. Esta operación físicamente la realizan circuitos relativamente sencillos.

El espectro resultante de la modulación de amplitud contiene la portadora original y 2 bandas laterales, cada una con toda la información de la banda de base, por lo que para algunas aplicaciones puede conservarse solo una de ellas, operando en *banda lateral única* con portadora suprimida, como en el caso presentado anteriormente para el multiplexaje por división de frecuencia de señales telefónicas analógicas, que se efectúa sobre portadoras en banda de base espaciadas 4 kHz en frecuencia.

Durante la conversión de una señal analógica en digital, la generación de pulsos de muestra a partir de la señal original, al entrar ésta y un tren de impulsos de compuerta a un modulador en amplitud o multiplicador, antes de la cuantificación, se realiza por el mismo proceso comentado, pero no en una portadora de radiofrecuencia..

La modulación de amplitud con banda lateral única emplea un mínimo de anchura de banda, pero no se utiliza para modular directamente una portadora en los sistemas de satélite, porque la señal que genera es muy susceptible a la intermodulación, al ruido, y a la interferencia, requiriendo mayor potencia y linealidad en los elementos que determinan las características de los enlaces.



#### 4.6.2 MODULACIÓN DE FRECUENCIA (MF)

Esta forma de modulación se ha utilizado ampliamente en los sistemas de satélites para señales analógicas de televisión y de telefonía, ya que al mantener la potencia de la portadora constante, y variar su frecuencia en función de las variaciones de amplitud de la banda de base, se evitan substancialmente los problemas mencionados en relación con la modulación de amplitud. También se ha utilizado para señales de audio digitalizadas y datos multiplexados.

El proceso de transformación de amplitud de la banda de base a frecuencia produce una expansión de la anchura de banda en la portadora, generando un número infinito de bandas laterales, cuya amplitud es función tanto de la amplitud como de la frecuencia de la banda de base que contiene la información. Sin embargo, en la práctica la anchura de banda puede limitarse sin pérdida perceptible de la calidad de la señal demodulada al valor determinado por la llamada regla de Carson

$$B = 2(\Delta f + f_m) \quad (4-3)$$

$$o \quad B = 2f_m(\beta + 1) \quad (4-4)$$

donde  $\Delta f$  es la desviación de frecuencia de la portadora correspondiente a la cresta de amplitud de la señal moduladora,  
 $f_m$  es la frecuencia más alta de la señal de modulación en la banda de base, y  
 $\beta = \Delta f / f_m$  es llamado índice de modulación de FM.

Por ejemplo, una señal de televisión con frecuencia máxima de 5 MHz que module a una portadora, ocupará una anchura de banda de 30 MHz si  $\beta = 2$ .

En general, la relación señal a ruido de la señal demodulada  $S/N$  (no en dB) es función de la relación portadora a ruido de la señal de radiofrecuencia recibida  $C/N$  en la banda expandida  $B$

$$\frac{S}{N} = \frac{3}{2} \frac{(\Delta f)^2}{f_m^3 - f_{min}^3} B \frac{C}{N} \quad (4-5)$$

en la cual  $f_{min}$  es la frecuencia más baja de la señal de modulación en la banda de base.

El ruido en la señal demodulada es proporcional al cuadrado de la frecuencia de ésta, por lo que puede ser muy alto a las frecuencias altas. Para corregir este problema se emplea preacentuación en dichas frecuencias antes de modular y desacentuación en el receptor.

Cuando  $f_m \gg f_{min}$ , para las señales de televisión una ecuación suficientemente aproximada es

$$\left(\frac{S}{N}\right)_{TV} = \frac{3(r \cdot \Delta f_p)^2}{f_m^3} B \frac{C}{N} pW \quad (4-6)$$

en la cual  $\left(\frac{S}{N}\right)_{TV}$  es la relación entre la amplitud nominal cresta a cresta de la señal de luminancia y la amplitud cuadrática media del ruido medido, después de la limitación de banda,

$r$  es la relación cresta a cresta de una señal de vídeo compuesta monocroma y la amplitud nominal cresta a cresta de la señal de luminancia, con valor 0.7 para los sistemas de 525/60 y 0.714 para los de 625/50,

$\Delta f_p$  es la excursión cresta a cresta de la frecuencia a 15 kHz,

$p$  es el factor de mejora por acentuación, y

$W$  es el factor de ponderación que toma en cuenta la sensibilidad del espectador medio a las distintas frecuencias del espectro de ruido.

Los valores de  $p$  y  $W$  son, respectivamente, 20.4 y 14.8 para los sistemas M de 525 líneas y 20 y 13.2 para los sistemas B, C, D, G, I, K y L de 625 líneas.

Cuando no hay señal de modulación, o ésta es muy pequeña, la energía se concentra en la frecuencia central del canal y puede causar interferencia a otros sistemas de satélites o terrenales. Para evitarlo se añade constantemente una onda triangular de baja frecuencia a la señal en banda de base antes del modulador de frecuencia. En la recepción se emplea, por ejemplo, un filtro de paso de bajos para suprimir la modulación de la onda triangular de dispersión de energía

El objetivo de calidad recomendado para el valor de  $(S/N)_{TV}$  es igual o mayor a 53 dB durante el 99% del tiempo, y a 45 dB durante el 99.9% del tiempo.

La principal aplicación de la modulación de frecuencia, que es para televisión, se está reduciendo sustancialmente, conforme progresa la adopción de la digitalización y compresión de este tipo de señales.

#### 4.6.3 MODULACIÓN POR DESPLAZAMIENTO DE FASE (MDPH)

Esta forma de modulación es la más utilizada en la comunicación por satélite para señales digitales, ya que permite utilizar menor anchura de banda, y existe la opción de reducirla significativamente en operación multifásica, teniendo además óptima eficiencia de potencia.

de reducirla significativamente en operación multifásica, teniendo además óptima eficiencia de potencia.

Las modulaciones por desplazamiento de fase que han sido más utilizadas son la bifásica o MDPH-2 (BPSK en inglés) y la cuadrifásica o MDPH-4 (QPSK). De hecho, el número de fases se puede aumentar (simbolizada genéricamente como MPSK) al admitir el modulador  $n$  bits a la vez para producir una de un conjunto de  $M = 2^n$  fases.

La bifásica es la forma más simple de MDPH, en la cual la fase de la portadora cambia con cada bit de información de la banda de base. La figura 4.9 muestra la forma de onda de la portadora al cambiar dos veces su fase. Los cambios de fase en este tipo de modulación son de  $180^\circ$  para representar los dos posibles valores de un dígito binario.

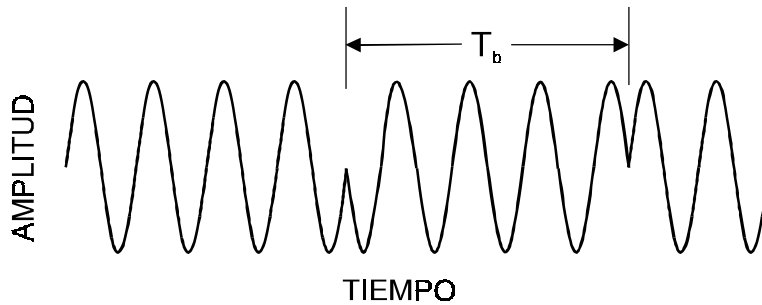
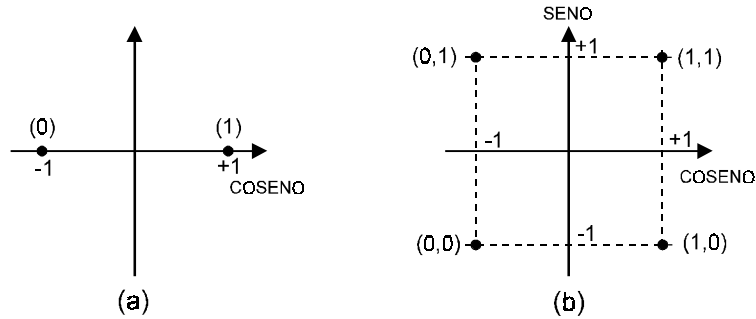


Figura 4.9. Forma de onda ideal de una portadora modulada por desplazamiento de fase bifásico, mostrando dos cambios de fase de  $\pi$  radianes y el período  $T_b$  de la velocidad binaria.

En el caso de modulación cuadrifásica (QPSK) se emplean 4 fases a  $90^\circ$  de diferencia entre ellas, admitiendo la unidad de modulación 2 bits a la vez que pueden formar 4 combinaciones, una por cada fase, constituyendo cada una un *símbolo*. Así, un símbolo está representado en la modulación bifásica por un bit, en la cuadrifásica por 2 y en la octofásica por 3.

A menudo se usa la representación vectorial en un espacio de señales para ilustrar las fases en este tipo de modulación, como muestra la figura 4.10 para la bifásica y la cuadrifásica.

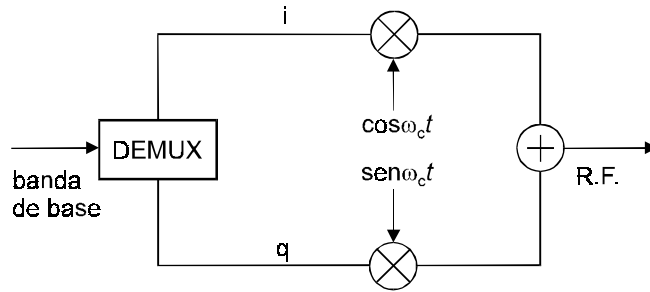
El vector representativo de cada fase parte del cruce de los ejes a uno de los puntos mostrados. La amplitud +1 puede representar el dígito (1) y la amplitud -1 el (0). La modulación cuadrifásica está formada por dos bifásicas, una en la función coseno y la otra en seno como señala la figura, también conocidas como componentes  $I$  (en fase) y  $Q$  (en cuadratura), las cuales siendo perpendiculares entre sí no se interfieren, pudiendo identificarse las cuatro combinaciones posibles presentadas en los cuadrantes de la figura 4.10b, resultantes en 4 fases. Estas dos señales pueden coexistir en el mismo canal en la misma anchura de banda.



**Figura 4.10** Representación vectorial de las fases para la modulación bifásica y cuadrifásica: (a) constelación MDPH-2 (BPSK) y (b) constelación MDPH-4 (QPSK).

Para generar las señales MDPH-4 los trenes de bits se hacen pasar por un circuito de conversión serie a paralelo o demultiplexor, que los separa alternativamente en dos ramas, y retrasa los de una de ellas para que coincidan en tiempo de dos en dos, como muestra la figura 4.11.

Cada rama se conecta a uno de dos moduladores MDPH-2, cuyas salidas se suman, por lo que los cambios de fase pueden ocurrir cada dos bits, siendo de  $\pm 90^\circ$  o de  $180^\circ$  como puede apreciarse en la representación vectorial. No obstante que la tasa binaria de entrada es  $R_b$ , la de cada modulador es  $0.5 R_b$  (y el periodo es  $2T_b$ ) debido a que cada rama recibe un pulso de cada dos del tren de pulsos de entrada, por lo que la anchura de banda ocupada por una portadora MDPH-4 es la mitad que la ocupada por una MDPH-2.



**Figura 4.11.** Generador MDPH-4

Cada rama se conecta a uno de dos moduladores MDPH-2 cuyas salidas se suman, por lo que los cambios de fase pueden ocurrir cada dos bits, siendo de  $\pm 90^\circ$  o de  $180^\circ$  como puede apreciarse en la representación vectorial. No obstante que la tasa binaria de entrada es  $R_b$ , la de cada modulador es  $0.5 R_b$  (y el período es  $2T_b$ ) debido a que cada rama recibe un pulso de cada dos del tren de pulsos de entrada,

por lo que la anchura de banda ocupada por una portadora MDPH-4 es la mitad que la ocupada por una MDPH-2.

En la figura 4.12 se representa la densidad espectral de la potencia de una señal MDPH-2 modulada por pulsos rectangulares, incluyendo los primeros arcos laterales que se encuentran a un nivel aproximadamente 13.3 dB menor que el arco principal, estando los siguientes, que no se muestran, a 18 dB del principal.

Para la transmisión de dicha señal es necesario utilizar filtros que reduzcan el espectro al mínimo indispensable. La limitación de la anchura de banda causa la pérdida de las componentes más elevadas del espectro, y produce componentes con modulación de amplitud, las cuales aumentan la distorsión de fase a causa de la conversión de modulación de amplitud a modulación de fase, la cual tiene lugar en los transpondedores.

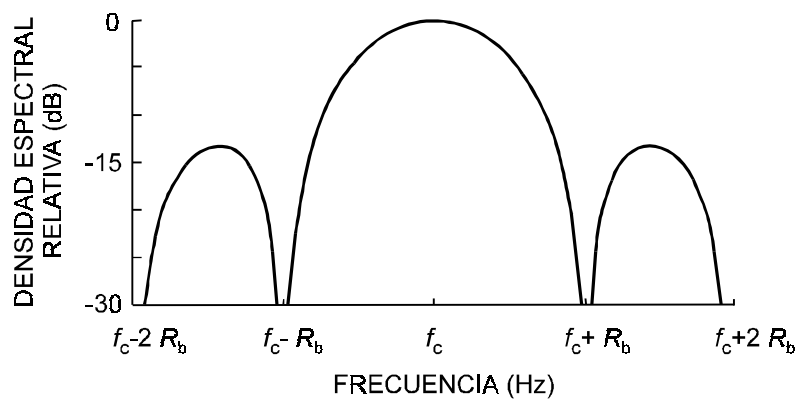


Figura 4.12 Densidad espectral de la potencia de una señal MDPH-2 mostrando los dos primeros arcos laterales.  $f_c$  = frecuencia de la portadora

Una señal MDPH no es estrictamente una señal de envolvente constante, y la falta de linealidad de los transpondedores puede reproducir los arcos o lóbulos laterales del espectro suprimidos por el proceso de filtrado, causando interferencias. Para que la envolvente sea lo más constante posible es necesario reducir las transiciones de fase de  $180^\circ$  a un valor menor. Para aprovechar las ventajas de la modulación cuadrifásica eliminando los cambios de  $180^\circ$ , se emplea la modulación cuadrifásica excéntrica (OQPSK), en la cual no se retrasa en el modulador el primer bit de cada par, por lo que los cambios de fase ocurren cada bit y no exceden de  $\pm 90^\circ$ , operándose con más linealidad debido a que la envolvente de la portadora no llega a cero. Esta forma de modulación es la que se está empleando en los satélites más recientes del servicio por cuota de televisión directa a los hogares.

Para reducir aun más los cambios abruptos de fase se emplea la técnica conocida como desplazamiento mínimo de fase, mediante la cual los cambios se

realizan en forma progresiva y no abrupta, lo cual requiere que a los pulsos rectangulares originales en la banda de base se les aplique una ponderación senoidal.

Para transmitir a una velocidad binaria  $R_b$  bits/s, las anchuras de banda mínimas serían  $R_b$  Hertz para MDPH-2, y  $0.5R_b$  Hz para MDPH-4, aunque debido a las características de los filtros la anchura de transmisión empleada en los sistemas por satélite es 20% mayor, es decir

$$B = 1.2 R_S = 1.2 R_b / n_b \quad (4-7)$$

donde  $B$  es la anchura de banda del filtro de radiofrecuencia (en Hz),

$R_S$  es la tasa de símbolos/s y

$n_b$  es el número de bits/símbolo.

La ecuación 4-7 no incluye la relación de codificación del canal para corrección de errores entre cuyo valor, en su caso, habría que dividir la velocidad binaria y la de símbolos.

El desempeño de la transmisión de señales digitales se evalúa principalmente por la proporción de bits erróneos recibidos. En el caso de la modulación por desplazamiento de fase los bits erróneos en el punto de recepción se deben al ruido térmico, a la interferencia entre símbolos, y a las fluctuaciones de fase por la recuperación de la portadora y por la imperfecta temporización de los pulsos. La principal causa de errores es el ruido térmico, que al agregarse a una señal produce una proporción de errores  $P_e$ . Para la modulación bifásica  $P_e$  es función de la amplitud  $A$  de la envolvente de la portadora a la salida del filtro de recepción en el instante de decisión, y de la amplitud raíz cuadrática media  $N$  del ruido. El cuadrado de la amplitud instantánea del ruido obedece a una distribución gaussiana que produce los errores de recepción en los momentos en que aleatoriamente alcanza suficiente amplitud. Cuando se emplea como filtro de recepción un filtro de acoplamiento óptimo,  $A^2/2N$  alcanza el valor máximo, que es igual a  $E_b/N_0$ , o sea la energía por bit de información de entrada entre la densidad de la potencia de ruido a la entrada del filtro de recepción. Como resultado de lo anterior, la proporción teórica de bits erróneos es

$$P_e = \frac{1}{2} \operatorname{erfc} \sqrt{\frac{E_b}{N_0}} \quad (4-8)$$

en la cual  $\operatorname{erfc}$  es la función complementaria de error de la distribución gaussiana. Se puede demostrar que la misma ecuación, que se representa gráficamente en la figura 4.13 (A), es aplicable a la modulación MDPH-4. Sin embargo, la proporción de bits erróneos puede reducirse considerablemente mediante la codificación del canal para la corrección de errores en la recepción, como se describe en el título siguiente.

Para obtener valores teóricos de  $P_e$  de  $10^{-3}$ ,  $10^{-4}$ ,  $10^{-5}$  y  $10^{-6}$ , se requieren valores de  $E_b/N_0$  de 6.7, 8.4, 9.6 y 10.5 dB, respectivamente, pero como puede apreciarse de la figura 4.13, para demoduladores reales dichos valores son mayores, típicamente entre 0.4 y 1 dB, según su calidad. Para obtener valores de  $P_e$  menores de  $10^{-6}$ , por cada reducción deseada de un orden de magnitud es necesario aumentar la potencia de la portadora en cerca de 1 dB.

La relación de  $E_b/N_0$  con  $C/N$  es

$$\frac{C}{N} = \frac{R_b E_b}{BN_0} \quad (4-9)$$

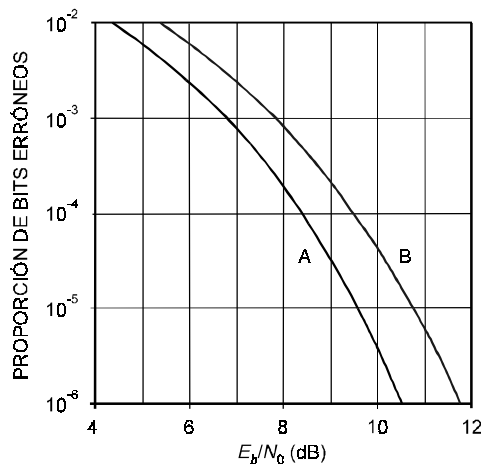


Figura 4.13 Proporción de bits erróneos en función de  $E_b/N_0$  para la recepción coherente\* en modulación bifásica y cuadrifásica. (A) relación teórica, (B) desempeño medido a la salida de un demodulador típico

Para una proporción determinada de bits erróneos, de la ecuación 4-8 o de la figura 4.13 queda determinado el valor de  $E_b/N_0$ , independientemente de que se utilice modulación bifásica o cuadrifásica, pero de la ecuación 4-9 puede notarse que el valor de  $C/N$  recibido para esta última debe ser el doble que para la primera, para un valor fijo de  $R_b$ , porque el valor de  $B$  correspondiente es la mitad (la anchura de los filtros y el ruido total recibido son la mitad).

Para mejor aclaración de esta cuestión, en un caso concreto de una red SCPC que se diseñe para operar con un transpondedor destinado a multiportadoras, en el cual deba respetarse una proporción prevista de la pira descendente respecto de la

\* En los sistemas de modulación por desplazamiento de fase no existe la demodulación no coherente. Los demoduladores incoherentes de otros tipos de modulación solo retienen información sobre la amplitud, que es el tipo de variación que trata de evitarse en la MDPH.

anchura de banda, por la forma en que se divide su capacidad, al optar por modulación cuadrifásica se dispondrá de la mitad de ambas en comparación con la modulación bifásica (y se deberá pagar la mitad por el uso de la capacidad del satélite), por lo que se tendría la misma relación  $C/N$  descendente en ambos casos, siendo necesaria más ganancia en las antenas receptoras y la mitad de  $P_e$  en el enlace ascendente para lograr el mismo valor de  $P_e$  que con la MDPH-2 en igualdad de las demás condiciones. No obstante, los modems en cada caso pueden tener un desempeño diferente.

Además del ruido térmico, la interferencia entre símbolos puede producir una perceptible degradación de la comunicación, que es causada por el filtro de frecuencia intermedia del modulador, por las alinealidades de los tubos de ondas progresivas de los transpondedores, y por la respuesta de frecuencia de éstos cuando la portadora que interesa coincide con ellos en sus límites. Si no se evitan o compensan suficientemente estos factores por los medios comentados en el título sobre adaptación o acondicionamiento, la degradación puede ser del orden de 1.5 dB o más, que deberá estar dentro de los márgenes de seguridad de los enlaces.

Para los objetivos de calidad en cuanto a la proporción total de errores en telefonía, la UIT recomienda que no se excedan los valores de  $10^{-6}$  valor medio durante 10 minutos durante más de 20% de cualquier mes,  $10^{-4}$  valor medio durante 1 minuto durante más de 0.3% de cualquier mes, y  $10^{-3}$  valor medio durante 1 segundo durante más de 0.05% de cualquier mes. La relación de estas proporciones con la anual media depende de las características particulares de la precipitación en los extremos del enlace de que se trate.

Para la transmisión de datos en redes privadas es muy frecuente que se especifique una proporción de bits erróneos de  $10^{-7}$ , y para televisión comprimida hasta de  $10^{-10}$ , para los porcentajes de disponibilidad establecidos en cada caso. Estos valores generalmente se obtienen mediante las técnicas de codificación del canal para la corrección de errores en el receptor, que permiten mejoras en la PBE de varios órdenes de magnitud.

#### **4.7 CODIFICACIÓN DEL CANAL**

Para mejorar la calidad de la comunicación digital, reduciendo la proporción de bits erróneos, se puede recurrir a aumentar la potencia recibida de la portadora, como forma de aumentar la relación señal a ruido, pero para obtener un número muy bajo de errores este procedimiento puede requerir el uso de antenas de dimensiones inconvenientes y de alto costo, o contar con la opción de operar con transpondedores de mayor potencia. Instalar amplificadores de más bajo ruido en la entrada de los receptores no es suficiente para una reducción importante de la proporción de errores y se puede utilizar solamente como complemento de otras medidas.



Un método alternativo, que permite obtener mejores resultados, consiste en aplicar codificación para la detección y corrección de errores, superpuesta en la banda de base, mediante la adición de bits de control a los de información, antes de la modulación, lo cual, aunque obliga a utilizar una mayor anchura de banda o a reducir la velocidad binaria de información, evita o reduce la necesidad de incrementar la potencia recibida. Esta solución es muy útil en las aplicaciones en que la potencia está limitada, como en las redes llamadas VSAT. En las aplicaciones en que es necesario un valor muy bajo de proporción de errores, del orden de  $10^{-10}$ , como en el caso de la televisión directa, debe combinarse el uso de mayor potencia en los transpondedores con el tipo de codificación del canal que produzca la máxima reducción de errores.

La codificación del canal muestra nuevamente un principio general en el campo de la comunicación por satélite, consistente en que puede aumentarse la anchura de banda o la potencia para mejorar la calidad de la comunicación, o puede lograrse un intercambio entre anchura de banda y potencia conservando la misma calidad de la comunicación (el aumento de diámetro del reflector de una antena receptora representa un aumento de la potencia recibida). Sin embargo, puede haber una ventaja en estos intercambios, que es el objetivo buscado en cada caso al analizar alternativas, el cual tiene implicaciones económicas o de otra naturaleza. Una de las ventajas de las señales digitales es que permiten más opciones para lograr esta forma de intercambio como alternativas para optimar una red. En el caso de la codificación del canal, está implícita una forma adicional de intercambio, que permite la reducción de errores recibidos al decodificar, a cambio de una mayor complejidad del procesamiento de las señales, además del aumento de anchura de banda ya señalado, el cual es conveniente que tenga el valor más bajo posible. El resultado final es favorable en los aspectos operativo y económico.

Existen dos clases de control de errores: la petición automática de repetición en caso de detectarse error o ARQ (Automatic Repeat reQuest) y la corrección de errores sin canal de retorno o FEC (Forward Error Correction).

La ARQ emplea un código de detección de errores que debe complementarse con un canal de retorno para solicitar la repetición de los bloques que se reciben con error. Se emplean varios medios para detectar el error, incluyendo la verificación de paridad, la violación de código, y la verificación cíclica de redundancia. Una desventaja de estos sistemas es la necesidad de contar con una memoria transitoria de amortiguamiento para almacenar los bloques con error y subsecuentes hasta que sean retransmitidos. Este método solo es útil para la comunicación por satélites geoestacionarios a bajas velocidades binarias, ya que para telefonía pública y para cualquier señal de alta velocidad binaria el retardo de las señales obliga a almacenar temporalmente una cantidad inconveniente de bits y se agrega mayor retardo al de la distancia, lo cual en dicha aplicación es inadmisibile.

La codificación FEC permite corregir en el lugar de destino una proporción determinada de errores sin necesidad de retransmisión, y es ampliamente utilizado en redes satelitales. Se basa en *códigos de bloque* y *códigos de desarrollo continuo o convolucionales*, que obligan a agregar bits a los de información antes de la modulación. En la estación receptora, después de la demodulación, se utiliza la redundancia proporcionada por los bits de control para corregir ciertas configuraciones de error.

La relación entre el número  $k$  de bits de información de una palabra de mensaje o paquete y el número  $n$  total de bits transmitidos,  $r = k/n < 1$  o *relación de código* de una señal FEC, representa el inverso de la proporción en que la velocidad binaria del canal transmitido será mayor que la velocidad binaria de la información. La selección de  $r$  puede depender de las opciones establecidas en una red pública, o de los criterios que aquí se comentan, en el caso de una red privada. Por conveniencia representaremos a la velocidad binaria de información por  $R_i$  en vez de  $R_b$ . La velocidad binaria después de la codificación, o sea la velocidad binaria transmitida, es  $R_c = R_i/r$ .

La anchura de banda usualmente utilizada para transmitir a una velocidad determinada de información, en función de la relación de código y del tipo de modulación de desplazamiento de fase empleada, se obtiene dividiendo entre  $r$  la ecuación 4-7

$$B = 1.2 R_s/r = 1.2 R_i/n_b r \quad (4-10)$$

Al utilizar los códigos de bloque el flujo de bits se divide en grupos de  $k$  bits que se transforman en palabras código de  $n$  bits mediante la adición de los de codificación, por lo que el código se caracteriza por el valor de los parámetros  $(n, k)$ . La codificación de cada bloque no depende del contenido de los anteriores, por lo que no se requieren registros de memoria de ellos. Para emplear los códigos convolucionales o de desarrollo continuo también se divide el flujo de bits en bloques, pero éstos son mucho más cortos y su codificación depende del contenido de los anteriores, por lo que es necesaria una memoria  $m$  para establecer una relación entre ellos, quedando el código caracterizado por los parámetros  $(n, k, m)$ . Así, empleando hipotéticamente un código  $(2, 1, 3)$  el codificador produce 2 bits por cada bit de entrada cuya combinación depende no solo de éste, sino de los tres bloques anteriores.

Con cualquiera de los dos tipos de códigos se cuenta con información adicional lógica y probabilística para poder corregir cierta cantidad de errores, existiendo una variedad de códigos disponibles para este fin. Para obtener un determinado valor de  $P_e$  se requiere un valor específico de  $E_b/N_0$  si no se aplica codificación al canal, y otro valor si se aplica. La diferencia entre los dos valores es la *ganancia de*

*decodificación*, la cual depende del tipo de codificación, la técnica de decodificación, la velocidad de símbolos y el objetivo especificado para el valor de  $P_e$ .

Los códigos de bloque son excelentes para detectar errores, pero usualmente proporcionan bajas ganancias de codificación cuando se usan para corrección de errores, debido a la alta tasa de bits que utilizan para paridad. Los códigos convolucionales proporcionan altas ganancias de codificación, pero son inútiles para la detección de errores. Debido a las características de ambos tipos, también se usan los códigos híbridos concatenados o en cascada, en los cuales un mensaje se codifica usando un código de bloque y el resultado se codifica usando un código convolucional.

La fase de decodificación es mucho más complicada que la de codificación y utiliza algoritmos algebraicos o algoritmos probabilísticos. Los algebraicos se basan en las propiedades algebraicas empleadas en la codificación, por lo que son más limitados en su aplicación. Los algoritmos probabilísticos no utilizan la estructura del código, son aplicables a casi todos y pueden permitir con relativa facilidad el uso de las llamadas decisiones flexibles.

Existe una relación entre la codificación y la modulación. Los demoduladores digitales usualmente contienen una etapa de banda de base con filtro de paso de bajos, un muestreador y un dispositivo de decisión. En teoría puede preverse un mejor resultado si no se toma una decisión firme a la salida del muestreador sobre la interpretación o valor de la muestra, sino que se conserva su valor analógico para su ulterior tratamiento o se codifica en varios bits, cuando se trata de una señal con codificación del canal. El algoritmo de decodificación puede realizar el tratamiento de estas muestras, para las cuales la teoría y la experiencia han demostrado que dichas decisiones postergadas y abiertas a más de una posibilidad, denominadas flexibles, permiten obtener una ganancia adicional prevista hasta en 2.5 dB.

Como ejemplo, está la decodificación de Viterbi que es muy utilizada, porque proporciona una máxima probabilidad de decodificación sin error, con una cantidad constante pero mayor de procesamiento para cada valor de  $k$ , que debido a ello requiere ser menor de 10 y más frecuentemente entre 1 y 7. Este algoritmo de decodificación puede ser ventajoso en aplicaciones que no toleran bien los errores agrupados, como en telefonía, debido a que produce un residuo de errores en forma más aleatoria.

La técnica de decodificación por mayoría o de umbral es más fácil de aplicar pero proporciona menos ganancia, siendo usada principalmente para los códigos denominados autoortogonales. En otro ejemplo, la decodificación llamada secuencial da buen resultado para obtener valores de  $P_e$  de  $10^{-7}$  o menores, con potencia mínima, pero requiere una cantidad variable de procesamiento que cuando aumenta el ruido puede ser excesiva y desbordar la memoria, produciendo muchos errores durante periodos de alta atenuación de la señal, problema al que es más vulnerable a mayores velocidades binarias. Sin embargo, esta decodificación permite valores de  $k$  mucho

mayores que los que pueden usarse con la de Viterbi y en condiciones propicias es útil a velocidades binarias hasta de 2 Mbits/s. En el cuadro 4.1 se señalan la ganancia de decodificación y la complejidad que caracterizan a varias combinaciones de codificación y decodificación.

Las ganancias de decodificación para obtener una determinada proporción de errores indica la diferencia de los valores de  $E_b/N_0$  necesarios si se utiliza o no la codificación del canal, pero no la diferencia de las potencias de la portadora en cada caso. Debido a que al codificar el canal de información la velocidad binaria aumenta en proporción inversa a la relación de código  $r$ , la potencia de la portadora tendría que aumentar en esa misma proporción para compensar el hecho de que queda distribuida entre un mayor número de bits, así que la reducción total de potencia que se puede obtener en ella en unidades logarítmicas es la ganancia de decodificación menos  $10 \log(1/r)$ .

**Cuadro 4.1. Ganancia y complejidad de codificaciones/decodificaciones**

Codificación	Decodificación	Ganancia (dB) para $P_e = 10^{-5}$	Complejidad
Bloque, BCH <sup>Φ</sup>	Algebraica	1.5-4	Complejo
Bloque	Por mayoría, decisión firme	1.5-3.5	Simple
Convolutacional	Por mayoría o umbral, decisión firme	1.5-3	Simple
Convolutacional	Viterbi, decisión flexible	4.5-5.5	Relativamente complejo
Convolutacional	Secuencial, decisión flexible	5-7	Relativamente complejo
En cascada, bloque-convolutacional	Viterbi más algebraica	6.5-7.5	Muy complejo

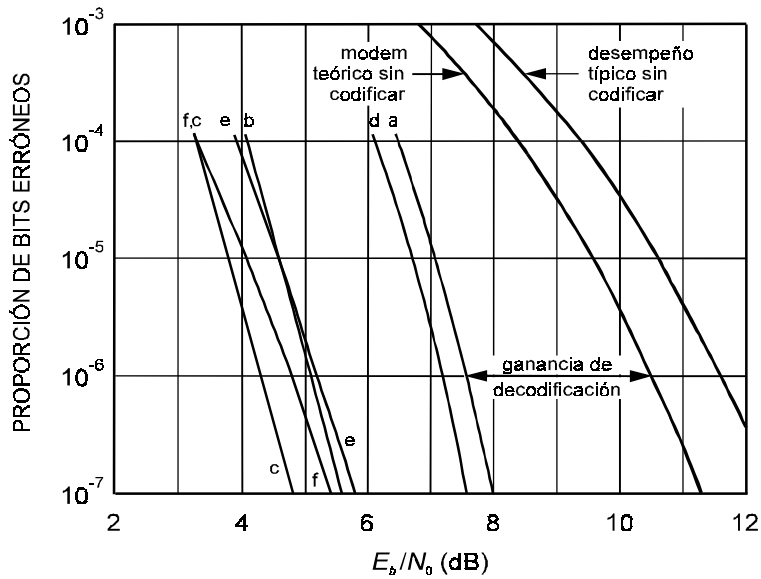
<sup>Φ</sup> Bose, Chaudhuri, Hocquenghem

La información necesaria para poder calcular el valor de  $E_b/N_0$ , a fin de obtener determinado valor de  $P_e$  utilizando codecs con diversos algoritmos de decodificación, se ejemplifica en el cuadro 4.2, en el cual puede apreciarse la diferencia respecto al valor teórico sin codificación, que es aun mayor respecto a demoduladores típicos reales.

La última columna del cuadro se asocia con las curvas de la figura 4.14, en la cual se presenta la misma información en forma gráfica.

**Cuadro 4.2. Características de Codecs convolucionales**

Modem + Codec	$R_i$ típico	Decodificación del canal	$r$	$10^{-4}$	$E_b/N_0$ $10^{-5}$	para $10^{-6}$	$P_e$ : $10^{-7}$	Ref.
Modem teórico MDPH-2 o 4		-	1	8.4	9.6	10.5	11.3	
Modem MDPH-4 +Codec	32 kbits/s a 10 Mbits/s	Umbral	7/8	6.5	7.1	7.6	8.0	a
Modem MDPH-2 o 4 +Codec	9.6 kbits/s a 2 Mbits/s	Secuencial, decisión flexible	3/4	4.1	4.6	5.1	5.6	b
			1/2	3.3	3.8	4.3	4.8	c
Modem MDPH-2 o 4 +Codec	9.6 a 256 kbits/s	Viterbi, decisión firme, $k = 7$ , decisión flexible, $k = 7$ $k = 9$	1/2	6.1	6.7	7.2	7.6	d
			1/2	3.9	4.6	5.2	5.8	e
			1/2	3.3	4.1	4.8	5.4	f



**Figura 4.14. Características típicas de codecs convolucionales y modems MDPH**

De la figura 4.14 puede notarse que algunos métodos de decodificación mejoran respecto de otros al utilizarlos para obtener valores de proporción de errores más bajos. Debe tomarse en cuenta que, aunque la ganancia de decodificación en un caso particular sea grande, si se obtiene con valores de  $r$  bajos, queda contrarrestada parcialmente por la necesidad de mayor anchura de banda, por lo que una indicación más adecuada de los beneficios esperados es la ganancia de decodificación menos  $10 \log(1/r)$ .

Como ejemplo del valor mínimo de  $C/N$  a cielo despejado necesario en el punto de recepción de un enlace, supongamos que se requiere una velocidad binaria de información de 64 kbits/s y una proporción de bits erróneos no mayor de  $10^{-7}$  para el tiempo previsto de disponibilidad anual, y que se propone emplear el modem MDPH-2 + codec con referencia (e) de la figura 4.14. Tomando en cuenta que  $r = 1/2$ , de la ecuación 4-16 se obtiene  $B = 154$  kHz que al utilizarla en la ecuación 4-9 determina un valor de  $C/N = 2.5$  dB. Adicionalmente, se agregará el margen de seguridad o de aplicación, que debe considerarse que se consume en otros factores de deterioro, y cuyo valor puede ser cercano a 2 dB. Una determinación similar sirve de referencia o especificación de partida para los cálculos del balance del enlace realizados de acuerdo con los procedimientos establecidos en el Capítulo 3.

Al hacer los cálculos de enlaces por satélite generalmente se cuenta con margen para precipitación que puede tener un valor significativo, especialmente en banda Ku, por ejemplo de 5 dB. En condiciones de tiempo despejado con pérdidas mínimas un margen de esta magnitud puede mejorar por si solo la proporción de errores hasta en 5 órdenes de magnitud, aun sin tomar en cuenta la mejoría prevista por la codificación del canal, con excelentes resultados para la comunicación. Cuando las condiciones de propagación son menos favorables se pierde parcialmente esta mejoría, hasta llegar a las condiciones previstas por las especificaciones de diseño para la disponibilidad esperada del enlace en un año medio. Por tanto, el valor de la proporción de errores que sirve de base para el diseño, con o sin codificación del canal, se cumple solo en el límite entre las condiciones aceptables de propagación y las que determinan el tiempo en que se estima que el enlace no estará disponible, mientras que en la mayor parte del tiempo dicha proporción será mucho menor. La figura 4.15 muestra gráficamente un ejemplo en el cual puede apreciarse la variación de la proporción de bits erróneos al deteriorarse las condiciones de propagación en un enlace para datos.

En la figura se supone que el tiempo total de observación es de pocos minutos, con un intervalo de tiempo  $T_i$  de atenuación por lluvia durante el cual la proporción de bits erróneos (PBE) excede el valor de diseño. La suma de intervalos de tiempo en un año medio con valores de la proporción de bits erróneos en exceso del valor aceptable debe ser complementaria del tiempo previsto de disponibilidad del enlace para una comunicación eficiente.

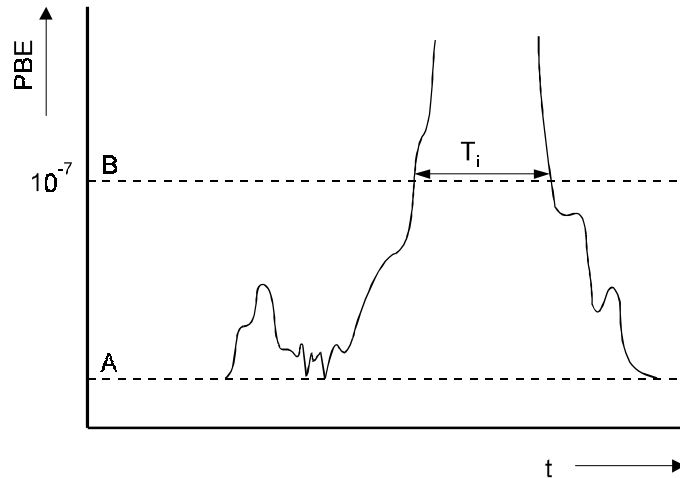


Figura 4.15. Variación de la proporción de bits erróneos de un enlace en un lapso corto con una fracción de alta atenuación de las señales. A = valor de PBE en condiciones de cielo despejado con atenuación mínima. B = valor de PBE máximo aceptable o de diseño.  $T_i$  = tiempo en que el enlace no es aceptable de acuerdo con los requisitos de la red. En banda Ku el valor de A puede ser varios órdenes de magnitud menor que B

Por último, la codificación del canal requiere que se tomen precauciones respecto de la sincronización y respecto de las ambigüedades de fase de la portadora recuperada, si es el caso, debido a que se cuenta con menos energía por bit.

#### 4.8 COMPRESIÓN DIGITAL

A pesar de las ventajas de la tecnología digital, ésta siempre ha tenido la desventaja de que las señales digitales en banda de base ocupan una mucho mayor anchura de banda que las señales analógicas que las originan, por lo que reducirla ha sido una preocupación constante. Por ejemplo, una señal analógica para telefonía, que apenas ocupa una anchura de banda de 3.1 kHz, al convertirse en una señal MIC ocupa más de 64 kHz en banda de base, aun empleando el filtrado más estrecho posible. Una señal telefónica MICDA de 32 kbits/s, que es una de las primeras señales digitales codificadas a baja velocidad binaria (LRE) en una forma incipiente de compresión digital, solo logra reducir a la mitad la anchura de banda, ocupando más de 32 kHz. Es notable que el incremento de la anchura de banda producido por la digitalización ocurre en banda de base, puesto que al modular una portadora con una señal ya digitalizada es posible ocupar menos anchura de banda en radiofrecuencia que en banda de base, empleando modulación por desplazamiento de fase, lo cual representa una alta eficiencia espectral. En cambio, al modular una señal analógica de televisión

de 5 o 6 MHz en banda de base, empleando modulación de frecuencia, se requieren normalmente 36 MHz en radiofrecuencia.

Este problema es el que había impedido el uso generalizado de la tecnología digital para televisión, puesto que la digitalización de este tipo de señales en formato NTSC, PAL, o SECAM produce trenes de pulsos a una velocidad binaria de 120 a 140 Mbits/s. Por supuesto que para la televisión de alta definición son necesarios varios cientos de Mbits/s al realizar dicha conversión.

El uso de los satélites para transmitir señales de televisión de cobertura nacional y regional creció en forma muy importante en los últimos años, aun sin contarse con técnicas eficientes de compresión, dadas sus ventajas inherentes para la comunicación punto a multipunto y el desarrollo de nuevos servicios con este tipo de señales. Es necesario hacer notar que la compresión digital es extremadamente útil para dichas señales debido a múltiples razones:

- Cada señal ocupa una gran anchura de banda si no se emplea compresión, lo que es inconveniente, particularmente por satélite, impidiendo que sea económicamente viable su digitalización generalizada.
- El potencial de nuevas aplicaciones y de crecimiento de los actuales servicios es muy alto.
- Una alta complejidad en los procesos de compresión no produce efectos perjudiciales a los servicios de televisión y será cada vez menos costosa, decreciendo el precio para el usuario final en forma similar al de los equipos personales de cómputo.
- Las características de estas señales son notoriamente propicias para la aplicación de las técnicas de compresión digital, por lo que pueden obtenerse relaciones de compresión muy altas, a tal grado que una señal individual puede ocupar en radiofrecuencia, según el tipo de aplicación, de 1.5 a 6 MHz para los formatos de televisión normalizados para radiodifusión, y aun menos en valor medio en señales multiplexadas estadísticamente. Para aplicaciones que admitan una muy baja resolución de la imagen, como el videoteléfono, ésta se puede incluir en el propio canal de voz.

En contraste con lo anterior, la reducción de la anchura media de banda ocupada por canal digital de telefonía multiplexado se basa más en la interpolación de las palabras, ya comentada, que en la reducción de la velocidad binaria de cada canal, porque las características de la voz no proporcionan las otras condiciones favorables para la compresión que se encuentran en el caso de las de televisión. No obstante, estas técnicas son muy convenientes para algunos nichos del servicio telefónico como la telefonía rural, y para servicios móviles en los cuales no se utilice multiplaje, aunque para obtener la mayor relación de compresión posible sea



necesario aceptar una degradación mayor, pudiendo utilizarse anchuras de banda por canal tan reducidas como 5 kHz.

El impulso más importante a las técnicas de compresión de vídeo digital se dio en las aplicaciones para videoconferencia mediante el refinamiento de técnicas de predicción ya utilizadas en las señales telefónicas MICDA, y de otras que permiten transmitir información breve codificada sobre características repetitivas de partes extensas de las imágenes, en lugar de transmitir la representación digital de las características de cada uno de los puntos en que, de acuerdo con el formato, usado se divide cada imagen. El apoyo tecnológico en componentes para el avance de la compresión digital obviamente está basado en microcircuitos de alta densidad y costo decreciente, que permiten un amplio procesamiento de las señales a un costo razonable, sin los cuales no sería posible el éxito que está alcanzando. De esta forma, en 1994 se dio un gran paso hacia el uso masivo de la televisión digital comprimida al ponerse por primera vez al alcance del público en general estaciones terminales de relativamente bajo precio con esa tecnología, para la recepción directa por satélite de programas de televisión de pago. Está desarrollándose un gran crecimiento del uso de la compresión digital para señales de televisión, que ahora puede apoyarse en la norma MPEG\*.

En la exposición que sigue describiremos algunas de las técnicas más frecuentemente utilizadas, principalmente para señales de televisión, como ejemplos del estado actual de la compresión digital.

#### 4.8.1 TÉCNICAS DE COMPRESIÓN DE VÍDEO

Para efectuar la compresión de estas señales la imagen se divide en bloques de puntos o pixels que en el caso de la norma MPEG-2 son de 8×8.

La primera etapa de la compresión de señales de vídeo consiste en el *preprocesamiento*, que elimina la información de la señal que tenga dos características simultáneas: que sea difícil de codificar y al mismo tiempo tenga poca

---

\* Cada país establece libremente sus normas para servicios y equipos de telecomunicación, o sin establecerlas puede permitir que se utilicen en su territorio sistemas que operen bajo determinada norma. En realidad el crecimiento del uso de la compresión digital no depende substancialmente de la adopción de la norma MPEG, pero ésta simboliza la madurez de la tecnología en ese campo. De hecho, MPEG no asegura la compatibilidad de los equipos de compresión digital que cumplan con ella porque solo rige algunos de sus aspectos, permitiendo que diversos componentes de cada sistema puedan ser iguales, lo que puede contribuir a la proliferación de fabricantes que la utilicen, y a su menor costo por fabricarse en mayor cantidad. No obstante, el sistema de televisión directa de mayor éxito, DirecTV, que empezó a operar apenas en 1994, utiliza un sistema de compresión similar pero no idéntico al MPEG-2, incluido en unidades que se producen en mayor cantidad que las de cualquier otro, demostrando que el impulso de la compresión digital no depende de la mencionada norma.

importancia para la calidad de la imagen. Para esta etapa no existen algoritmos uniformes aplicables a cualquier caso.

La etapa de *des correlación* permite suprimir extensas partes de la señal que tengan redundancia espacial o temporal. Cada cuadro de la señal es muy similar al anterior y al siguiente, así que si se codifican y transmiten solo las diferencias entre los cuadros, en lugar de todo el cuadro original, se reduce mucho la información por transmitir. La compensación o estimación de movimiento permite eliminar la retransmisión de partes de la imagen que muestren movimiento, enviando solo los datos que indican hacia donde se mueven, así como los cambios en las mismas y en las partes contiguas.

La *descomposición en el dominio de frecuencias* determina una representación espectral de un cuadro en dos dimensiones, utilizando la transformada discreta del coseno que es una función similar a la transformada discreta de Fourier. El resultado del proceso generalmente es un número reducido de frecuencias que tienen mayor amplitud, ordenadas por importancia mediante coeficientes, de tal forma que pueden eliminarse las de coeficiente de muy bajo valor sin afectar perceptiblemente la imagen.

A diferencia de la compensación de movimiento que opera de un cuadro (trama) a otro, la aplicación de la transformada discreta del coseno se realiza dentro de una misma trama vertical.

La *cuantificación* toma los coeficientes obtenidos en la etapa anterior y reduce su precisión, convirtiendo sus valores a los más próximos centrados dentro de un intervalo estrecho, para utilizar un menor número de ellos en la representación de una imagen. Por ejemplo, pueden agruparse todos los coeficientes con valores entre 5 y 7 con el valor único de 6. Esta etapa puede modificarse dinámicamente para reducir más el número de coeficientes en los momentos en que no hay capacidad para transmitirlos todos. La reducción mencionada es posible debido a que las características de la visión humana no hacen perceptibles estos cambios si se realizan en intervalos de valores suficientemente estrechos.

Al multiplexar los programas por MDT en forma estadística en la banda de base se obtiene la ventaja adicional de que en los momentos en que uno de ellos requiera transmitir una cantidad mayor de información, por existir alto movimiento y detalle en sus imágenes, se puede aprovechar la capacidad de la portadora no utilizada por otro programa que al mismo tiempo requiera enviar menos información, como se describió junto con el proceso de formación de los paquetes de información en el título sobre multiplaje, al final del título 4.5.2.

Un bit en error en la recepción de la señal de televisión comprimida puede producir una degradación mucho mayor que si ocurre en una señal sin comprimir, debido a que es parte de información mucho más amplia que la de un punto de la imagen. Por ese motivo, a las señales comprimidas transmitidas por satélite debe

aplicárseles codificación del canal para corrección de errores, a fin de obtener una proporción de errores de  $10^{-9}$  o  $10^{-10}$  para un % especificado de un año medio.

Al aplicar la norma MPEG la calidad de la señal depende del proceso de compresión, que es mucho más complejo que el de descompresión. Además, un decodificador sin modificar puede recuperar una señal que ha sido mejorada por modificaciones en el extremo de transmisión, lo cual es una ventaja, debido al gran número de receptores a los que llega la señal, evitando de esta forma costos de reemplazo a los usuarios.

#### **4.9 CIFRADO O ENCRIPCIÓN**

Como no es posible evitar la recepción de cualquier portadora de un satélite en cualquier punto dentro de su cobertura, y aun cientos de kilómetros fuera de ella con antenas de mayor tamaño, cuando es necesario por razones económicas o por requisitos de privacidad impedir que se conozca y utilice su contenido por personas distintas a los destinatarios, la única forma de lograrlo consiste en utilizar métodos especiales de seguridad.

Los sistemas de televisión por cable, y principalmente sus clientes, fueron afectados por la recepción no autorizada de sus programas por medio de estaciones terrenas no autorizadas, cuando adoptaron en forma generalizada el uso de satélites para recibir un mayor número de ellos en las cabezas de sus sistemas, como ya se comentó en los títulos sobre televisión por cable y televisión directa en el Capítulo 2. Para evitar dicho perjuicio económico se idearon métodos simples para modificar algunas características de las señales, como la inversión de la parte vídeo o la alteración de los pulsos de sincronización, a fin de que solo pudieran ser utilizadas por receptores adecuadamente adaptados. Sin embargo, ya se había desarrollado una base importante de estaciones terrenas de solo recepción que respondió con dispositivos para corregir ilegalmente las alteraciones introducidas en las señales, iniciándose una cadena de mejoras para el cifrado y descifrado que ha conducido al desarrollo de sistemas digitales modernos de alta seguridad.

Quienes se esfuerzan por descifrar los mecanismos de protección de las señales lo hacen como respuesta al desafío que representan dichos dispositivos y sus codificaciones, por otros incentivos psicológicos, o por un beneficio económico, pero a su vez han estimulado el desarrollo de soluciones técnicas más avanzadas que permiten otras modalidades de servicio, las cuales ofrecen más opciones a los usuarios y ciertas conveniencias para los operadores.

El grado de seguridad del uso de la comunicación y las funciones específicas de los dispositivos para lograrla dependen del tipo de servicio en que vayan a ser utilizados.

En servicios como la televisión directa a los hogares actualmente el objetivo es económico en dos sentidos: evitar la pérdida de ingresos por el uso ilegal de las

señales, y lograr que los circuitos de seguridad tengan un bajo costo para que éste no impacte negativamente la penetración en el mercado. En este caso, los dispositivos de seguridad permiten las ventajas adicionales de direccionamiento o acceso controlado individual de cada usuario a las opciones de servicio, así como la activación y desactivación total de su terminal, acciones que generalmente se pueden realizar desde un ordenador central en el sitio de transmisión de los programas, o enlazado a éste.

Un caso diferente es el de proteger la confidencialidad de las comunicaciones militares, de agencias del gobierno, y otras aplicaciones similares, en que el costo de los codificadores y decodificadores de seguridad puede ser más alto y el número de usuarios bajo, no contándose generalmente con un equipo que realice funciones centralizadas para modificar la codificación y decodificación, sino con unidades distribuidas. Por ejemplo, cuando se trata de comunicaciones telefónicas los codificadores-decodificadores para confidencialidad están directamente conectados a los microteléfonos de los usuarios.

Como las personas que desean descifrar ilegalmente los sistemas de alta seguridad casi siempre necesitan previamente adquirir cuando menos un codificador-decodificador, los equipos de seguridad destinados a usos civiles en aplicaciones para redes privadas (que no tienen bajo precio y se usan en nichos del mercado) son un objetivo poco atractivo, y pueden considerarse seguros si tienen un alto grado de refinamiento actualizado periódicamente.

Normalmente los sistemas de seguridad de señales analógicas son descifrados más fácilmente que los de señales digitales. Las señales digitales pueden someterse a cifrado en banda de base por medio de microprocesadores especiales, que son de bajo costo, porque están diseñados para aplicaciones de gran volumen, acción que se realiza antes de la codificación para corrección de errores. Durante el cifrado se le aplica un algoritmo de transformación a la señal original, que puede contener una clave para el proceso de descifrado, y si se utiliza el acceso controlado se agrega también la clave que lo permite solo a las terminales autorizadas, ya que cada una tiene una diferente identificación. Las claves pueden ser cambiadas constantemente, incluso muchas veces al día. Para los sistemas de televisión directa los decodificadores para descifrado generalmente se están incluyendo en el receptor, constituyendo una unidad integrada o IRD (Integrated Receiver Decoder).

Los sistemas de cifrado de alta seguridad deben estar basados en una identidad secreta para cada receptor o terminal, combinada con un proceso cambiante en el tiempo que altere la señal, preferiblemente en forma impredecible. La identidad de las terminales puede estar grabada dentro de cada una de ellas, o estar contenida en el equivalente a una llave externa que puede actuar sobre la terminal en el momento que se requiera.

Para las señales de televisión se siguen utilizando modificaciones de la porción de vídeo de las líneas, retrasándolas en forma aleatoria, confusión de la sincronía por

inserción de audio en el borrado horizontal, sustitución de los pulsos de sincronía por datos, y otros métodos similares. Se puede incluir en un sistema de encriptación una tarjeta compacta con microprocesador reprogramable parecida a una tarjeta de crédito, pero de mayor grosor, que se inserta en la unidad IRD utilizándose como identificación secreta, y como elemento activo en el proceso de decodificación de seguridad, la cual puede ser reemplazada en caso necesario.

## REFERENCIAS Y BIBLIOGRAFÍA

- [1]. Elbert, B.R. *Introduction to Satellite Communication* (1987), Artech House.
- [2]. Gagliardi, R. M., *Satellite Communication*, (1991), Van Nostrand Reinhold.
- [3]. Pritchard, W.L. y Sciulli, J.A., *Satellite Communication Systems Engineering* (1986), Prentice-Hall, Inc.
- [4]. Proakis, J.G., *Digital communications* (1989), Mc Graw Hill, Inc.
- [5]. Roden, M.S., *Analog and Digital Communication Systems* (1996), Prentice-Hall, Inc.
- [6]. *Manual sobre Telecomunicaciones por Satélite* (1985). Unión Internacional de Telecomunicaciones, Ginebra, Suiza.
- [7]. Fink, Donald G., *Electronic Engineer's Handbook*, Second Edition, 1982
- [8]. *Digital Satellite Communications Technology* (Revisión 1, 1992), INTELSAT.
- [9]. Rosado, C., *Acústica 1* (1974), Editorial Trillas.



# Acceso Múltiple

### 5.1 CONCEPTOS GENERALES

Como se describió en el Capítulo 1, la capacidad de comunicación de los satélites se divide entre sus transpondedores. La gran mayoría de las estaciones terrenas no requieren la capacidad total de potencia ni de anchura de banda de un transpondedor, y usualmente cada uno de éstos tiene la flexibilidad de admitir portadoras de una amplia gama de capacidades. En estas condiciones, para utilizar los transpondedores eficientemente es conveniente que las señales que son retransmitidas por ellos consuman en conjunto la mayor proporción posible de su potencia y su anchura de banda, pero solamente en la medida en que se puedan optimar las características de las mismas y se causen mutuamente un mínimo deterioro.

Las técnicas de acceso múltiple hacen posible que distintas estaciones terrenas transmisoras utilicen un mismo transpondedor de satélite. El mismo concepto puede extenderse a la comunicación intersatélites. El acceso múltiple es afín al multiplexaje expuesto en el capítulo anterior, en el sentido de que una misma anchura de banda puede ser compartida por más de una señal. Una diferencia entre ambos conceptos consiste en que el acceso múltiple se realiza siempre en radiofrecuencia, en tanto que el multiplexaje se realiza en banda de base. También, el multiplexaje se produce ya sea en una estación terrena o en una red terrenal enlazada a una estación terrena, en tanto que el acceso múltiple ocurre en los satélites, originado por los enlaces desde distintas estaciones terrenas.

El acceso múltiple puede clasificarse de acuerdo con la forma en que las estaciones terrenas utilizan la capacidad en frecuencia de un transpondedor, de la siguiente manera:

- Acceso múltiple por distribución de frecuencia (AMDF), por el cual cada estación terrena utiliza una parte distinta de la gama de frecuencias del transpondedor.
- Acceso múltiple por distribución en el tiempo (AMDT), por el cual cada estación terrena utiliza la misma parte de la capacidad en frecuencia del transpondedor que las otras, pero en un intervalo de tiempo distinto, sincronizado y de duración usualmente fija, que se repite en cada trama, durante el cual se transmite un grupo de dígitos comúnmente llamado ráfaga, similar al caso del multiplexaje por división en el tiempo.
- Acceso múltiple por diferenciación de código (AMDC), en el cual las estaciones utilizan la misma parte de la capacidad en frecuencia del transpondedor, ya sea al mismo tiempo o en distinto momento.

Estas categorías de acceso se ilustran en la figura 5.1.

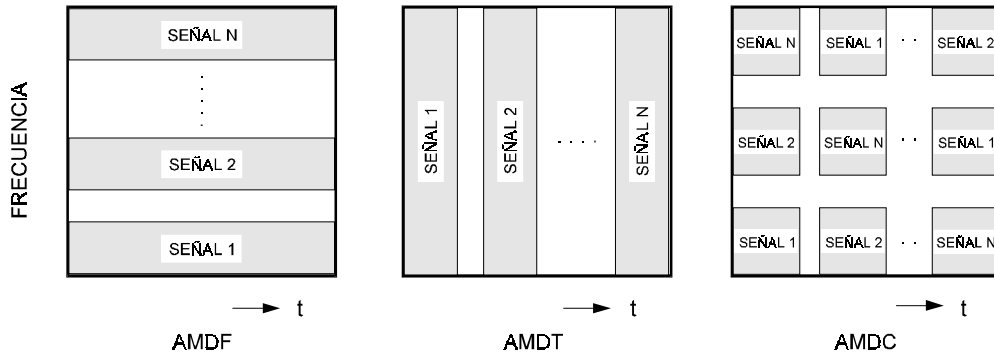


Figura 5.1. Principio de las técnicas de acceso múltiple AMDF, AMDT y AMDC

Algunos autores identifican otra categoría, denominada acceso múltiple por división en el espacio, que representa lo que estamos llamado reuso o reutilización de frecuencias por separación espacial, por medio del cual transpondedores conectados a distintas antenas pueden tener la misma gama de frecuencias. Esta forma de operación es posible por la directividad de las antenas de los transpondedores que reciben de y transmiten hacia regiones geográficas separadas. Un caso similar es el del reuso de frecuencias en dos transpondedores que operen con señales independientes, separadas gracias a que sus polarizaciones sean ortogonales una respecto de la otra. En ambos casos se trata de acceso a distintos transpondedores, relativamente aislados uno del otro, y las estaciones que operan con cada uno lo



hacen en forma similar a que si lo hicieran con distintos satélites, por lo que quizá no tenga mucha utilidad considerar estas formas de operación como acceso múltiple\*.

Se hace una clasificación adicional del acceso múltiple, superpuesta y por tanto coexistente con la anterior, por la forma en la cual a las estaciones se les asigna en el tiempo la capacidad de un transpondedor:

- Acceso múltiple con asignación previa o permanente, abreviado AMAP (PAMA en inglés), por el cual cada canal de cada estación tiene asignada permanentemente una parte de la capacidad en frecuencia del transpondedor en la forma de acceso AMDF o una posición determinada de ráfaga en la forma de acceso AMDT.
- Acceso múltiple con asignación por demanda, abreviado AMAD (DAMA en inglés), en que las estaciones no tienen asignada en forma permanente una frecuencia del AMDF o una ráfaga de una portadora de frecuencia fija del AMDT, sino que en el momento en que requieren establecer una comunicación se les asigna una que no esté ocupada, la cual es reasignada a otras estaciones cuando concluye dicha comunicación.
- Acceso múltiple aleatorio, abreviado AMA (RMA o RA en inglés), por el cual en el momento en que una estación requiere comunicarse utiliza un intervalo de tiempo de transmisión cualquiera en una portadora, que puede ser el mismo intervalo utilizado en esa ocasión por otra estación terrena.

La figura 5.2 ilustra las dos últimas de estas categorías de acceso, mostrando que para cada comunicación se pueden utilizar dos frecuencias o dos posiciones de ráfagas repetitivas durante ella, que corresponden a las portadoras de los dos semicircuitos que participan en la comunicación.

En el caso de comunicación por voz puede también existir la modalidad de activación por voz, que suprime la portadora cuando no hay señal en banda de base, forma de operación que empleada simultáneamente con AMDF y portadoras moduladas por un solo canal (sin mutiplaje) reduce hasta en 4 dB el consumo de potencia media por portadora en el transpondedor o permite que cada una de ellas opere hasta con 4 dB más sin producir una excesiva intermodulación en el transpondedor.

---

\* No obstante, debido a que existen técnicas que permiten que una misma red y una misma estación terrena tengan alternativamente acceso a distintos transpondedores, puede ser conveniente que el concepto de acceso múltiple se amplíe a toda la capacidad de un satélite. La forma de operación con reuso de frecuencias por separación espacial se ha utilizado en muchos satélites. Combinada con AMDT, empleando conmutación de las señales a distintos haces en el propio satélite, se incluyó en los satélites TDRS e Intelsat VI.

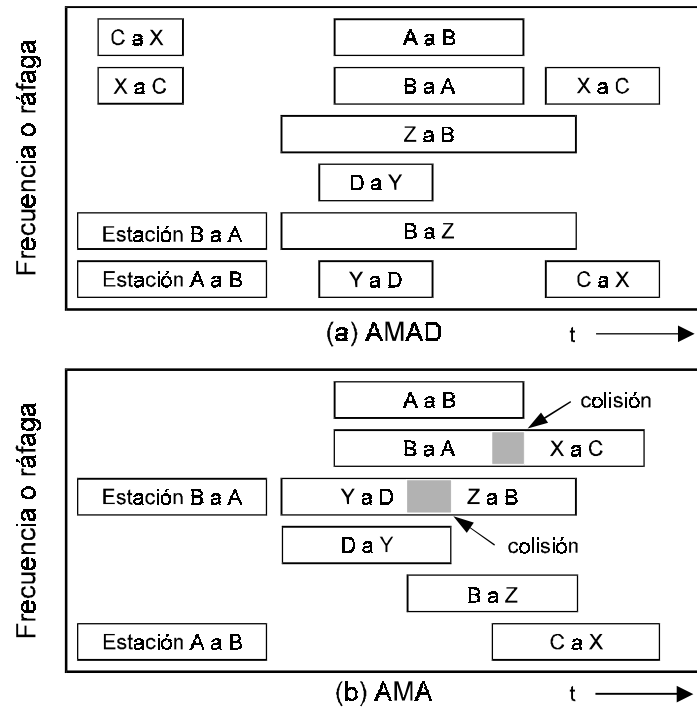


Figura 5.2. Dos categorías de acceso por la forma y duración de la asignación de capacidad de un transpondedor para cada comunicación

Las categorías de acceso múltiple se asocian usualmente con determinados tipos de multiplexaje y modulación, encontrándose entre las combinaciones más comunes las siguientes:

Cuadro 5.1. Combinaciones típicas asociadas al acceso múltiple

Señales	Multiplexaje	Modulación	Acceso múltiple
Analógicas	MDF	MF	AMDF/AMAP
	-	MF	AMDF/AMAP o AMAD
Digitales	-	MDPH	AMDF/AMAP o AMAD
	MDT	MDPH	AMDF/AMAP
	MDT	MDPH	AMDT/AMAP o AMAD

MDF - Multiplexaje por división de frecuencia

MDT - Multiplexaje por división en el tiempo

MF - Modulación de frecuencia

MDPH - Modulación por desplazamiento de fase  
AMDF - Acceso múltiple por distribución de frecuencia  
AMDT - Acceso múltiple por distribución en el tiempo  
AMAP - Acceso múltiple con asignación previa  
AMAD - Acceso múltiple con asignación por demanda

Los dos ejemplos del cuadro anterior en que no se señala categoría de multiplexaje corresponden a portadoras que contienen una sola señal operando en la forma conocida como SCPC (Single Channel per Carrier), en contraste con las que contienen múltiples señales que se conocen como MCPC (Multiple Channel per Carrier) correspondientes a los otros tres ejemplos.

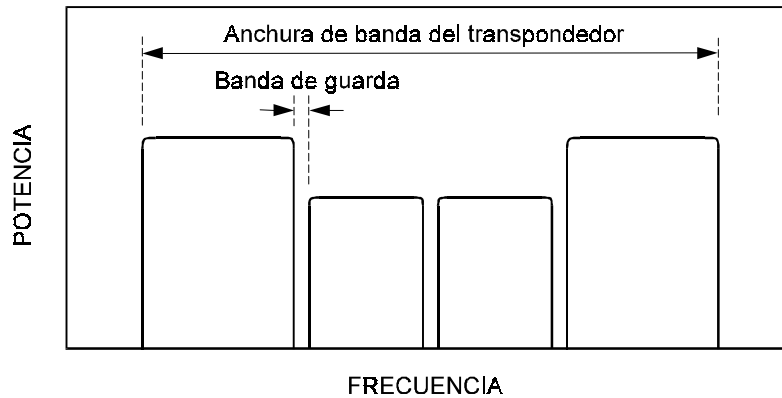
En muchas ocasiones se abrevian las siglas de la combinación de las técnicas de acceso de las dos clasificaciones superpuestas descritas. Por ejemplo, la combinación AMDF/AMAD se representa como AMDF/AD. Cuando solo se especifica una categoría correspondiente a la primera clasificación se supone que la categoría de la segunda es de asignación previa o permanente.

## 5.2 ACCESO MÚLTIPLE POR DISTRIBUCIÓN DE FRECUENCIA

Esta fue la primera técnica de acceso y es la más utilizada actualmente tanto para señales analógicas como digitales MCPC o SCPC. En su forma más simple es equivalente al multiplexaje por división de frecuencia realizado mediante un transpondedor que actúa como circuito sumador. Para aplicarla solo se requiere que cada estación terrena transmita en una o más frecuencias diferentes a las de las demás. Es tan predominante esta técnica de acceso en los satélites de usos múltiples que ocurre siempre que un transpondedor opere con más de una portadora en distinta frecuencia, pudiendo coincidir con otra técnica de acceso de la primera clasificación respecto de toda su capacidad.

Un transpondedor puede operar simultáneamente con portadoras de distinta anchura de banda, con bandas de guarda entre una y otra para reducir los efectos mutuos, frecuentemente de 10% de la anchura nominal de aquellas o mayores, como se muestra en la figura 5.3.

Cuando la capacidad del transpondedor se distribuye entre pocas portadoras generalmente éstas no tienen una gran disparidad en sus capacidades, y se pueden establecer guardas proporcionalmente pequeñas entre ellas en forma óptima. No obstante, cuando un transpondedor se destina a un alto número de portadoras, sean en número previamente determinado o en número indeterminado, y de anchura de banda desigual, se puede suponer una distribución uniforme de la potencia de las portadoras en gran parte de la anchura de banda del transpondedor, y se pueden establecer en forma general espaciamientos proporcionales entre centros de canales, hasta de 1.3 veces de su anchura nominal, siendo ésta a menudo 1.2 veces la tasa de símbolos para señales digitales.



**Figura 5.3** Ejemplo de límites de anchura de banda y potencia, planificados para cuatro portadoras operando en un transpondedor por la técnica AMDF, sin considerar la conformación de su filtro de paso de banda.

El operador del sistema de satélites puede ofrecer la capacidad de los transpondedores en múltiplos de un porcentaje fijo de la anchura de banda y potencia total disponibles. Un conjunto de portadoras puede tener algunas portadoras iguales y otras diferentes, y aun así tener todas ellas la misma proporción de anchura de banda y potencia, con lo que se cumpliría el supuesto mencionado. Sin embargo, usualmente será posible que las portadoras individuales de una red, si es necesario, utilicen diferentes proporciones, aunque se destine una proporción fija al conjunto.

Una de las ventajas de esta técnica es su simplicidad y menor costo inicial de inversión, especialmente para redes de punto a punto, de tamaño pequeño o mediano, empleando circuitos con asignación previa, es decir, de frecuencia fija a tiempo completo. También es muy útil para redes telefónicas SCPC de muchas estaciones con rutas de muy bajo tráfico y asignación por demanda, proporcionando una alta eficiencia de la capacidad satelital empleada, aplicación que se inició con el sistema SPADE de Intelsat.

Esta forma de acceso es también típica de las redes SCPC de datos y de voz comprimida en que operan la mayoría de las estaciones con reflector de diámetro pequeño conocidas como VSAT que han tenido gran demanda para servicios privados, ya que en general requieren bajas velocidades binarias por canal en cada estación y la mayoría de las estaciones operan solamente uno o dos circuitos.

Debido a que esta técnica se aplica cuando existen múltiples portadoras independientes, tiene el inconveniente inherente de la intermodulación entre ellas por alinealidades del transpondedor. Por este motivo, como ya se expuso en el Capítulo 3, empleando múltiples portadoras es necesario reducir la potencia total a la entrada del transpondedor típicamente entre 4 y 10 dB respecto de la de saturación, para evitar excesivo ruido de intermodulación.

## VOZ/MDF/MF/AMDF Y MDT/MDPH/AMDF

La primera aplicación de AMDF fue para telefonía internacional analógica, con portadoras MCPC para enlaces troncales de capacidad media o alta, empleando modulación de frecuencia. En este caso un transpondedor solo tiene capacidad para pocas portadoras, por lo que es posible optimar su ubicación y las guardas. En estas circunstancias, especialmente en las bandas expuestas a altas pérdidas por lluvia, también es posible permitir bajo una estricta coordinación que se aumente la potencia del enlace ascendente de una portadora afectada por condiciones meteorológicas o ionosféricas muy desfavorables durante períodos cortos en que probablemente las demás no son afectadas. Obviamente, por tratarse de enlaces troncales, la técnica de acceso empleada de la clasificación superpuesta es AMAP.

Anteriormente era común que estas redes operaran con canales analógicos de telefonía modulados por la técnica de banda lateral con portadora suprimida en banda de base, antes del multiplexado, y con la portadora de radiofrecuencia modulada en frecuencia, por lo que obtenían el beneficio implícito de no utilizar potencia del transpondedor durante el tiempo en que los interlocutores están en estado de escucha, que representa en valor medio el 50% del tiempo, más los lapsos de pausas cuando están hablando.

Esta forma de operación para enlaces troncales de telefonía está reduciéndose en favor de otras aplicaciones debido tanto a la transferencia del tráfico nacional a fibras ópticas y del internacional a cables submarinos de fibras ópticas, como a la digitalización de los enlaces por satélite.

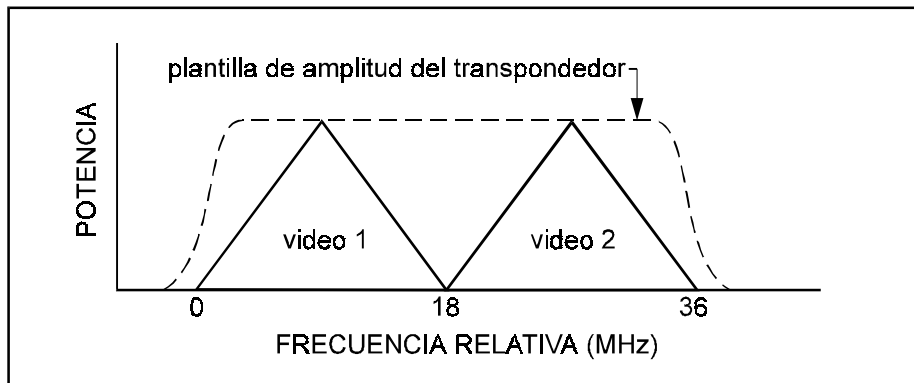
La versión digitalizada de las portadoras MCPC para enlaces troncales de telefonía se basa en señales MIC o MICDA, multiplexadas en el tiempo, como se describe en el título sobre multiplexado del Capítulo 4, donde se señala la forma de aprovechar el semicircuito en escucha y las pausas del activo mediante el empleo de las técnicas de interpolación digital de la palabra (DSI). La anchura de banda ocupada por la portadora dependerá de la velocidad binaria de la señal multiplexada y del tipo de modulación en radiofrecuencia empleado. El uso de códigos para la corrección de errores permite emplear estaciones terrenas menos grandes o contar con mayor flexibilidad para establecer el balance del enlace que sea necesario, por la posibilidad de establecer un intercambio entre anchura de banda y potencia en distintas proporciones según la relación y el tipo de código seleccionados.

## TELEVISIÓN/MF/AMDF

Aunque está ocurriendo una conversión progresiva de los enlaces de televisión a forma digital comprimida, existe una gran cantidad de ellos que operan con señales analógicas y modulación de frecuencia en las portadoras, tanto a tiempo completo como en servicios ocasionales con duración de asignación de minutos, horas o días y

existen muchos casos en que un solo transpondedor es compartido por 2 señales ya sea que se transmitan desde una misma o desde distintas estaciones terrenas, como muestra la figura 5.4, aunque la calidad de cada señal sea un poco menor que ocupándolo todo.

En el sistema Intelsat se tiene previsto el uso de dos señales de televisión en un transpondedor de 36 MHz. Por el solo hecho de dividir entre dos portadoras la potencia disponible la reducción de potencia de cada enlace descendente sería de 3 dB, pero adicionalmente se requiere aplicar retención de potencia (Back off) para reducir los productos de intermodulación, que en el caso de usar amplificadores de tubos de ondas progresivas puede originar como práctica corriente que cada enlace disponga de 6 a 8 dB menos que usándolo con una sola señal a saturación.



**Figura 5.4** Dos portadoras de televisión moduladas en frecuencia compartiendo un transpondedor por la técnica AMDF, representadas en la forma convencional.

Una situación similar respecto de la potencia se presenta cuando dos señales de televisión comparten un transpondedor de 54 o de 72 MHz en un sistema nacional de satélites, con la diferencia de que cada señal dispone de mayor anchura de banda.

En estas condiciones, no existe opción en cuanto a capacidad utilizada en anchura de banda y potencia de los transpondedores. Además, por tratarse de señales analógicas y modulación de frecuencia tampoco es posible modificar la calidad del vídeo mediante algún tratamiento adicional, aparte de la preacentuación, por lo que para alcanzar el objetivo de calidad señalado en el Capítulo 4, en caso necesario solo pueden mejorarse las características de las antenas de las estaciones terrenas receptoras, cuyo resultado se manifiesta en la ecuación 4-6 como un cambio en el valor  $C/N$  total del enlace.

Cuando se opera en servicio ocasional existe también el riesgo de interferencia breve del otro canal por errores de operación, el cual se reduce gracias a los períodos de prueba para ajustes que son normales en dichos servicios, los cuales en muchas ocasiones se realizan en estaciones transmisoras transportables recién reubicadas.

Esto permite resolver también las posibles interferencias por desalineación de la polarización, cuando se utiliza un transpondedor con polarización lineal, reutilizando las frecuencias de otro en polarización ortogonal.

En realidad en los casos mencionados las señales pueden contener solo el vídeo o estar acompañadas del audio multiplexado o sin multiplexar, es decir, pueden ser señales MCPC o SCPC. Cuando el audio de cada canal no está multiplexado con el vídeo puede también ser transmitido por medio de otro transpondedor, ya sea en forma analógica o digital.

#### VOZ Y DATOS SCPC/MF O MDPH/AMDF

Para las redes de voz SCPC, ya sea en estrella o en malla, con acceso por distribución de frecuencia, se utiliza MF con las señales analógicas y MDPH con las digitales, aunque en la actualidad predominan éstas últimas. Por supuesto, como en todas las redes AMDF, los efectos de intermodulación son un factor importante en su diseño.

Cuando una red digital es grande, con un conjunto previsto de portadoras común a todas las estaciones, como cuando se utiliza para servicios públicos, por ejemplo para telefonía rural, las portadoras usualmente son activadas por voz para disponer de hasta 4dB más de potencia (150% más) con los mismos valores de intermodulación, debido a que cada portadora en promedio está en actividad solo 40% o menos del tiempo.

Combinando la activación por voz con el acceso por demanda (AMAD) se puede obtener un alto rendimiento tanto de la potencia como de la anchura de banda total utilizada, ya que de acuerdo con el grado de servicio deseado el número total de portadoras puede compartirse entre un número mucho mayor de estaciones, determinadas por las ecuaciones clásicas de ingeniería de tráfico. Por ejemplo, una red de 1000 estaciones de 0.07 Erlangs/estación en la hora pico con 5% de grado de servicio requiere de 76 circuitos telefónicos, o sea un circuito por cada 13.2 estaciones, en tanto que una red de 100 estaciones con tráfico de 0.15 Erlangs/estación en la hora de máximo tráfico, con 1% de grado de servicio requiere de 24 circuitos (pares de portadoras), o sea un circuito por cada 4.2 estaciones. Por supuesto, para la asignación por demanda es necesario que exista una estación de control, que realice en forma automática esta función mediante uno o más canales dedicados a ella, la cual puede también tener la función independiente de operar con tráfico de comunicación. Por otro lado, las variaciones irregulares de la duración de la activación por voz y de la asignación por demanda en un número grande de portadoras hacen que el ruido de intermodulación sea más aleatorio.

La figura 5.5 muestra como varía la capacidad de tráfico en Erlangs en función del número de pares de portadoras de una red SCPC para telefonía con asignación por demanda para grados de servicio del 1 y 5%.

Una ventaja importante de este tipo de redes es que facilitan la operación en malla, por lo que una parte mucho mayor de las comunicaciones en los sistemas nacionales puede hacerse sin intervención de las redes terrenales de larga distancia, en comparación con otras soluciones, lo cual puede ser muy útil, por ejemplo, para telefonía rural. El sistema actual SCPC de asignación por demanda de Intelsat (y anteriormente el sistema equivalente SPADE) ha sido utilizado por algunos países para tráfico internacional de desborde como complemento de la capacidad fija de tráfico en los enlaces troncales MCPC, además de ser usado en rutas de bajo tráfico.

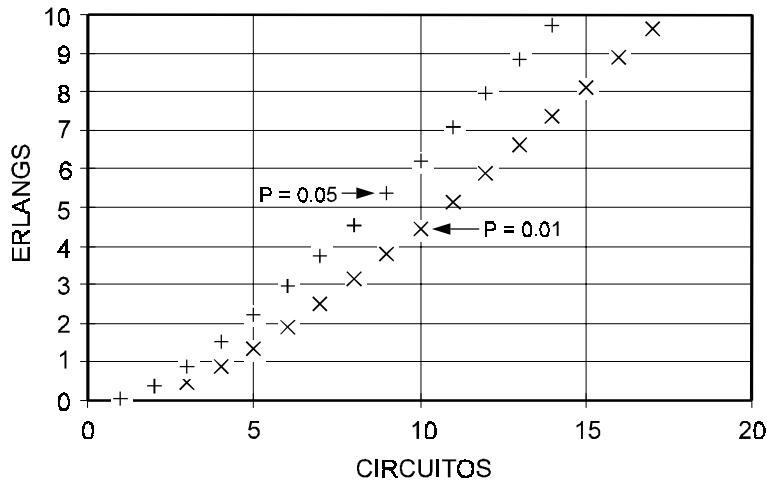


Figura 5.5 Capacidad de tráfico telefónico de una red AMAD en función del número de circuitos. X = Grado de servicio 1%, + = grado de servicio 5%

A diferencia de una red AMDT diseñada para operar en un transpondedor completo, una red SCPC/AMDF para voz con asignación por demanda tiene la ventaja de que puede operar con una cantidad de portadoras adecuada a las necesidades de cada etapa de su desarrollo real, aprovechándolas óptimamente y aumentándolas en forma escalonada cuando sea preciso, con mínimo riesgo por las consecuencias de errores de planeación del tráfico. Si con una capacidad determinada no se logra el grado de servicio deseado, se puede incrementar fácilmente y con certeza el número de portadoras para alcanzarlo.

En redes pequeñas de voz de un solo circuito por terminal es conveniente utilizar la asignación previa o permanente por economía en la inversión, y porque no presentan las condiciones que permitan aprovechar los valores medios estadísticos para la activación por voz. Las redes privadas SCPC de datos también operan con asignación permanente debido a sus características temporales. Sin embargo, cierto tipo de tráfico de datos de baja velocidad binaria y a menudo de comunicación más abierta hacia el exterior de una empresa, como el facsímil, se puede transmitir por



tonos a frecuencias vocales por redes telefónicas satelitales públicas o privadas diseñadas para AMAD y activación por voz, aunque para no alterar significativamente los parámetros de operación debe ser proporcionalmente bajo.

Las redes pequeñas con portadoras de mucho mayor anchura de banda que un canal de voz pueden beneficiarse de la asignación por demanda en condiciones particulares, como las redes de videoconferencia en que un grupo de estaciones usualmente no mayor de 8 pueden requerir solo un canal a la vez para la estación que esté transmitiendo mientras las restantes están recibiendo, operando en una forma simple de asignación por demanda de origen variable. Aparte de la portadora de vídeo, en esta aplicación pueden emplearse dos o más portadoras para voz.

La combinación de portadoras SCPC y AMDF se utiliza en terminales móviles como por ejemplo las B, C, M y mini M de Inmarsat, los servicios en banda L de Optus en Australia, Telesat Mobile (TMI) en Canadá, American Mobile Satellite Corp. (AMSC) en EUA, Satmex (Movisat) en México, y los de los sistemas Rusos, todos ellos empleando satélites geoestacionarios, y también se utilizan en algunos sistemas de satélites de órbitas medias y bajas como Iridium, aunque otros usan acceso múltiple por diferenciación de código.

En un transpondedor con numerosas portadoras, el control de la potencia total agregada de las mismas, y aun el individual de cada una, es crítico para evitar excesiva intermodulación y pérdida de potencia, que puede afectar severamente a varias o a la totalidad de las redes que lo utilicen, por lo que la vigilancia de este aspecto así como de interferencias imprevistas es un factor importante en las actividades del operador del sistema. Normalmente, en un transpondedor destinado a este tipo de redes el ruido de intermodulación aumenta conforme cada una de éstas inicia su operación a través del mismo, hasta llegar al límite proyectado que se da como especificación para la planificación de su uso, dentro del cual todas las estaciones deben operar de acuerdo con el diseño de su red. En determinada etapa de la ocupación de la capacidad del transpondedor puede haber mayor ruido del previsto como máximo en algunas frecuencias particulares, que incluso impida su utilización o haga necesario reubicar portadoras que ya estaban operando aparentemente sin causar perjuicios. Sin embargo, al llegar a la ocupación total posible, y aun antes de ello, una red privada específica con mal diseño, en el cual no se hayan incluido los márgenes adecuados de seguridad o los equipos no cumplan con sus propias especificaciones, puede ser afectada por el ruido de intermodulación, aunque éste no rebasa los valores finales esperados. Este tipo de problemas puede no manifestarse inicialmente mientras la ocupación del transpondedor sea baja, y en el caso de las bandas Ku y Ka mientras ésta no se combine con pérdidas por lluvia, ya que la deficiencia puede quedar oculta por el margen para precipitación.

Cuando un transpondedor para redes VSAT opera con un bajo valor de retención de potencia, al irse ocupando su capacidad progresivamente puede haber

reducción perceptible en la pira descendente de las redes que lo ocupaban anteriormente, debido a las características no lineales de su amplificador de potencia.

### 5.3 ACCESO MÚLTIPLE POR DISTRIBUCIÓN EN EL TIEMPO (AMDT)

#### DESCRIPCIÓN GENERAL

La técnica de acceso múltiple por distribución en el tiempo consiste en la compartición de la capacidad de una sola portadora por todas las estaciones de una red mediante turnos de utilización, en forma tal que aun así el tráfico de entrada y de salida de cada una pueda ser continuo. Tiene la capacidad inherente de permitir que cada estación se comunique con cualquier otra, es decir, que la red opere con una configuración en malla, y con flexibilidad para modificar la cantidad y distribución del tráfico entre sus estaciones.

Esta técnica de acceso solo es aplicable a portadoras digitales y es ideal para evitar las limitaciones de la técnica AMDF originadas por los efectos de intermodulación, lo que se logra con una sola portadora por transpondedor (SCPT). En esa circunstancia, el transpondedor puede operar a su potencia total de saturación con un aumento importante en la pira descendente. Se obtiene así una doble ventaja en la relación  $C/N$  por aumentar la pira de la portadora, y por eliminarse el ruido de intermodulación, lo que hace posible aumentar la capacidad de canales mediante los recursos de intercambio entre potencia y anchura de banda que hemos mencionado repetidamente. Es una técnica de acceso adecuada para redes internacionales y para algunas redes públicas nacionales de gran capacidad de telefonía y de datos, ya que para televisión, aunque se ocupen transpondedores completos, obteniendo ventajas similares, solo existe una estación transmisora por red, por lo que no puede hablarse de acceso múltiple.

Infortunadamente, en un sistema de cobertura nacional o regional, de las redes que no son de televisión, solo pocas requieren la capacidad total de un transpondedor, que es la forma de obtener la ventaja mencionada, por lo que las demás al operar con AMDT sufrirán el principal inconveniente de AMDF, ya que de hecho estarán operando también con ésta técnica en relación con toda la capacidad del transpondedor.

Cada estación de una red AMDT transmite en la misma frecuencia, pero en ráfagas separadas por breves guardas de tiempo, para evitar que factores como las variaciones de las condiciones de propagación hagan que se superpongan. Para que cada ráfaga se transmita en el momento preciso debe ajustarse la temporización a la distancia de cada estación al satélite. Por ejemplo, sin control de este factor, una diferencia de la distancia relativa de una estación terrena al satélite de solo 3 km produciría un error de temporización de 10 microsegundos, que correspondería a 10% de ráfagas con duración de 100 microsegundos. Además, existe una variación

de la distancia de todas las estaciones al satélite por el movimiento de éste, la cual modifica el tiempo de acceso de cada una en un valor similar, si se encuentran en una cobertura nacional lograda con un haz estrecho y el movimiento hace variar principalmente la distancia del satélite a ella, pero ocasionará muy distintos cambios en la temporización de las ráfagas de las estaciones de una red internacional, debido a la mayor anchura del haz en uno de gran cobertura. Por este motivo, los métodos de sincronización deben evitar este tipo de problemas, y una de las estaciones terrenas de la red puede ser la referencia para las demás, actuando también otra como estación de referencia de respaldo, conteniendo cada una el *equipo terminal de referencia* que realiza éstas y otras funciones de control.

Una trama, que comúnmente tiene una duración que no excede de pocos milisegundos, está constituida por la ráfaga de referencia, la ráfaga redundante de referencia de la estación de referencia de respaldo, las ráfagas de comunicación de cada una de las estaciones de tráfico y las guardas de tiempo. Al terminar de transmitirse una ráfaga de cada una de las estaciones de la red se inicia una nueva trama.

Los trenes de bits de las señales de información, recibidos en forma continua por las estaciones terrenas de las redes terrenas, se dividen y almacenan brevemente antes de ser liberada cada fracción en el momento en que le corresponde en la trama, a una velocidad binaria múltiplo de la original, en una proporción cuando menos un poco mayor al número de estaciones terminales, modulando la portadora, que se transmite en forma de ráfaga.

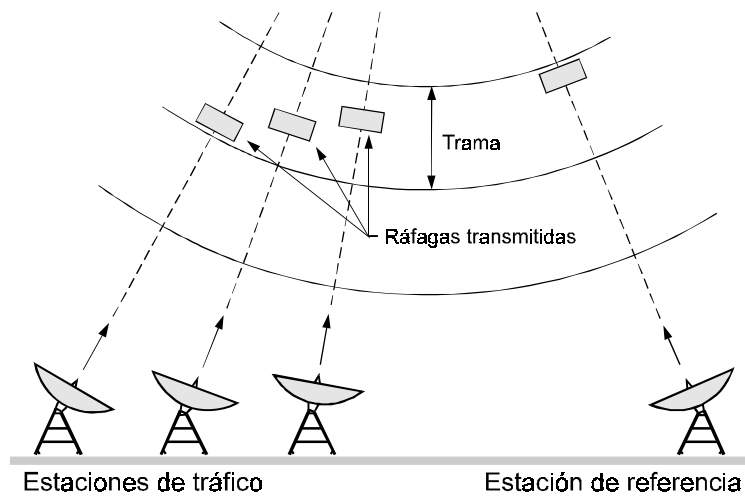


Figura 5.6. Transmisión de estaciones terrenas de tráfico y de referencia por la técnica de acceso múltiple por distribución de tiempo

Las figura 5.6 ilustra el principio de operación de AMDT con ráfagas separadas en el tiempo y consecuentemente en el espacio, mostrándolas solo en una trama como ejemplo, transmitidas desde distintas estaciones terrenas en una secuencia de intercalación determinada.

La portadora única se recibe en todas las estaciones, utilizando cada una de ellas las partes que le corresponden como destino, gracias a la información adicional de cada ráfaga. Durante dicho proceso se demodula y decodifica la portadora, y los bits de tráfico recibidos de cada ráfaga se expanden en su duración y se unen con los correspondientes al mismo canal de las demás tramas, para formar los trenes continuos de la señal original. Este proceso debe funcionar adecuadamente a pesar del hecho de que la portadora está interrumpida por las guardas entre ráfagas, y por tanto las estaciones receptoras deben volver a sincronizarse con ella después de cada interrupción.

## MODALIDADES

Una de las ventajas de esta técnica de acceso múltiple es su inherente facilidad para modificar las configuraciones y otros parámetros de la red sin cambios o con mínimos cambios en los equipos. Una misma red puede estar dedicada a un solo tipo de servicio o puede manejar, por ejemplo, tráfico de voz, de datos y de videoconferencia al mismo tiempo, utilizando módulos de tráfico específicos para cada aplicación, cada uno con modo de acceso en el tiempo según alguna de las categorías de acceso de la clasificación superpuesta.

Existen varias modalidades de los sistemas AMDT respecto de la forma de asignación del tráfico a las estaciones. La forma más simple es la de capacidad preasignada (AMAP) fija o variable. En preasignación fija cada estación tiene una proporción fija de su tráfico destinada a cada una de las demás estaciones con las que requiere comunicarse. En preasignación variable la configuración, proporción y tipo de tráfico puede modificarse en forma manual o automática. Por ejemplo, en una red pública de cobertura nacional parte de la capacidad usada en el día para comunicación telefónica puede asignarse a determinados usuarios durante la noche para transferencia de archivos de datos. En ambas formas de preasignación se opera con la mayor eficiencia de trama debido a que es mínima la información adicional que debe agregarse a la porción de la ráfaga que se convierte en señal para el usuario, pudiendo las estaciones recibir previamente y almacenar en memoria no volátil las configuraciones deseadas.

En un sistema con cobertura tal que abarque diferentes sistemas de horarios, puede asignarse a cada grupo de estaciones con similar horario, o simplemente con un patrón de tráfico similar, una mayor proporción del tráfico a la hora de mayor demanda, y menor proporción en otras horas, por medio de preasignación variable

automática, sin recurrir al acceso múltiple por demanda, utilizando los planes de reconfiguración de la red.

### ESTRUCTURA Y CONTENIDO DE LAS RÁFAGAS

La duración de cada ráfaga puede ser distinta para distintas estaciones, y puede modificarse en forma dinámica según las necesidades de tráfico de una estación. La guarda de tiempo entre ráfagas se determina tomando en cuenta las variaciones en las condiciones de propagación, en el tiempo de adquisición de la sincronización, y en los demás retardos causados en los equipos. La ubicación, y en consecuencia el tiempo de inicio de transmisión de cada ráfaga de una estación, los determina la ráfaga de sincronización de la estación de referencia y control.

Cada tren de bits de una ráfaga tiene una porción de bits de preámbulo y una porción de bits de tráfico, como muestra el ejemplo de la figura 5.7, excepto las ráfagas de referencia, por no contener bits de tráfico.

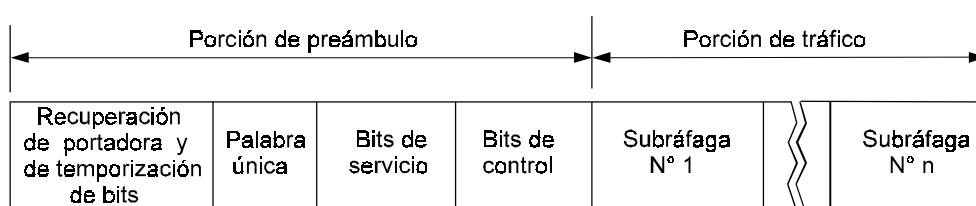


Figura 5.7. Ejemplo simplificado de formato de bits recibidos por una estación de un sistema AMDT en cada ráfaga con tráfico

El preámbulo contiene los bits que sirven para las funciones de sincronización y control de red. En general está constituido por:

- Secuencia para recuperación de la portadora y temporización de bits. La recuperación de la portadora por el modem receptor, necesaria por la interrupción causada por la guarda, debe realizarse en el menor tiempo posible, normalmente durante una fracción de la secuencia de bits para este propósito (a menudo 111111....o 101010...), aun en momentos de bajo valor de  $C/N$ . La recuperación de la temporización de bits sincroniza su fase y la velocidad binaria.
- Configuración de bits denominada *palabra única* que se utiliza para identificar la posición inicial de la ráfaga en la trama, así como la posición de los bits en la ráfaga. Es esencialmente una palabra de sincronización de trama que se escoge de forma tal que tenga alta probabilidad de detección correcta.

- Bits para la comunicación interna entre estaciones, constituyendo el canal de servicio. La comunicación puede establecerse entre terminales con pantalla e incluir secuencias de análisis de errores durante la operación.
- Bits de control con información para la gestión de la red.

El preámbulo puede contener fracciones con bits para realizar otras funciones. Por ejemplo, puede haber una fracción específica para identificar la estación de destino, la identificación de la estación de origen o estar incluida en la palabra única diversos parámetros de telemetría, información para tarificación y para otros fines.

El contenido de la ráfaga de las estaciones de referencia es similar al preámbulo de las ráfagas de las estaciones de tráfico, pero incluye también el control de los retardos en la emisión de las ráfagas y otras funciones de control.

La porción de tráfico de las ráfagas contiene los bits de las señales de voz, datos o vídeo de uno o más canales o semicircuitos que son el objetivo fundamental de los enlaces. Las señales pueden recibirse de las redes terrenales en cada estación en formato analógico, en cuyo caso el propio sistema AMDT puede contener interfaces para convertir los canales de voz a formato MIC o LRE, y multiplexarlos en subráfagas. Cada interfaz o grupo de interfaces con las redes terrenales (TIM) se encuentran en módulos adicionales al equipo común y se agregan en la cantidad que sea necesario.

#### EFICIENCIA DE LA TRAMA

El tiempo acumulado durante el cual se transmite la información de tráfico en una trama dividido entre la duración total de ésta es la eficiencia de la trama. Mientras mayor duración tengan las guardas y la transmisión de los preámbulos menor es la eficiencia. Su valor puede calcularse por medio de

$$\eta = 1 - \frac{nP + n_R P_R + (n + n_R)GR_c}{R_c T} \quad (5-1)$$

donde  $n$  = número de estaciones de tráfico  
 $P$  = número de bits en el preámbulo de una ráfaga de tráfico  
 $n_R$  = número de estaciones terrenas de referencia  
 $P_R$  = número de bits en las ráfagas de referencia  
 $G$  = duración de una guarda en segundos  
 $R_c$  = velocidad binaria de la portadora en bits/seg  
 $T$  = duración de la trama en segundos

Con duración de la trama de 1 milisegundo o mayor una red de 10 estaciones debe operar con eficiencias de trama del orden de 90%. Con cualquier valor de los demás parámetros de una red AMDT la eficiencia de la trama disminuye al aumentar el número de estaciones.

La forma más conveniente de aumentar la eficiencia de la trama consiste en aumentar los bits de información de tráfico de cada ráfaga para que su proporción sea más grande respecto del total. Para ello, es necesario que se aumente la capacidad de los dispositivos de memoria en las estaciones y la duración total de la trama para un mismo número de estaciones.

## SINCRONIZACIÓN

Para que sea alta la eficiencia de la trama la duración de las guardas y de los preámbulos debe ser la mínima posible comparada con la duración de la transmisión de los bits de tráfico, pero sin llegar a afectar la seguridad de la sincronización.

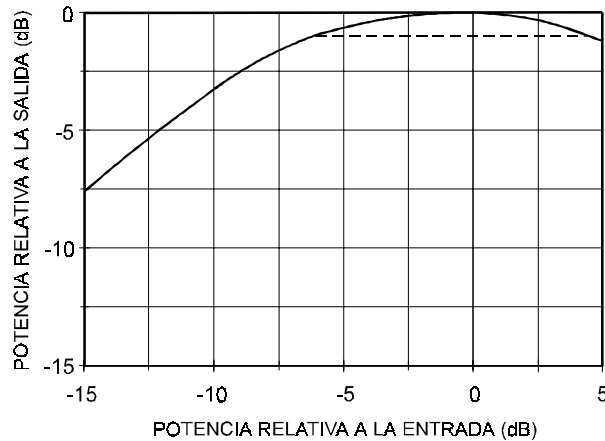
Un requisito previo para la sincronización es una duración suficiente de las guardas, y el ajuste del tiempo de iniciación de la emisión de cada estación, para evitar la superposición de las ráfagas durante las variaciones de los parámetros que pueden afectarlos. Durante la etapa de adquisición las estaciones se basan en primer lugar en las ráfagas de referencia para establecer su tiempo interno de referencia. Por medio de los bits de recuperación de la portadora el módem sincroniza la frecuencia y fase con la portadora, y por medio de los de la llamada *palabra única* se precisa la posición de la ráfaga en la trama y la de los bits en la ráfaga, lo que debe ser suficiente para asegurar la sincronización.

## OPERACIÓN CON UNA PORTADORA POR TRANSPONDEDOR

Las redes AMDT que utilizan un transpondedor completo operan típicamente a velocidades binarias de 45, 60 y 120 Mbits/s. Son redes de alta capacidad por cada estación, que operan con alta eficiencia y aprovechan todas las ventajas de esta técnica de acceso múltiple. Sin embargo, las aplicaciones de alto tráfico duplex entre un punto y pocos puntos, sea dentro de una cobertura nacional o internacional, se está encaminando cada vez más por cables de fibras ópticas, reduciendo las posibilidades de desarrollo de estas redes.

Una ventaja de la operación con AMDT y una sola portadora por transpondedor, adicional a las ya comentadas, es que pueden reducirse las variaciones de la pira descendente al variar la pira ascendente, lo que es especialmente útil en las bandas más sensibles a los efectos de la lluvia. Este efecto (paradójicamente causado por la falta de linealidad de los amplificadores de potencia de los transpondedores que es tan indeseable porque degrada la forma de operación

en AMDF), puede demostrarse que protege al enlace ascendente de atenuaciones transitorias de hasta 5 dB. La figura 5.8 muestra la relación de potencias de entrada y salida en un tubo de ondas progresivas (TOP) de un transpondedor.



**Figura 5.8. Relación entre la potencia de entrada y de salida de un tubo de ondas progresivas con referencia a la de saturación. La línea punteada representa la gama de potencias de entrada alrededor de la de saturación que producen una variación de 1 dB en la potencia de salida**

La parte menos lineal de la curva corresponde a las proximidades de la potencia de saturación, tanto para valores menores como mayores que ésta. Como puede apreciarse, un aumento de potencia de entrada superior a la necesaria para saturación produce una reducción de la potencia de salida, causando que el amplificador de potencia actúe como un circuito limitador de amplitud. La línea punteada de la figura 5.8 permite apreciar que en la parte menos lineal una variación de  $\pm 5$  dB en la potencia de entrada produce en la salida una variación de solo 1 dB. Si el transpondedor se operara con una sobresaturación de entrada de 1 dB, una reducción transitoria de la pira ascendente de más de 5 dB causada por lluvia o desvanecimiento produciría una variación máxima de la pira descendente de solo 0.25 dB con un efecto similar a un control automático de ganancia. No obstante, no es posible aprovechar en esa magnitud las características no lineales del amplificador de potencia del transpondedor porque tiene también otras consecuencias no deseables. Los filtros anteriores al amplificador de potencia que limitan la anchura de banda, al modificar el espectro de la señal hacen que su envolvente casi constante deje de serlo, y debido a la falta de linealidad, más acentuada cerca de la saturación, se amplifica la conversión MA-MPH de amplitud a fase y la MA-MA, causando una degradación de la proporción de bits erróneos. Además, la característica no lineal ensancha nuevamente el espectro de la señal (limitado al lóbulo principal por los filtros anteriores al amplificador) causando lo que se llama *recrecimiento de lóbulos*



*laterales*. El ensanchamiento del espectro significa una mayor radiación de potencia fuera de la anchura de banda del canal, a pesar del filtro de salida del transpondedor, la cual debe conservarse dentro de norma. Debido a lo anterior, tanto Intelsat como Eutelsat operan los sistemas AMDT a transpondedor completo con una retención de potencia de entrada de 2 dB o sea una retención de potencia de salida de 0.2 a 0.3 dB.

El cuadro 5.2 siguiente muestra algunos de los parámetros de una red típica AMDT/SCPT de alta capacidad.

**Cuadro 5.2. Parámetros de una red AMDT de banda ancha**

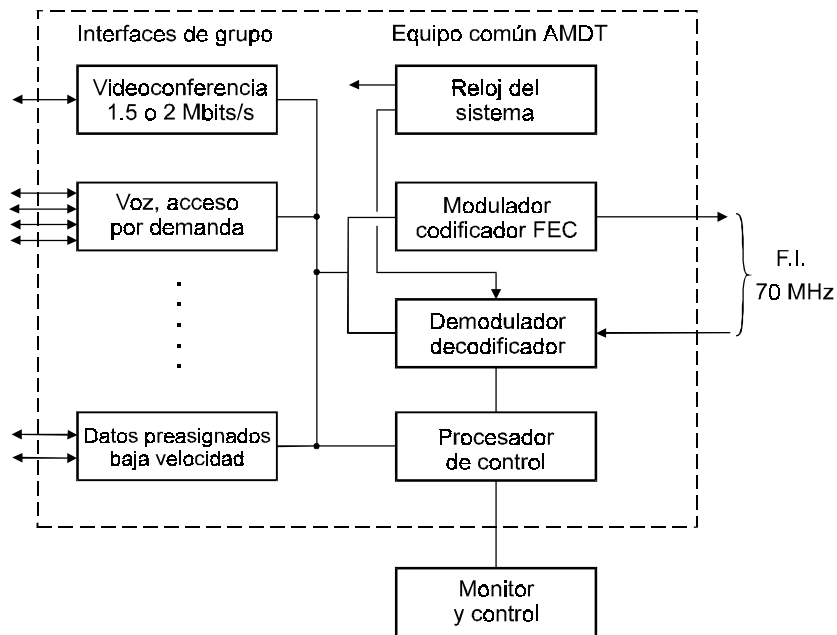
Velocidad de transmisión	120.832 Mbits/s
Tipo de modulación	MDPH-4
Velocidad de símbolos	60.416 Msímb/seg
Anchura de banda nominal	80 MHz
Duración de la trama	2 mseg
Corrección de errores	Relación 7/8,BCH
Proporción de bits erróneos	$10^{-6}$ a largo plazo, $10^{-3}$ a corto plazo
Máximo número de terminales de tráfico	53
Número de estaciones de referencia	4

#### AMDT DE BANDA ANGOSTA

Las redes AMDT que comparten un transpondedor con otras redes no pueden obtener las ventajas de eliminar el ruido de intermodulación, de poder aprovechar toda la capacidad de potencia ni de contar con compresión de las eventuales pérdidas variables de la propagación, debido a que operan simultáneamente en AMDF en relación con toda la anchura de banda de un transpondedor. A pesar de ello, presentan las ventajas de interconectividad, flexibilidad para hacer cambios de configuración, con usos alternativos en cualquier momento, y características favorables para operación con servicios múltiples. La figura 5.9 muestra un ejemplo del diagrama de bloques de un sistema AMDT de banda angosta para servicios múltiples (< 15 Mb/s).

En este tipo de redes actualmente se puede lograr el crecimiento progresivo de capacidad, que era una de las características ventajosas de las redes SCPC/AMDF, gracias a que en lugar de emplear una sola portadora con la capacidad total prevista se diseñan para un número de portadoras de menor capacidad que puede aumentar de acuerdo con sus necesidades reales de desarrollo. La conectividad que se requiera se obtiene mediante el salto instantáneo de portadora de una estación transmisora a la frecuencia que corresponda a la estación de destino. En este caso, las guardas deben

ser mayores para asegurar la sincronización. Las velocidades binarias de las portadoras pueden variar, por ejemplo, de 256 kbits/s a 10 Mbits/s.



**Figura 5.9.** Diagrama de bloques simplificado de un equipo AMDT de banda angosta para una estación terrena (banda de base y modulación/demodulación)

## CAPACIDAD DE LA RED

La capacidad total de tráfico en bits/seg de una red AMDT en que el factor limitante sea la anchura de banda depende fundamentalmente de la velocidad binaria de la portadora y la eficiencia de la trama obtenida de la ecuación 5-1:

$$R_t = R_c r \eta \quad (5-2)$$

donde  $R_t =$  es la capacidad de bits de información de tráfico/seg disponible para el conjunto de las estaciones, incluyendo los bits agregados para el multiplexaje, si es el caso,

- $R_c$  es la velocidad binaria de la portadora en bits/s,
- $r$  es la relación de código para corrección de errores,
- $\eta$  es la eficiencia de la trama.

La velocidad binaria máxima de la portadora cuando ocupa toda la anchura de banda del transpondedor es, de la ecuación 4-16:

$$R_{cmax} = \frac{B_T n_b}{1.2} \quad (5-3)$$

donde  $B_T$  es la anchura de banda del transpondedor en Hertz y  $n_b$  es el número de bits por símbolo.

Cuando la portadora está limitada en potencia, el valor de  $E_b/N_0$ , calculado de conformidad con la proporción necesaria de bits erróneos y la codificación para corrección de errores, es el factor determinante de la capacidad. En ese caso no se calcula la capacidad total de la velocidad binaria de la portadora por medio de la ecuación 5-3, sino de la ecuación 3-34 (sin considerar intermodulación si se ocupa todo un transpondedor) y de  $E_b/N_0$ :

$$R_c = \left( \frac{C}{N_0} \right)_{Tmin} \left( \frac{E_b}{N_0} \right)^{-1} \quad (5-4)$$

donde  $(C/N_0)_{Tmin}$  es el valor de  $C/N_0$  total del enlace deducidos los márgenes del enlace descendente, pero incluidas las interferencias de otros sistemas y los demás elementos comunes que lo afectan. El resultado es casi independiente de las variaciones de los márgenes de una estación receptora a otra, causados por su dispersión geográfica. En las redes que ocupan todo un transpondedor generalmente puede calcularse en forma aproximada la capacidad, sin considerar el enlace ascendente. Es necesario hacer notar que los dos factores de la ecuación anterior deben obtenerse de la relación directa de los parámetros involucrados (no en dB). También puede procederse primero a calcular  $10 \log_{10} R_c = (C/N_0)_T - (E_b/N_0) - M$ , en que  $M$  son los márgenes del enlace descendente, y los términos están en dB. El valor de  $R_c$  se obtiene, como en el caso anterior, de la ecuación 5-2.

Cuando se diseña una red AMDT ocupando un transpondedor completo es probable que se desee ocupar toda su capacidad tanto en anchura de banda como en potencia, en cuyo caso la ecuación 5-3 debe dar el mismo resultado que la ecuación 5-4 con los parámetros adecuados de las estaciones terrenas para obtenerlo. Para una red AMDT de banda angosta el diseño empieza por las necesidades de tráfico y el número de estaciones, así como por la pira descendente del transpondedor, de acuerdo con la proporción establecida por el operador del sistema de satélites. La anchura de banda  $B$  por ocupar (no  $B_T$ ) se calcula de la ecuación 5-3, y en la ecuación 3-34 deben tomarse en cuenta los efectos de la intermodulación.

En el caso de una red en estrella, en la cual existe una estación principal o maestra, y estaciones secundarias o remotas, todas las cuales se comunican solo con

la principal, puede ser conveniente utilizar una portadora independiente con técnica MDT para la transmisión desde la maestra, y una o más portadoras AMDT de las secundarias a la maestra.

#### **5.4 ACCESO MÚLTIPLE POR DIFERENCIACIÓN DE CÓDIGO**

En la técnica de acceso AMDC para señales digitales, también llamada acceso múltiple por ensanchamiento de espectro (AMEE), cada carácter binario de información, antes de ser transmitido, se transforma por medio de un código individual en una señal que puede ocupar hasta la totalidad de la anchura de banda destinada a la red. Es decir, la transmisión de cada estación terrena puede estar totalmente superpuesta en frecuencia a la de las demás estaciones. Es una técnica útil para contrarrestar efectos de deterioro de las señales causados por interferencias o desvanecimientos que sean selectivos en frecuencia.

Cada estación receptora identifica la señal que le corresponde utilizando para ello métodos de correlación que permiten una alta probabilidad de recepción correcta, aun en presencia de la alta interferencia causada por las demás señales, debido a que cuenta con el código individual para descifrarla y a la gran longitud de los trenes de bits que representan a cada carácter. Como consecuencia de la individualidad y extensión de la codificación los sistemas AMDC proporcionan un cierto grado de protección de las comunicaciones contra su uso no autorizado.

Los sistemas AMDC se diseñaron originalmente para aplicaciones militares, y tienen una eficiencia baja en la utilización del espectro, no obstante, se pueden utilizar en las aplicaciones comerciales en que se compense dicha limitación con sus ventajas. Por ejemplo, debido a que esta técnica hace a las comunicaciones resistentes al deterioro causado por la recepción de la señal útil por trayectorias múltiples (conocida como autointerferencia) es útil para los servicios móviles, especialmente los que emplean sistemas de satélites de órbitas bajas y medias, los cuales, por otro lado, necesariamente tienen que operar en condiciones de relativamente alta interferencia, y de hecho es la técnica de acceso múltiple prevista en los proyectos de los sistemas globales Elipso y Globalstar. Aparte de su uso para acceso múltiple, el ensanchamiento del espectro se usa también para transmitir una señal única en condiciones de alto ruido o alta interferencia y para transmitir información secreta.

Debido al ensanchamiento del espectro de las señales, su densidad espectral de potencia es muy baja. La superposición de las señales en una misma gama de frecuencias hace que el conjunto sea muy similar al ruido aleatorio, y para cada señal el conjunto de las restantes tiene el mismo efecto que el ruido térmico. La baja potencia espectral de las señales hace que éstas queden encubiertas por la baja relación señal a ruido, siendo difícil su detección no acordada, clasificándose como señales de baja probabilidad de interceptación (LPIS).

## PROCESAMIENTO DE LAS SEÑALES

La señal original de información en banda de base tiene una velocidad binaria  $R_i = R_b$  bits/s representados por pulsos. El proceso de tratamiento para expansión o ensanchamiento genera una cantidad mucho mayor de bits codificados llamados *segmentos* o *chips* a una velocidad binaria  $R_{ch}$  bits/s. La expansión se realiza mediante un código preciso y la recepción de la señal codificada realiza el proceso complementario para decodificar, actuando como un filtro complementario óptimo que desecha todas las demás señales. Sin este proceso sería imposible la operación AMDC, ya que la relación señal a ruido aparente sería mucho menor que 1, o sea un valor negativo en dB. El efecto de filtrado de la señal deseada es posible si la suma del ruido térmico y de las señales no deseadas es incoherente para la estación de destino, en tanto que la señal útil se acopla exactamente con su código único de referencia que es la clave para su recepción.

El factor de multiplicación de la velocidad binaria es un número entero

$$n_{ch} = \frac{R_{ch}}{R_i} \quad (5-5)$$

Debe notarse que  $n_{ch}$  es el número de segmentos por bit de información y equivale al inverso de la relación de código  $r$  definida en el título sobre codificación del canal del Capítulo 4, pero en tanto que el inverso de ésta normalmente no excede de 2 para aplicaciones de corrección de errores, el valor de  $n_{ch}$  para aplicaciones de acceso múltiple puede estar en el intervalo de  $10^2$  a  $10^4$  o más. Para aplicaciones diferentes a acceso múltiple puede ser suficiente que  $n_{ch}$  tenga un valor mayor de 20. Por supuesto también  $n_{ch} = T_b/T_{ch}$ , siendo  $T_b$  el periodo de los bits de información y  $T_{ch}$  el de los segmentos.

Un ejemplo muy simplificado de la forma en que se pueden codificar caracteres de la señal mediante el ensanchamiento de espectro se representa en el cuadro 5.3, solo como aclaración del concepto, porque correspondería a un valor de  $n_{ch} = 4$ , muy bajo para aplicaciones AMDC.

**Cuadro 5.3. Ejemplo de codificación para espectro ensanchado**

Carácter	Representación binaria	Representación binaria de espectro ensanchado
1	1000	1111111100000000
2	0100	1111000011110000
3	1100	1111000000001111

Existen varias técnicas AMDC, de las cuales las dos más utilizadas son la de secuencia directa (SD) y la de saltos de frecuencia (SF).

En la técnica SD para el proceso de expansión del espectro, también llamadaseudoruido (SR), se usan secuencias binarias pseudoaleatorias de segmentos (chips), diferentes para cada estación terrena, que se repiten constantemente. Cada secuencia de segmentos modula o se combina con la secuencia de bits de información antes de ser transmitida.

Para crear secuencias pseudoaleatorias se pueden emplear, por ejemplo, registros de desplazamiento con realimentación lineal. En general, con  $m$  celdas en el registro de desplazamiento generador una secuencia tendrá una longitud de  $2^m - 1$  bits, con  $2^{m-1}$  unos y  $2^{m-1} - 1$  ceros. Dichas secuencias difieren del verdadero ruido aleatorio en que son perfectamente predecibles y reproducibles, representando cada una un verdadero código, lo que es una característica muy importante para las aplicaciones que nos interesan, ya que una secuencia única puede usarse en cada estación terrena como clave para la recepción. La otra característica esencial de las secuencias de segmentos es que tengan la más baja correlación cruzada posible entre ellas, para optimar el aislamiento de la secuencia que interesa, entre las demás secuencias coexistentes en la misma anchura de banda. Existen diversas secuencias que cumplen con este requisito, como las llamadas secuencias Gold y secuencias Kasami, con mejores características que las creadas por realimentación lineal simple.

Un método para realizar la combinación de la secuencia de información con la de segmentos consiste en sumarlas por módulo 2, como se ilustra en la figura 5.10.

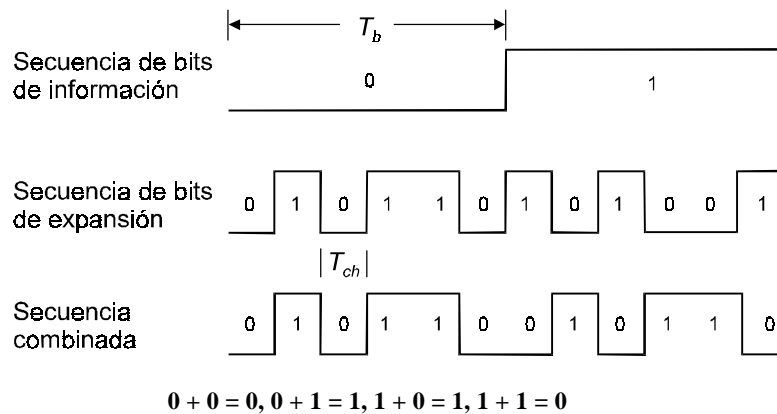


Figura 5.10 Combinación por suma módulo 2 de bits de información con segmentos para expansión del espectro (relación 6:1).  $T_b$  y  $T_{ch}$  son los periodos de las respectivas secuencias

La figura 5.11 muestra la forma de generar señales AMDC por suma módulo 2 en una estación terrena

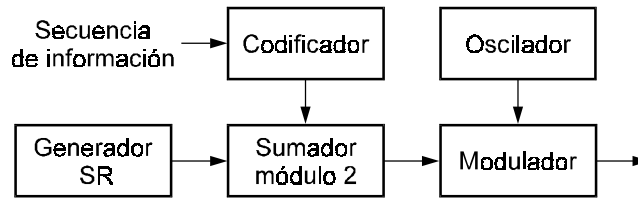


Figura 5.11. Diagrama por bloques hasta el paso de frecuencia intermedia de un conjunto de dispositivos para generar señales por la técnica AMDC

En las estaciones terrenas receptoras la secuencia recibida debe sincronizarse y correlacionarse con la secuencia interna de referencia, para extraer la señal que interesa, lo que permite que su energía se acumule por integración durante la secuencia de segmentos de cada bit de información, en tanto que la energía recibida de las demás señales se va cancelando por falta de correlación. La figura 5.12 muestra un método de recuperación de la señal de información, sumando por módulo 2 la señal expandida, recibida hipotéticamente sin interferencia, al código interno (que es réplica de la secuencia deseudoruido empleada en la transmisión conforme a la figura 5.10), obteniendo un resultado ideal.

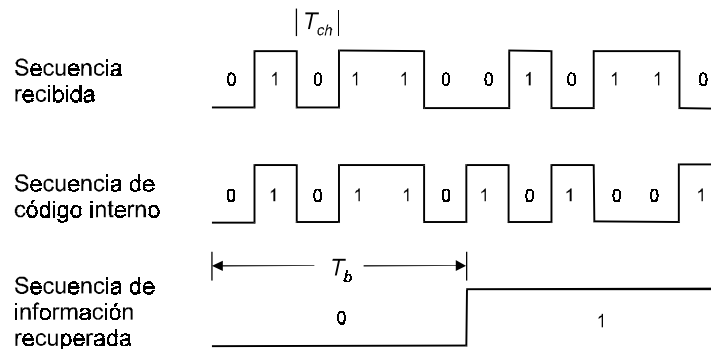


Figura 5.12 Suma por módulo 2 de la secuencia recibida y la secuencia de código interno, para recuperar los bits de información, suponiendo ausencia de ruido y de emisiones de las demás estaciones de una red AMDC

Por supuesto que en un caso real la secuencia recibida estará corrompida por el ruido térmico y las señales de otras estaciones, disminuyendo el número de segmentos que contribuyen a integrar correctamente cada bit de información, pero incluso así, dentro de ciertos límites de interferencia, podrá recuperarse la información original con la proporción de bits erróneos esperada.

El ruido térmico, la intermodulación y las señales de las demás estaciones que están coexistiendo en la misma anchura de banda  $B$  que la señal útil se consideran como un conjunto de energía interferente, con una potencia media que podemos

identificar como  $J$ , y cuya potencia espectral es  $J_0 = J/B$ . Podemos considerar  $B \cong 1/T_{ch} = R_{ch}$ , por lo que  $J_0 = J/R_{ch}$ . En presencia de esta perturbación, el valor de la energía por bit de información  $E_b$  deberá ser tal que la relación  $E_b/J_0$  alcance cuando menos el que evite exceder la proporción de bits erróneos máxima admisible. La potencia media de la señal útil es  $S = E_b R_b$ , por tanto

$$\frac{E_b}{J_0} = \frac{S/R_b}{J/R_{ch}} = \frac{R_{ch}/R_b}{J/S} \quad (5-6)$$

que expresado en dB queda

$$\frac{E_b}{J_0} = \frac{R_{ch}}{R_b} - \frac{J}{S} = G_p - M \quad \text{dB} \quad (5-7)$$

donde  $G_p$  es la ganancia de tratamiento en dB y

$M$  es el margen de perturbación en dB que al despejarse queda

$$M = G_p - E_b/J_0.$$

Puede apreciarse que  $G_p$  es la representación logarítmica de  $n_{ch}$  y que  $M$  representa la máxima relación admisible de potencia perturbadora a potencia de la señal útil. Por ejemplo, en una red AMDC con modulación MDPH-2, en la cual se desee una proporción de bits erróneos de  $10^{-6}$  utilizando aproximadamente 400 segmentos por bit de información, el valor de  $E_b/J_0$  es 10.5 dB, sin tomar en cuenta una ganancia de codificación (decodificación), obtenida de las ecuaciones o gráficas del Cap.4, y  $G_p = 10 \log_{10}(400) = 26$  dB, por lo que el margen de perturbación es 15.5 dB.

Para obtener una ganancia de codificación (decodificación), puede emplearse un código de bloque lineal, o un código convolucional, aplicado a la señal de información antes de la expansión del espectro, para fines de corrección de errores. Como dicho código producirá por sí mismo una expansión de espectro inversamente proporcional a su relación de código  $r$ , la expansión de espectro posterior a este proceso deberá ajustarse para que la velocidad binaria final no sea mayor que la anchura de banda disponible. La ganancia de codificación será  $rd_{min}$ , en la cual  $d_{min}$  es la distancia mínima entre palabras del código. Por ejemplo, utilizando palabras código en que  $d_{min} = 8$ , con  $r = 1/2$ , será posible una ganancia de codificación de 4. El efecto de esta ganancia se refleja en la proporción de bits erróneos, cuyo valor se determina al substituir  $E_b/J_0$  por  $(E_b/J_0) r d_{min}$  como valor equivalente a  $E_b/N_0$  en las curvas de  $P_e$  del Capítulo 4. En este caso, el valor de  $E_b/J_0$  en dB necesario para una determinada proporción de bits erróneos disminuirá en  $10 \log_{10}(r d_{min})$ . No obstante, debe tomarse en cuenta que al aplicar una ganancia de codificación, el



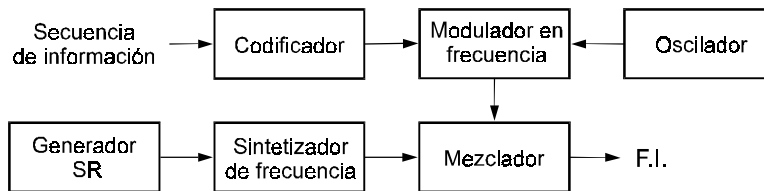
nuevo valor de  $n_{ch}$  se reducirá en proporción inversa a  $r$ , y  $G_p$  se reducirá en  $10 \log_{10}(1/r)$ .

Suponiendo un valor bajo de ruido térmico, e igual potencia transmitida por cada usuario, el número máximo de ellos  $N_u$  que pueden operar en una red AMDC es:

$$N_u = \frac{J}{S} + 1 = \frac{n_{ch}}{E_b / J_0} + 1, \quad (5-8)$$

en la cual las relaciones son lineales (no en dB).

En el método de saltos de frecuencia (SF) la anchura de banda total disponible se subdivide en un número grande de ranuras. En cualquier intervalo de tiempo la señal ocupará una o más de las ranuras de frecuencia al trasladar la señal en una proporción determinada por una secuencia pseudoaleatoria. Por ejemplo,  $m$  bits de la secuencia de pseudoruido pueden emplearse para generar  $2^{m-1}$  posibles traslaciones de frecuencia. La figura 5.13 ilustra un diagrama por bloques de un conjunto de unidades para generar señales por el método SF, empleando modulación de frecuencia. Así mismo, un índice de modulación alto contribuye más al ensanchamiento del espectro.



**Figura 5.13 Diagrama por bloques hasta el paso de frecuencia intermedia para generar señales AMDC por saltos de frecuencia**

El paso del sintetizador de frecuencias  $\Delta f$  debe ser cuando menos igual que la anchura de banda de cada señal modulada, para evitar la superposición de las señales de distintas ranuras. En el receptor se utiliza la misma secuencia pseudoaleatoria para conmutar los saltos de un sintetizador de frecuencia que controla la recuperación de la señal, devolviendo todas sus partes a la frecuencia original para ser demodulada. Generalmente es necesario extraer de la señal recibida una señal especial para conservar el sincronismo del generador de la secuencia pseudoaleatoria.

Una situación ideal es que en cualquier momento las señales de las estaciones de la red estén ocupando distintas ranuras de frecuencia. No obstante, es difícil que las distintas secuencias que originan los saltos lo permitan si se necesita un número grande de ellas, por lo que existirá un cierto grado de interferencia entre las señales.

Aun cuando la modulación de fase permite un mejor desempeño de las señales en canales con ruido blanco gaussiano, es difícil conservar la coherencia de fase al sintetizar las frecuencias para los saltos y al propagarse la señal en las distintas frecuencias de las ranuras, por lo que para esta modalidad de AMDC generalmente se emplea modulación de frecuencia con detección no coherente.

La proporción de bits erróneos en un sistema SF utilizando modulación por desplazamiento de frecuencia binaria ortogonal, con salto de frecuencia lento (1 salto/bit de información), detección no coherente y sin ganancia de codificación es

$$P_e = \frac{1}{2} e^{-\gamma/2} \quad (5-9)$$

donde  $\gamma = E_b/J_0$  y  $e$  es la base de los logaritmos naturales. Se supone que  $J_0$  tiene características de ruido blanco, y su valor dependerá tanto de la medida en que puedan evitarse las coincidencias de las señales en una misma ranura, como del ruido térmico y del de intermodulación.

Como en otros casos, se puede reducir la proporción de errores por medio de la codificación de la secuencia de información antes de la modulación, y la posterior decodificación en la recepción después de la demodulación, mediante la llamada ganancia de codificación, que se introduce en la ecuación 5-9 multiplicando el valor de  $\gamma$ . Suponiendo que se usa un código lineal binario de bloque  $(n, k)$ , modulación binaria por desplazamiento de frecuencia y decodificación por decisión flexible, la ganancia de codificación será  $r d_{min}$ , siendo  $r$  la relación de código y  $d_{min}$  la distancia mínima de Hamming entre las palabras código.

Los sistemas AMDC basados en espectro expandido en la modalidad SF son atractivos para servicios móviles, porque sus requisitos de temporización no son tan estrictos como los de SD. La capacidad de los sistema SF es también comparativamente alta, teóricamente hasta de  $\frac{3}{8} B/R_b$  usuarios en una anchura de banda  $B$ . Las demás características son similares en ambas modalidades.

## SINCRONIZACIÓN

La sincronización de los sistemas AMDC se realiza en una fase de adquisición y una de seguimiento. En la modalidad SD la sincronización debe lograrse hasta una fracción del intervalo de tiempo  $T_{ch}$ , por comparación de la señal recibida con el reloj del receptor. Adicionalmente a la exactitud de los relojes existe el problema del efecto Doppler, originado por variaciones de la posición del satélite y de las estaciones terrenas en el caso de los servicios móviles. En la adquisición inicial se agrega la incertidumbre introducida por el ruido y la interferencia. Un método de adquisición utiliza correladores deslizantes en pasos gruesos de  $1/2$  de  $T_{ch}$  hasta

detectar coincidencia con el código generado internamente, seguido de pasos finos hasta optimar la recepción. El tiempo de adquisición es generalmente mayor en la modalidad SD que en la SF, requiriéndose hacer un compromiso de diseño entre una adquisición rápida, más vulnerable a la interferencia, y una adquisición en secuencias más largas.

La sincronización de seguimiento incluye la sincronización fina de los segmentos, y conservar el enganche de fase de la portadora si se utiliza modulación MDPH, en forma de corregir las perturbaciones de efecto Doppler y de interferencia. Los bucles de seguimiento básicos empleados para este propósito son el de enganche de retardo (DLL) y el denominado de fluctuación tau (TDL). Este último tiene la ventaja de no estar expuesto a degradación por desbalance entre sus elementos componentes.

## OTRAS APLICACIONES

La resistencia a la interferencia que proporcionan los métodos de ensanchamiento del espectro puede ser muy ventajosa en algunas aplicaciones comerciales en las que las características de una red en proyecto no hagan necesario más de uno o dos canales con una velocidad binaria muy baja de la señal de información, transmitidos desde una sola estación a múltiples destinos. En este tipo de aplicación en realidad se emplea fundamentalmente la técnica de acceso AMDF, aunque se utilicen métodos de expansión del espectro, porque solo es necesario ocupar una fracción de la anchura de banda de un transpondedor, y porque además no existe compartición de la capacidad ocupada ni aun entre distintas estaciones transmisoras en la misma red. Un ejemplo de ello sería la transmisión de información financiera o de agencias noticiosas en forma de texto, o cualquier otro servicio similar al de difusión en que puede haber un gran número de estaciones de solo recepción. Las razones para optar por utilizar espectro expandido para estas aplicaciones incluyen las siguientes:

- Una velocidad muy baja de la señal de información en banda de base, como por ejemplo 600 bits/s, o menor, ocupa una anchura de banda muy angosta si no se utiliza espectro expandido, aunque se utilice codificación para corrección de errores. No obstante, debido a la conformación espectral de los filtros, a que la inestabilidad de frecuencia de las portadoras produciría un desplazamiento de las mismas proporcionalmente importante comparado con su poca anchura, y a otros efectos de la propagación, sería necesario de cualquier forma ocupar en un transpondedor una anchura de banda varias veces mayor que la teórica, razón por la cual los operadores de satélite no ofrecen capacidades tan pequeñas. En estas condiciones, sin utilizar espectro expandido se estaría desaprovechando la capacidad contratada.

- Si se emplean técnicas de ensanchamiento del espectro y no se comparte la anchura de banda entre distintas señales (salvo que se desee transmitir más de una en la misma anchura de banda), la ganancia de tratamiento puede utilizarse con mucha ventaja para reducir el diámetro de los reflectores de las antenas receptoras, pudiendo ser satisfactorios de menos de 1 m en banda C, dentro de la cobertura del haz utilizado, con la ventaja económica consiguiente en inversión por el gran número de terminales receptoras de la red. Esto es posible debido a que dicha ganancia compensa la reducción de la de antenas de poco diámetro y el aumento de interferencia por la mayor anchura de su lóbulo principal. Mientras menor sea la velocidad binaria de información mayor será la ventaja de la expansión del espectro. Por ejemplo, si la velocidad binaria de información es 300 bits/s, la expansión a solo un valor cercano a 64 Kbits/s proporciona una ganancia de tratamiento de 23 dB.
- Otra ventaja de contar con la ganancia de tratamiento o procesamiento es la posibilidad de extender una red mucho más allá de la huella de un sistema nacional de satélites, con el fin de prestar servicios en países vecinos, sin aumentar la interferencia ya coordinada con otros sistemas que tengan cobertura dentro de ellos. En este caso,  $G_p$  se emplea para compensar la reducción de  $G_p$  del transpondedor al exceder su cobertura prevista y el aumento de interferencia de otros satélites nacionales o internacionales, cuyas  $G_p$  se incrementen en esas zonas, en la misma porción de la banda. Por supuesto que en la extensión de la cobertura no se podrá reducir el diámetro de las antenas tanto como dentro de ella, en igualdad de los demás parámetros. Una característica favorable de estas aplicaciones consiste en que solo se emplean terminales receptoras en la cobertura extendida, por lo que es más fácil la autorización de su uso por la Administración que tenga jurisdicción en ella, al no requerirse coordinación técnica entre las de dos distintos países.

## 5.5 ACCESO MÚLTIPLE ALEATORIO

La técnica AMA de acceso múltiple para señales digitales, definida al exponer la clasificación que denominamos superpuesta, requiere una descripción aparte por sus peculiaridades, a diferencia de las categorías de acceso preasignado y por demanda, las cuales fueron suficientemente consideradas al describir cada una de las técnicas de acceso de la clasificación básica. En dicha modalidad, el acceso a un transpondedor por las estaciones de una red se realiza en una forma que llamaremos de contienda por el uso de cada portadora, y puede no haber un control centralizado de asignación permanente o temporal, o haber una forma simple de autocontrol de cada estación individualmente.

Esta técnica de acceso no proporciona alta eficiencia en el uso de la capacidad que requiere de un transpondedor, pero es adecuada para redes en que este factor no sea fundamental, permitiendo operar hasta en un solo canal con la anchura de banda que utiliza una sola estación al transmitir. Es útil especialmente para redes VSAT interactivas en que el tráfico medio por estación sea muy bajo y en forma de paquetes, particularmente si son tolerantes a retardos de algunos segundos en recibir un mensaje o la respuesta a un mensaje, debido a que pueden requerirse retransmisiones automáticas de los paquetes, las cuales son más numerosas durante los picos de tráfico. En estas condiciones, una red en estrella de 1000 estaciones puede requerir solo una o pocas portadoras de entrada a una estación maestra o principal, de relativamente baja capacidad, con un costo bajo de la capacidad satelital y con un costo de inversión menor que utilizando otras técnicas de acceso. Por ejemplo, es adecuada para transacciones de autorización de crédito en terminales en sitios de ventas, para la recolección de información de una red meteorológica y para solicitar asignación de canales en las redes SCPC/AMAD.

En un sistema AMA puro cada estación terrena transmite ráfagas de bits de información en cualquier momento, que ocasionalmente pueden interferirse con las de las otras, dificultando su recepción, por no contarse como en los sistemas AMDC con un código para extraer la información útil de entre el ruido representado por la interferencia. En algunos casos cada estación puede recibir su propia señal con el tiempo de retardo de la propagación (por supuesto trasladada en frecuencia por el repetidor del satélite) y compararla con la original para determinar si existe una colisión con la señal de otra estación. Si existe colisión se pierde el paquete de información y se retransmite la ráfaga en la misma forma hasta un número  $n_R$  de veces, con un tiempo de retardo generalmente aleatorio, pero después de 0.27 segundos de la primera transmisión en el caso de satélites geoestacionarios. También es posible que la estación receptora transmita un acuse de recibo de cada paquete recibido correctamente, si se trata de una estación maestra que por otro canal preasignado (no en AMA) transmite paquetes de información constantemente a todas las demás estaciones denominadas remotas o secundarias, por lo que no contribuye por este procedimiento a aumentar el número de colisiones.

Al aumentar el número  $n_{es}$  de estaciones con tráfico, o el número de ráfagas por estación, aumenta la probabilidad de que exista colisión en el primer intento de transmitir un determinado paquete de información, y al repetir su transmisión se congestiona más el canal, llegando a un punto de operación en que se reduce el número total de paquetes transmitidos exitosamente por unidad de tiempo, que es proporcional al tiempo efectivo de utilización del canal  $U$ .

El desempeño de un sistema de acceso aleatorio, como el ALOHA puro desarrollado en la Universidad de Hawai, permite un máximo de 18.4% de utilización total de la capacidad del canal. El sistema ALOHA ranurado (o AMDT/AMA) es más complejo, ya que en lugar de que la transmisión de los

paquetes se realice en cualquier momento, se establecen ranuras de tiempo, pero sin preasignación para cada estación, por lo que cualquier estación puede ocupar cualquier ranura. Cada estación puede transmitir solo al empezar el intervalo de una ranura de tiempo, requiriéndose cierta sincronización con las demás, por lo que es una técnica que disminuye lo aleatorio de las emisiones. En esta forma no existen colisiones parciales, es decir, las ráfagas llegan a su destino sin interferencia o son interferidas totalmente por otra ráfaga, lográndose una capacidad máxima de utilización de 36.8%, el doble que en el sistema puro. La figura 5.14 muestra el comportamiento de ambas modalidades al aumentar la demanda de tráfico de la red, así como el de una tercera comentada posteriormente.

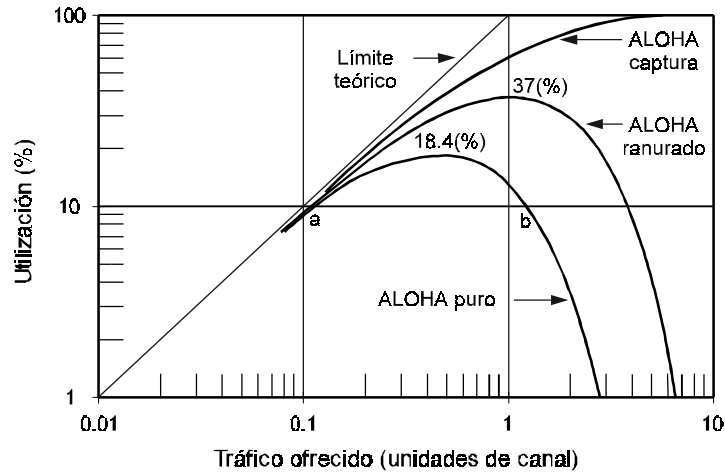


Figura 5.14. Utilización posible del canal en tres de los sistemas AMA

La recta del límite teórico representa la utilización que se lograría de un canal si no hubieran colisiones al aumentar los paquetes que tratan de transmitir las estaciones. Cuando el tráfico es muy bajo, cualquiera de los sistemas se aproxima mucho al límite teórico, pero su comportamiento difiere notablemente para más de 10% del tráfico ofrecido. En general, con más de 10 % de tráfico intentado aumenta rápidamente el número de colisiones, se reduce la proporción de paquetes transmitidos con éxito (con retardo creciente por las múltiples transmisiones del mismo paquete) y la utilización se acerca a su límite por congestión del canal, después del cual su valor se reduce en lugar de aumentar. Los puntos (a) y (b) de la figura corresponden a una utilización del canal de 10% en el sistema puro, pero el segundo indica que el tráfico ofrecido es un poco más de 10 veces ese valor, es decir, está constituido en más de 90% por paquetes en colisión, en gran medida retransmitidos, aunque el número de retransmisiones difiera de una estación a otra. Las características del tráfico pueden pasar muy fácilmente de (a) a (b) si la red se

diseña para una utilización cercana a la máxima. Para evitar la congestión imprevista del canal los sistemas ALOHA ranurado se diseñan para un valor máximo de  $U$  desde 15 hasta 30 %, ya que, como puede apreciarse, su desempeño es similar al del sistema puro, difiriendo solo por su mayor utilización.

Si se requiere mayor capacidad de tráfico pueden preverse más canales de entrada a la estación principal de la red en AMA, y más canales preasignados de salida, agrupando un determinado número de estaciones remotas en cada canal. Puede también aumentarse la utilización media por canal haciendo que las estaciones salten en forma aleatoria de un canal a otro, con resultado similar a como en un conmutador telefónico la capacidad de tráfico en Erlangs por troncal es mayor al tener acceso todas las extensiones telefónicas a todas las troncales, comparada con la de cada una de las líneas dedicadas a un solo teléfono.

Una red con  $n_{es} = 1000$  estaciones remotas en que cada una realice una transacción cada minuto con la estación maestra ( $n_t = 1/60$  transac/s) en valor medio durante la hora pico puede tener, por ejemplo, los demás parámetros mostrados en el cuadro siguiente.

**Cuadro 5.4. Parámetros parciales de una red AMA**

Parámetros	Entrada (i)	Salida (o)
Paquetes por transacción, $P_i, P_o$	3	3
Bytes por paquete, incluyendo encabezado( 20 a 30%), $B_i, B_o$	125	300
Utilización del canal, $U_i, U_o$ (%)	20	80
Tasa binaria de información por canal, $R_i, R_o$ , bits/s	32000	64000

La capacidad total de bits de información requerida de las estaciones remotas a la estación maestra es

$$R_{Ti} = \frac{n_{es} n_t P_i (B_i \times 8)}{U_i / 100} \text{ bits/s} \quad (5-9)$$

en la que al substituir valores da como resultado  $R_{Ti} = 250\ 000$  bits/s, por lo que, considerando la tasa binaria de información por canal, se requeriría utilizar 8 portadoras de entrada con velocidad binaria y anchura de banda que dependerá de la codificación y modulación empleadas. La misma ecuación 5-9 puede emplearse para determinar la capacidad de la estación maestra a las remotas con los parámetros que corresponden, resultando la necesidad de utilizar 3 portadoras de salida.

El número máximo de retransmisiones de los paquetes puede ser uno de los parámetros predeterminados de las estaciones remotas, de acuerdo con las

características de la información del tráfico. En aplicaciones en que la información de un paquete a otro de una misma estación remota es muy similar, con datos que tienen una tendencia definida, como puede ser para la recolección de información meteorológica, es posible eliminar totalmente la retransmisión de paquetes y la capacidad de recepción de las remotas sin consecuencias para la calidad del servicio, con lo cual se simplifica el equipo, reduciendo costos, y se puede obtener una mayor capacidad de tráfico por canal. Cuando es muy importante que la información de cada paquete se reciba, sin importar el retardo, puede preverse un número máximo de retransmisiones posibles que sea alto. En cualquier caso en que se tengan previstas retransmisiones se puede reducir la pérdida de paquetes  $P_L$ , el número medio de retransmisiones por paquete, y por consiguiente el retardo medio  $D_{AV}$  de los mismos, calculando la capacidad suficiente para operar con un valor menor de utilización por canal, por lo que un número alto de posibles retransmisiones no significa necesariamente la congestión del canal. El cuadro 5.5 ilustra algunas aplicaciones con los parámetros típicos que las caracterizan

**Cuadro 5.5. Parámetros característicos de redes AMA**

Servicio	Tasa de información (bits/s)	Proporción de paquetes perdidos	Número de retransmisiones $n_R$
Recolección de datos Sismológicos	$10^3 - 10^5$	0.01	10
Ventas Meteorológicos	$16 \times 10^3$ baja	0.05 0.5	5 0
Oceanográficos o hidrológicos	muy baja	0.5	0
Navegación	$10^4 - 10^5$	0.005	100
Seguimiento de transportes	50	0.7	10
Teleproceso	$64 \times 10^3 - 256 \times 10^3$	0.05 - 0.1	5

Existen otras variantes de las técnicas AMA, como las de captura y de reservación. En la de captura puede preverse que después de un determinado número de retransmisiones el paquete de una estación se transmite con, por ejemplo, 6 dB más de potencia, para asegurar su recepción exitosa aunque haya colisión. Esta variante tiene una utilización del canal de más de 60% con un tráfico ofrecido de 100% de la capacidad teórica máxima de un canal, como se muestra en la figura 5.14, y pérdida de paquetes mucho menor que en los dos casos descritos anteriormente. No obstante, las estaciones deben poder transmitir una mayor pira



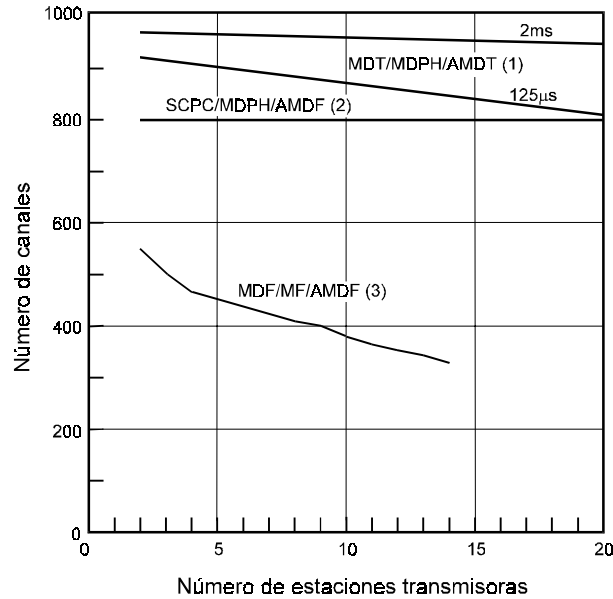
ascendente en esas condiciones, y como la pira máxima instantánea que recibe el satélite tiene límite, es necesario que la pira normal de cada una sea menor, por lo que, para atender la discrepancia de potencias, puede ser conveniente aumentar el diámetro de la antena receptora central. En la modalidad de reservación, algunos canales pueden asignarse por breve tiempo a determinadas estaciones según un sistema de prioridades, por lo que el sistema es más complejo.

## 5.6 COMPARACIÓN DE SISTEMAS DE ACCESO MÚLTIPLE

Cada técnica de acceso múltiple tiene ventajas y desventajas para cada aplicación, que se mencionan en los distintos títulos de este capítulo. Las opciones para utilizar distintas técnicas dependen de la configuración y de las características del tráfico previsto para una red, del número de estaciones que tendrá, de que el servicio a prestar sea fijo o móvil, de la cobertura deseada y del tipo de órbita del sistema de satélites, entre otros parámetros que pueden usarse para reducir inicialmente el análisis comparativo en un proyecto.

En general, para las redes de alto tráfico especializado, un factor de importancia mayor a considerar es la eficiencia de uso de la capacidad que utilicen. En cambio, para una red VSAT, con gran número de estaciones y muy bajo tráfico por estación, puede ser más importante la simplicidad del equipamiento que se refleje en menor costo de inversión total. Para una red móvil en un sistema de satélites de órbita baja es importante la necesidad de operar satisfactoriamente en condiciones de alta interferencia, pudiendo optarse por AMDC por las ventajas de los métodos de expansión de espectro a este respecto, que también son convenientes si se necesita transmitir señales de baja velocidad a múltiples destinos con una cobertura máxima. Cuando es necesaria una mayor flexibilidad de configuración y condiciones favorables para servicios múltiples podría optarse por AMDT de banda angosta. La figura 5.15 ilustra solo el aspecto de eficiencia en el uso de la capacidad que es posible obtener en redes que requieran un transpondedor completo, como ejemplo de las comparaciones de desempeño de las técnicas de acceso múltiple.

Como complemento de la información de la figura 5.15 puede mencionarse que en una red digital para telefonía, empleando MDT/MDPH-4/AMDF y codificación MIC a 64Kbits/s, con FEC 3/4, sin compresión y sin interpolación digital de la palabra, es posible obtener una capacidad de 15 canales/MHz, y hasta 75 canales/MHz con dichas técnicas de multiplicación de circuitos. De hecho esta combinación de técnicas de multiplaje, modulación y acceso múltiple (que permite transmitir por sus portadoras cualquier tipo de señales digitales además de las de telefonía), conocida en el sistema Intelsat como IDR, es la que actualmente se prefiere para enlaces internacionales de punto a punto de capacidad media en una amplia gama de velocidades binarias.



- (1) Codificación MIC sin DSI ni compresión
- (2) Codificación MIC sin compresión, con activación por voz.
- (3) La capacidad depende del número y magnitud de las portadoras. Puede ser mayor entre 3 y 9 estaciones de acceso

Figura 5.15. Capacidad de canales de voz de un transpondedor de 36MHz con diferentes sistemas de acceso múltiple. Las gráficas de AMDT corresponden a tramas de 125µs y 2ms [4].

## REFERENCIAS Y BIBLIOGRAFÍA

- [1]. Proakis, J.G., *Digital communications* (1989), pp. 800-873, Mc Graw Hill, Inc.
- [2]. Informe 651-2 (1986), *Técnicas de espectro ensanchado*, Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT), Ginebra, Suiza.
- [3]. Morgan, W.L. y Gordon, G.D., *Communications Satellite Handbook* (1989), John Wiley & Sons, Inc.
- [4]. *Manual sobre Telecomunicaciones por Satélite* (1985), UIT.
- [5]. K. Miya, Editor, *Satellite Communications Technology*, Second Edition (1990), KDD Engineering and Consulting, Inc.
- [6]. *Digital Satellite Communications Technology* (Revision 1, 1992), INTELSAT.

# Estaciones terrenas

Una estación terrena es un equipo de comunicación con una antena o un conjunto de equipos con antenas, la cual puede tener un extremo de entrada y salida de señales en banda de base o en frecuencia intermedia, y otro de transmisión y de recepción de radiaciones hacia y desde uno o más satélites. En cada una se realiza una parte importante del proceso de dichas señales para hacer posible y eficiente su transmisión, así como del proceso inverso para convertir las radiaciones recibidas en una réplica fiel de las señales, en la forma que tenían antes de que fueran procesadas y transmitidas por otra estación terrena.

Cabe recordar que algunos tipos de estaciones terrenas solo tienen capacidad de transmitir o de recibir, y que pueden ser el punto de origen de las señales, o el de destino de las mismas, o estar también enlazadas por medio de redes terrenales con sitios distantes de origen y destino. La designación de estación terrena incluye a las que están fijas sobre la superficie de la Tierra, a las móviles terrestres, marítimas y aeronáuticas, instaladas en vehículos de transporte, así como a las portátiles personales.

Muchas de las técnicas empleadas en las estaciones terrenas para procesar las señales ya fueron consideradas en capítulos anteriores, tales como la conversión analógico-digital, la modulación y demodulación, la codificación del canal, el multiplexaje y demultiplexaje, el acceso múltiple, la compresión digital y otras. También se analizaron las características de los enlaces entre las estaciones terrenas y los satélites, considerando los efectos de sus diversos parámetros, por lo que en este capítulo se examina su configuración y otros aspectos concretos sobre algunos de sus subsistemas.

## 6.1 CARACTERÍSTICAS GENERALES

El tamaño y la complejidad mecánica y eléctrica de las estaciones terrenas tienen extremos verdaderamente dispares, ya que las primeras estaciones del sistema Intelsat que fueron instaladas con antena denominada tipo A contaban con reflector de 33 m de diámetro, en tanto que en las remotas típicas de muy pequeña abertura de las redes conocidas como VSAT es de solo 1.8 a 2.4 m en banda Ku, teniendo capacidad de transmisión y recepción de uno o pocos canales, y las de recepción directa de televisión más modernas pueden tener un reflector de solo 0.5 m de diámetro en ubicaciones favorables de la zona de cobertura, siendo el resto de su equipo receptor muy compacto, a pesar del extenso procesamiento que hace de las señales, gracias a su fabricación en masa con componentes de microelectrónica.

Las estaciones físicamente más grandes se emplean para operar con alta capacidad de tráfico en sistemas de satélites geoestacionarios de cobertura global. Lo anterior se debe a que la cobertura casi total de la parte iluminable de la Tierra desde un satélite hace necesario utilizar en éste antenas de poca ganancia; consecuentemente, las antenas de la estación terrena deben tener ganancia suficiente, o sea suficiente diámetro, para compensar dicha limitación, y para reducir la capacidad de los amplificadores de potencia requerida por el alto tráfico. Al mismo tiempo, deben tener alta retención de potencia en los amplificadores de salida para lograr buena linealidad, lo que aumenta los requisitos de capacidad de potencia en ellos. Otro factor determinante del tamaño del reflector de dichas estaciones consiste en que las situadas en la periferia de una cobertura global reciben del satélite una potencia menor y más inestable, en tanto que deben transmitirle más potencia, y como su ángulo de elevación es muy bajo tienen pérdidas atmosféricas aleatorias mayores y reciben más ruido.

La figura 6.1 presenta el diagrama funcional de una estación terrena de alta capacidad, con reflector de antena grande provisto de un sistema de seguimiento o rastreo, el cual en cualquier caso tiene mucho menor diámetro que los requeridos anteriormente, gracias a la alta potencia emitida por los satélites actuales.

Las partes más importantes de la estación son:

- *El sistema de antena.* Normalmente la misma antena sirve para transmisión y recepción. Este sistema incluye el alimentador primario, el reflector, un arreglo de duplexor para la conexión de receptores y transmisores a la misma antena, y un arreglo separado de alimentadores, controles y mecanismos para el seguimiento automático. En un telepuerto, un conjunto de cadenas de recepción y transmisión puede combinarse con diversos sistemas de antena para operar con distintos satélites según las necesidades de tráfico.

- *Los transmisores y receptores.* Pueden emplearse una o más cadenas de transmisión, que consta esencialmente de los amplificadores de potencia, cuyas salidas se pueden combinar, y de los convertidores elevadores, ya que los demás procesos pueden realizarse en sitios distintos a la estación terrena. Las etapas de recepción incluyen uno o más amplificadores de bajo ruido, un divisor de potencia para separar las cadenas de recepción y los convertidores reductores.

Conjuntamente el sistema de antena, los transmisores y los receptores, que en algunos casos forman la totalidad de los equipos de la estación, constituyen la *terminal de radiofrecuencia*.

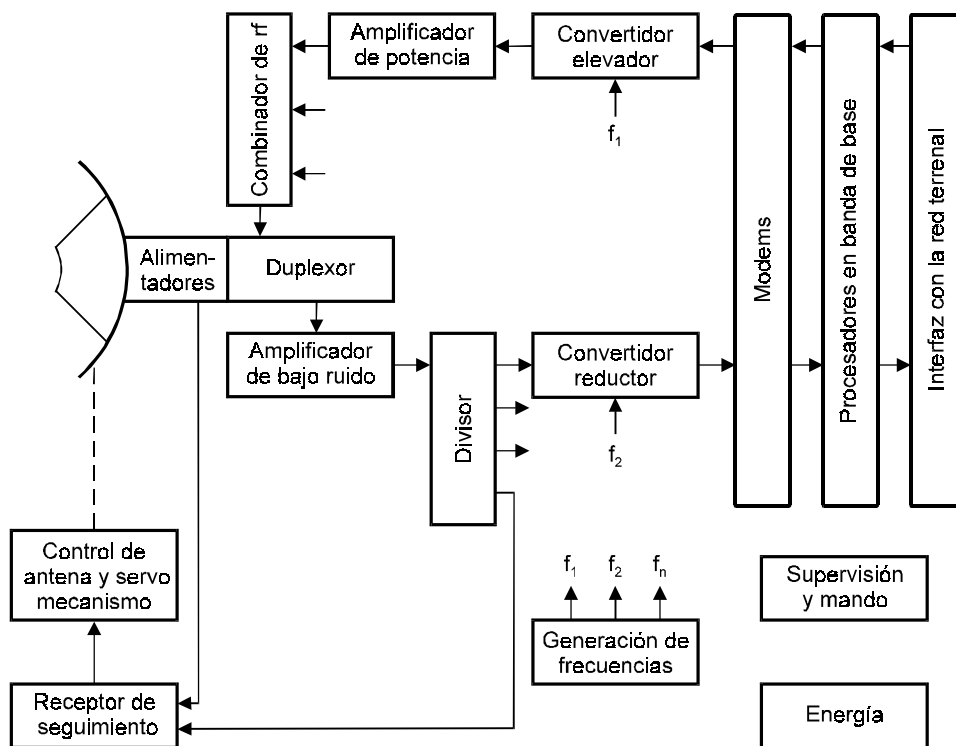


Figura 6.1. Diagrama funcional de una estación terrena de alta capacidad

- *Los moduladores y demoduladores.* Esta etapa modula las señales por transmitir y demodula las recibidas, lo cual implica la conversión de banda de base a frecuencia intermedia y el proceso inverso. En las estaciones que tienen capacidad para transmitir y recibir cada modulador puede estar

separado o encontrarse en la misma unidad de equipo que el demodulador correspondiente, constituyendo un módem.

- *Los procesadores en banda de base.* Hay una diversidad de equipos en esta categoría, pero si existen, en una estación grande pueden limitarse a los que realizan las funciones de multiplexar y demultiplexar. Paradójicamente en las estaciones pequeñas es más probable que se realicen funciones adicionales como la conversión de señales analógicas a digitales y viceversa, y la codificación y decodificación de canal, como es el caso de las estaciones remotas VSAT, las móviles y las de recepción directa de televisión por satélite, aunque se limitan a procesar solo uno o dos canales simultáneamente, en tanto que en las estaciones grandes se manejan muchos canales al mismo tiempo.
- *Las interfaces con redes terrenales.* Esta parte de la estación permite comunicar su extremo de frecuencias más bajas con diversos puntos de origen y destino de las señales, y normalmente se encuentra en las del tipo que estamos considerando, operando hacia el exterior por medio de fibras ópticas, líneas físicas metálicas o radioenlaces, mientras que es común que no exista en estaciones pequeñas como las mencionadas en el párrafo anterior.
- *El sistema de energía y la infraestructura general.* Esta parte de la estación realiza funciones de apoyo similares a las que en los satélites están asignadas a la plataforma. En el tipo de estaciones que estamos considerando el sistema de energía, debido a la importancia y magnitud de los servicios que presta, debe operar en forma ininterrumpida, y dentro de límites normativos estrechos respecto de tensión, frecuencia y perturbaciones transitorias, cuando menos para sus partes más críticas, que corresponden a los equipos de comunicaciones y sus instalaciones de apoyo, aun cuando para los servicios auxiliares y oficinas tenga especificaciones con mayores tolerancias. La infraestructura general comprende los edificios y obras exteriores, estructuras de soporte mecánico e instalaciones de apoyo como las de climatización.
- *El sistema de supervisión, control y comunicación del servicio.* Los equipos que permiten la vigilancia y control de la operación de una estación compleja incluyen las alarmas visuales y audibles, los controles para conmutar equipos y dispositivos que son independientes de la conmutación automática de los de reserva, y los controles generales de los subsistemas. Los sistemas más recientes permiten efectuar gran parte de la supervisión y telemando por medio de pantallas y teclados de terminales de cómputo en consolas. Los canales de servicio permiten la comunicación entre estaciones de una red de servicio público por satélite en forma independiente de los servicios de comunicación de los usuarios finales.

## 6.2 SISTEMA DE ANTENA

El subsistema de antena es de gran importancia para el diseño de una estación grande o mediana en capacidad y complejidad, debido a que no puede modificarse y es muy costosa su substitución. Los receptores de bajo ruido y amplificadores de potencia, que pueden ser múltiples en una estación de este tipo, o cuando menos cuentan con redundancia, se substituyen a un menor costo sin perjudicar la operación.

Los principales objetivos de diseño de las antenas dotadas con elementos para dirigir la potencia en forma de un haz estrecho consisten en lograr suficiente ganancia de transmisión y recepción con las menores dimensiones posibles; bajo efecto de interferencia a otros sistemas en transmisión, y baja captación de interferencia en recepción; la menor captación posible de ruido térmico por radiación del suelo; emisión y recepción con gran pureza de polarización; mínima deformación del reflector por cambios de temperatura y por movimientos de orientación de la antena; resistencia al viento; y relativamente alta eficiencia, hasta donde es compatible con los demás objetivos.

### 6.2.1 PARÁMETROS PRINCIPALES

#### *Ganancia y eficiencia*

Como se vio en el título 3.2 del Capítulo 3, una antena orientada hacia un satélite recibe la potencia de éste en una abertura efectiva o equivalente  $A_e$ , la cual es menor a su área de interceptación  $A_i$  en proporción a la eficiencia  $\eta$ , debido a las imperfecciones de su superficie y a sus pérdidas, es decir,  $A_e = A_i\eta$ . De la ecuación 3-3 obtenemos

$$G = \frac{4\pi A_e}{\lambda^2} = \frac{4\pi\eta A_i}{\lambda^2} \quad (6-1)$$

donde  $\lambda = c/f$  es la longitud de onda en m ( $c = 2.99792 \times 10^8$  en m/s es la velocidad de propagación y  $f$  es la frecuencia en Hz).

Debemos recordar que la ecuación 6-1 representa la ganancia máxima de la antena, es decir, en dirección perpendicular a su área de interceptación equifase, y que tendrá la misma ganancia tanto en recepción como en transmisión a la misma frecuencia, debido al teorema de reciprocidad. También es necesario señalar, como consecuencia de lo considerado en el Capítulo 3, que la ganancia de antena es su característica más importante en transmisión, en tanto que en recepción lo es la relación  $G/T$  (siendo  $T$  su temperatura de ruido).

En el caso de un reflector parabólico con abertura circular de diámetro  $D$  y por tanto  $A_i = \pi D^2/4$

$$G = \eta \left( \frac{\pi D}{\lambda} \right)^2 \quad (6-2)$$

Por ejemplo, si una antena tiene  $D = 12$  m, y  $\eta = 0.65$ , su ganancia a 6 GHz será  $3.7 \times 10^5$  o 55.7 dBi.

La eficiencia de la antena es un factor siempre menor que uno y de hecho sus valores típicos se encuentran entre 0.6 y 0.75 para las antenas más grandes y perfeccionadas y entre 0.5 y 0.6 para las de aplicaciones menos críticas. Este factor es a su vez el producto de diversos otros, estando entre los más importantes la eficiencia por el gradiente de la iluminación de la superficie del reflector y la eficiencia por pérdida de la energía del radiador primario fuera de la superficie del reflector, o pérdidas de desbordamiento, las cuales varían en forma opuesta. La eficiencia total se puede representar por

$$\eta = \eta_{ap} \eta_{sp} \eta_{\Omega} \eta_b \eta_{\epsilon} \eta_{po} \quad (6-3)$$

donde  $\eta_{ap}$  = factor de gradiente de iluminación por no ser ésta uniforme, incluyendo errores de fase,

$\eta_{sp}$  = factor de desbordamiento del reflector,

$\eta_{\Omega}$  = factor por pérdidas óhmicas y ondas estacionarias,

$\eta_b$  = factor de obstrucción causada al reflector por el alimentador y su soporte o por el subreflector si es el caso,

$\eta_{\epsilon}$  = factor de irregularidades de la superficie del reflector,

$\eta_{po}$  = factor de polarización cruzada por acoplamiento a la polarización ortogonal.

El *factor de gradiente de iluminación o eficiencia de abertura* es muy importante. Infortunadamente, cuando su valor es más alto también son mayores los lóbulos laterales que producen, y éstos reciben interferencia de otras direcciones, por lo que debe tener un valor de compromiso. Su valor sería 1 para una iluminación uniforme del reflector en amplitud y fase, pero en ese caso los primeros lóbulos laterales serían solo 13 dB menores que el lóbulo principal, lo que es inadmisibles de acuerdo con las normas actuales. Al reducir la iluminación del reflector gradualmente hacia la periferia de la abertura se reduce la ganancia relativa de los lóbulos laterales, aunque también se reduce  $\eta_{ap}$ , pero aun así dentro de cierta gama de la variación de la iluminación la eficiencia total puede aumentar, debido a que al mismo tiempo que se reduce  $\eta_{ap}$ , aumenta  $\eta_{sp}$ , por haber menos desperdicio de la



energía fuera del reflector. La reducción de la iluminación en la orilla del reflector se logra reduciendo la anchura del haz del radiador primario, para lo cual es necesario aumentar su tamaño, produciendo un mayor efecto de obstrucción, que a su vez reduce  $\eta_b$ . La figura 6.2 presenta un ejemplo del intercambio entre los valores de  $\eta_{ap}$  y  $\eta_{sp}$ . Debe notarse que por causa de ello los valores más altos de eficiencia total difícilmente exceden de 75 %, los cuales se logran con altos valores de los otros factores de eficiencia.

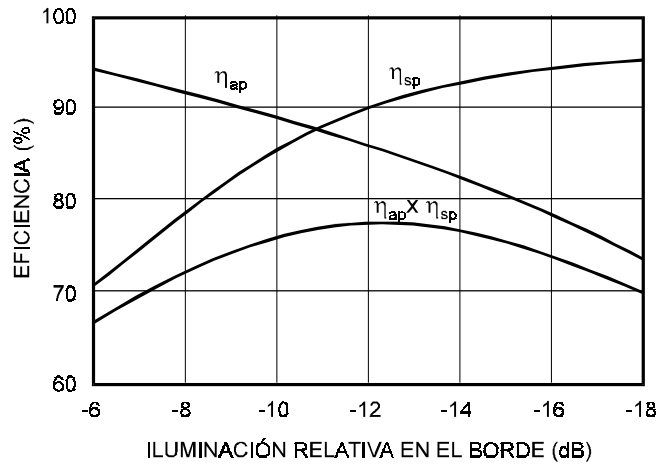


Figura 6.2. Eficiencias típicas de abertura y de pérdidas por desbordamiento.

Aparte de la eficiencia, la reducción del desperdicio de energía mejora la temperatura de ruido de la antena estudiada en el Capítulo 3, porque reduce el intercambio de energía con la superficie de la Tierra. Una reducción de la iluminación de la orilla con un gradiente de variación según una ley coseno cuadrado puede reducir la ganancia relativa de los primeros lóbulos laterales a -32 dB que es un valor muy satisfactorio, pero se reduce el valor de  $\eta_{ap}$  a solo 0.67. Todo lo anterior indica las dificultades y los intercambios necesarios para lograr una eficiencia total satisfactoria.

El valor de cualquier factor de eficiencia  $\eta_x$  puede relacionarse con la pérdida  $L_x$  en dB que causa a la ganancia total por medio de  $L_x = 10 \log \eta_x$ , por lo que conociendo ésta se puede determinar el factor de eficiencia correspondiente.

Puesto que, básicamente, los factores de eficiencia  $\eta_\Omega$ ,  $\eta_\epsilon$  y  $\eta_p$  no se oponen entre sí ni con los demás, cualquier esfuerzo por mejorarlos solamente puede dar buenos resultados. Un valor típico del factor por pérdidas óhmicas y ondas estacionarias  $\eta_\Omega$  es 0.98. Por otro lado, las imperfecciones de la superficie del reflector de una antena con desviación raíz cuadrática media  $\epsilon$  respecto de la ideal reducen el valor del factor de eficiencia correspondiente  $\eta_\epsilon$  de acuerdo con

$$\eta_{\varepsilon} = \exp \left[ - \left( \frac{4\pi\varepsilon}{\lambda} \right)^2 \right] \quad (6-4)$$

donde  $\lambda$  es la longitud de onda en el espacio libre.

Para que este factor produzca una pérdida de ganancia inferior a 0.2 dB ( $\eta_{\varepsilon} > 0.955$ ) es necesario que  $\varepsilon < 0.017\lambda$ , lo que significa que sea menor de 1mm si la frecuencia máxima de operación de la antena es 6 GHz. La relación directa entre  $\varepsilon$  y la pérdida de ganancia en dB es  $L_{\varepsilon} = -686 (\varepsilon/\lambda)^2$ . En el caso de antenas con más de un reflector se deben multiplicar entre sí los factores de irregularidades respectivos o sumar las pérdidas en dB que originen. Además de los defectos de fabricación de la superficie, ésta sufre deformaciones adicionales por variaciones de la temperatura, y en antenas grandes ocurren pérdidas por deformaciones de su estructura al cambiar de orientación, y también por el viento. En teoría las imperfecciones de la superficie de un reflector hacen que la antena tenga una ganancia máxima a una frecuencia que es aproximadamente  $f = c/4\pi\varepsilon$  (tiene menor ganancia a frecuencias más altas y más bajas), pero como a ella  $\eta_{\varepsilon}$  tendría un valor de solo 0.37, las antenas se fabrican con una tolerancia de la superficie suficientemente baja para que dicha frecuencia sea mucho más alta que la de operación.

Las características de recepción y de transmisión de la antena deben ser tales que se obtenga una alta pureza de polarización, cuya degradación tiene un efecto menor en la eficiencia de la antena en el caso de usarse polarización lineal, pero puede causar interferencias en la polarización lineal ortogonal. La causa más general de la polarización cruzada es el giro de algunas partes del haz al ser obstruidas por el alimentador primario, y debe notarse que este efecto es independiente de la despolarización causada por la lluvia.

### **Directividad**

Como se mencionó en el título 3.2 del Capítulo 3, la *anchura del haz a potencia mitad* es el ángulo  $\theta_{1/2}$  entre dos direcciones simétricas respecto del eje de radiación máxima, a las cuales la potencia transmitida o recibida es la mitad que a éste, o sea 3 dB menor. Este parámetro representa la directividad del lóbulo principal, como parte de las características generales de directividad de la antena, y para reflectores con perímetro circular se puede calcular por medio de

$$\theta_{1/2} = k \frac{\lambda}{D} \quad \text{grados} \quad (6-5)$$

en donde  $k$  depende de la atenuación de la iluminación en la periferia del reflector, y por tanto está también relacionada con la ganancia relativa de los primeros lóbulos laterales, y con la eficiencia de la abertura  $\eta_{ap}$ . Para las antenas VSAT más pequeñas en banda C y banda Ku es posible utilizar una ley de iluminación cosenoidal, la cual hace  $k = 69$  y que los primeros lóbulos laterales estén a solo -23 dB respecto de la ganancia máxima, lo cual puede ser marginal en algunos casos según las normas actuales. Para antenas mayores, se requiere una ley de iluminación más atenuada, para que los lóbulos laterales a poco más de  $1^\circ$  del eje de la antena queden hasta -30 dB o más respecto de la ganancia máxima, siendo el valor típico de  $k = 83$ . Como un efecto adicional, podemos señalar que a valores más bajos de  $k$  corresponden valores más bajos de  $\eta_{sp}$ , lo que significa que la temperatura de ruido de la antena será más alta.

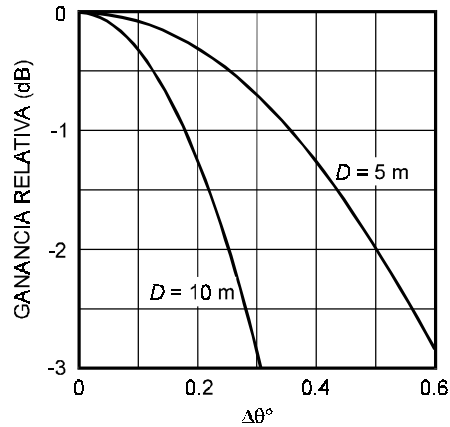
Comparando las ecuaciones 6-2 y 6-5 se aprecia que mientras mayor es  $D/\lambda$  mayor es la ganancia de la antena, y menor la anchura del haz. Por tanto, el diámetro mínimo de cualquier antena debe calcularse con una anchura del haz suficientemente angosta para evitar la interferencia perjudicial en su lóbulo principal a causa de otros satélites cercanos, y empleando uno mayor que el mínimo se tiene la ventaja de una mayor ganancia, lo cual permite operar con menor potencia en transmisión y menor p.i.r.e. en recepción. Sin embargo, las antenas más grandes tienen también el inconveniente de requerir menores errores de apuntamiento para evitar pérdidas significativas de potencia, y eventualmente un sistema automático de seguimiento, aparte de su mayor costo. Esta consideración es importante, porque una antena de 10 m de diámetro operando a 14 GHz con  $k = 83$  tiene una anchura del haz de solo  $0.18^\circ$ . Por supuesto que la necesidad de un sistema de seguimiento se presenta de todas formas en antenas muy direccionales de cualquier tamaño si van a funcionar con satélites de órbitas diferentes a la geoestacionaria.

Las pérdidas por errores de apuntamiento y de seguimiento, que no pueden evitarse totalmente, se calculan aproximadamente mediante

$$L_p = 12 \left( \frac{\Delta\theta}{\theta_{1/2}} \right)^2 \text{ dB} \quad (6-6)$$

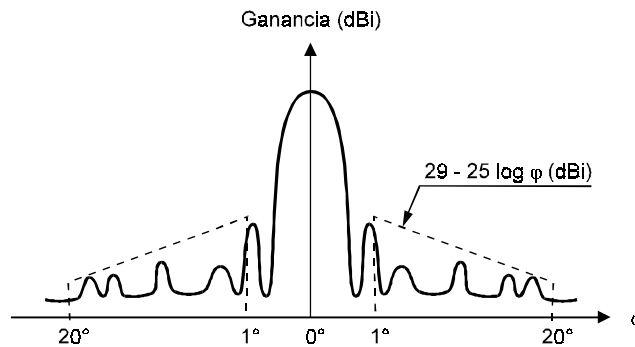
donde  $\Delta\theta$  es el error de apuntamiento de la antena en grados y  $\theta_{1/2}$  es la anchura del haz a potencia mitad en grados.

Aplicando la ecuación 6-6 a la antena del ejemplo anterior, un error de apuntamiento de  $0.04^\circ$  produciría una pérdida de 0.6 dB, igual a la que produce una pérdida de eficiencia de 13%. Por supuesto que en antenas de menor diámetro o de frecuencia más baja este efecto es menos acentuado, como se muestra en la figura 6.3.



**Figura 6.3.** Ganancia relativa a distintos ángulos respecto del eje del lóbulo principal para antenas de 5 y 10 m de diámetro a 4 GHz con  $k = 83$

La directividad de los lóbulos laterales completa los aspectos de directividad de la antena. Aun cuando los lóbulos laterales no son deseables es imposible eliminarlos, porque en parte son una característica inevitable de la radiación, y solo pueden reducirse en cierta medida con un diseño adecuado, teniendo en promedio mayor ganancia los que están a ángulos más próximos al eje de simetría de la radiación. Además, en cualquier caso su número es muy alto, pero en transmisión es mayor la proporción de la potencia que se encuentra en el lóbulo principal que en todos los laterales juntos, y en recepción la posibilidad de captar energía presenta la misma distribución. En su recomendación 580-2, la UIT señala, como objetivo de diseño, las limitaciones que deben tener los diagramas de radiación de las nuevas antenas de las estaciones terrenas que funcionen con satélites geoestacionarios, representadas en la figura 6.4.



**Figura 6.4.** Limitaciones a la radiación de lóbulos laterales para relaciones de  $D/\lambda$  iguales o superiores a 100

La recomendación establece, para antenas con relación  $D/\lambda$  igual o mayor de 100, que la ganancia de las crestas de por lo menos el 90% de los lóbulos laterales no exceda de  $29 - 25 \log \varphi$  (dBi), siendo  $\varphi$  el ángulo entre el eje de la antena y la dirección de un satélite, sobre la trayectoria de la órbita. Este requisito debe cumplirse para  $1^\circ \leq \varphi \leq 20^\circ$ , y para cualquier ángulo en dirección perpendicular a la órbita igual o menor a  $3^\circ$ .

La misma recomendación establece para relaciones de  $D/\lambda$  entre 35 y 100 que la ganancia de cuando menos el 90% de las crestas de los lóbulos laterales no exceda de  $49 - 10 \log (D/\lambda) - 25 \log \varphi$  (dBi) dentro de los límites  $1^\circ \leq \varphi \leq 7^\circ$  y dentro de los mismos  $3^\circ$  o menos en dirección perpendicular a la órbita. La intención de la recomendación comentada es permitir que coexista el mayor número posible de satélites geoestacionarios con el menor espaciamiento entre ellos, sin causarse entre sí interferencias perjudiciales.

### ***Temperatura de ruido***

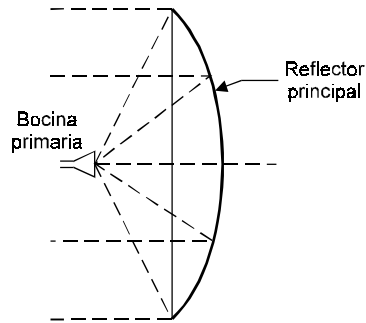
La temperatura de ruido de las antenas en recepción es uno de sus parámetros principales, el cual se analizó ampliamente en el título 3.5 del capítulo 3 por ser un elemento indispensable del cálculo de los enlaces, así como por la conveniencia de presentar reunidos todos los aspectos de este concepto.

## 6.2.2 CONFIGURACIÓN DE LAS ANTENAS

El medio principal para lograr alta ganancia en la mayoría de las antenas consiste en utilizar uno o más reflectores, cuyas superficies deben tener alta precisión geométrica, y ser eléctricamente conductoras para poder reradiar la energía que reciben de los radiadores primarios. El objetivo específico del uso de reflectores ya sea únicos o múltiples es convertir las ondas de frente esférico en ondas de frente casi plano que concentren la energía en una sola dirección. El requisito para que esto se cumpla en la mayor medida posible, es que la longitud total nominal de los tramos de cada una de las trayectorias, desde la fuente primaria hasta un plano perpendicular al eje de la antena después de la última reflexión, sea igual en cualquier dirección en que intercepten al reflector o reflectores.

Los principales tipos de antena para estación terrena con un solo reflector son la de alimentación frontal y la de alimentador descentrado, parabólicas ambas. Las antenas que utilizan reflectores múltiples, de las cuales existen diversos tipos, basan su diseño en los que se originaron en la construcción de telescopios, siendo las más usadas las del diseño llamado Cassegrain, ya sea centradas o descentradas.

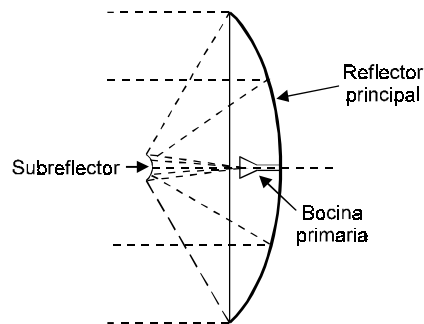
La antena de alimentación frontal se representa en la figura 6.5.



**Figura 6.5. Antena con reflector parabólico único y alimentación frontal**

Idealmente, toda la energía que emana del radiador primario debe ser interceptada por el reflector para evitar pérdidas por desbordamiento. Además de que lo anterior no es completamente posible, el propio radiador primario y su soporte obstruyen parcialmente las trayectorias desde el reflector, contribuyendo al efecto de desbordamiento, y como consecuencia al aumento de amplitud de los lóbulos laterales, al mismo tiempo que se degrada el aislamiento de la polarización cruzada cuando existe. Una solución consiste en utilizar un reflector que no sea un paraboloidesimétrico, sino que utilice solo una parte de su porción superior, pero con las dimensiones suficientes para obtener la ganancia deseada. En esta forma, el radiador primario, ubicado en el foco, puede quedar fuera de la trayectoria del haz reflejado, eliminando en gran medida los problemas de la alimentación frontal.

La figura 6.6 muestra otra configuración, la Cassegrain centrada, que utiliza un subreflector o reflector secundario nominalmente hiperbólico, el cual no cambia la forma de los frentes de onda del radiador primario. Una ventaja importante de este diseño de alimentación posterior, especialmente para las antenas de mayor tamaño, es que el alimentador primario queda en una posición que facilita la conexión con el duplexor, el amplificador de bajo ruido y el amplificador de potencia.



**Figura 6.6. Antena Cassegrain básica con alimentador centrado**

Esta antena tiene el inconveniente, como la centrada de un solo reflector, de que el subreflector y sus soportes obstaculizan la radiación libre de las ondas, lo cual reduce la eficiencia y aumenta la radiación y recepción de energía de los lóbulos laterales.

Una de las variantes de la antena Cassegrain conocida como de alimentador periscópico utiliza dos reflectores planos y 2 elipsoidales adicionales que permiten que en estaciones de gran tamaño el alimentador primario se instale en una sala de equipos exento de las rotaciones del reflector en acimut y elevación. Otra versión con reflectores modificados, que se presenta en la figura 6.7, permite reducir considerablemente los problemas de la alimentación centrada.

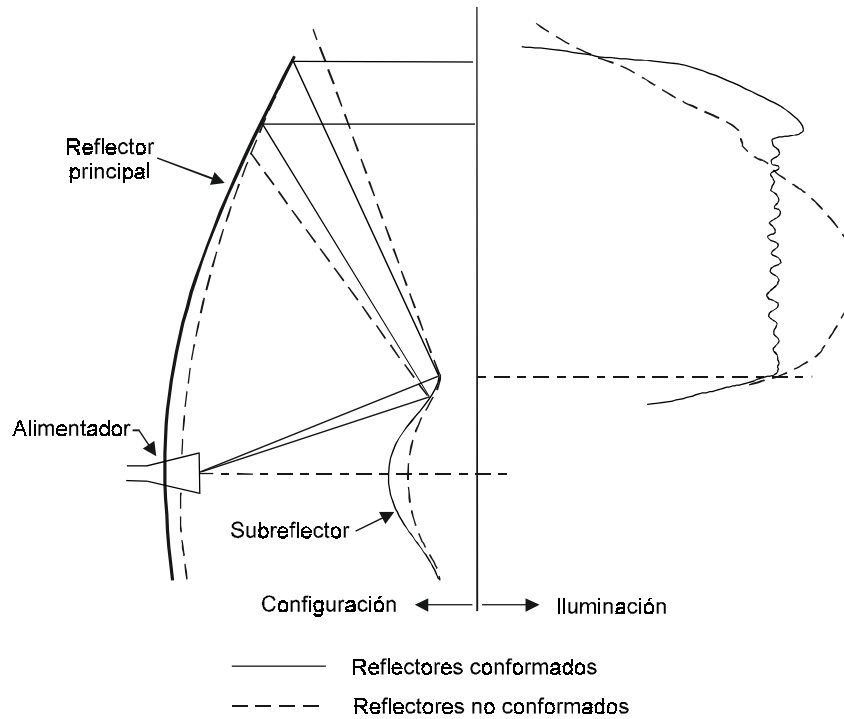


Figura 6.7. Antena Cassegrain con reflectores de conformación modificada

La figura, que no incluye toda la configuración de la antena sino una parte mayor de la misma, muestra a la izquierda los cambios en la conformación de los reflectores con el objeto de hacer más uniforme la iluminación de la parte útil del reflector principal, y de reducir tanto la radiación de desborde como la que es obstruida por el subreflector, de acuerdo con las curvas de la sección del lado derecho. El efecto conjunto de las modificaciones consiste en la reducción de los lóbulos laterales y el aumento de los factores de eficiencia principales, que son los de apertura y de desbordamiento, lo cual modifica las curvas de la figura 6.2. Debe

notarse que las curvas de iluminación mostradas del lado derecho, con sus fluctuaciones de magnitud medidas desde la línea divisoria vertical, son independientes de la forma del frente equifase de la radiación que debe ser esencialmente plano en cualquier caso. Aun con los cambios de forma de los reflectores, debe respetarse el requisito de que la suma de los trayectos originados en cada dirección sea constante hasta cualquier plano perpendicular al eje del reflector principal, que se encuentre frontalmente y afuera de éste último.

Finalmente, existen también las antenas Cassegrain descentradas, en las que, como en el caso de las de alimentación frontal descentrada, el reflector principal comprende la parte superior de la parábola, y en éste también el subreflector se encuentra fuera del eje, con lo cual se elimina la obstrucción parcial del haz, y cuyas cualidades incluyen gran eficiencia y baja temperatura de ruido, buena accesibilidad y excelente relación de ondas estacionarias, empleándose en estaciones terrenas de tamaño medio.

### 6.2.3 ALIMENTADORES

Los principales elementos que participan en la alimentación de energía a los reflectores son los radiadores primarios y los transductores de modo ortogonal (OMT), que separan las señales polarizadas ortogonalmente, cuando existen. También pueden considerarse parte de los elementos alimentadores los polarizadores y los acopladores de modo de seguimiento (TMC), que se tratan posteriormente. Un radiador primario realiza el acoplamiento electromagnético con el medio de propagación, de modo que la energía pueda propagarse eficientemente en una dirección sin que se refleje en una proporción importante en sentido contrario. La forma abocinada de muchos de los radiadores primarios permite lograr el acoplamiento mencionado, y sus dimensiones determinan la ganancia respecto de un radiador isótropo, así como la anchura del haz en su lóbulo principal. Un tipo simple de radiador primario como el piramidal, si es largo comparado con la longitud de onda, tiene una ganancia  $G = 10 A B/\lambda^2$ , siendo  $A$  la mayor y  $B$  la menor dimensión de la boca en longitudes de onda. Para una cobertura máxima de la tierra, es decir, de unos  $18^\circ$  desde la órbita geoestacionaria, se emplean radiadores sin reflector.

Ni las bocinas piramidales, ni las cónicas, tienen una buena simetría axial del ancho del haz, y son deficientes en la reducción de los lóbulos laterales y en el acoplamiento a la polarización cruzada. La bocina cónica con ondulaciones y la rectangular escalonada, conocidas como alimentadores escalares, operando en modo híbrido en lugar de los modos TE o TM, son ejemplos de los mejores radiadores primarios, siendo la primera excelente en simetría axial, nivel de polarización cruzada (menos de -30 dB) y lóbulos laterales. Estos radiadores se ilustran en la figura 6.8.



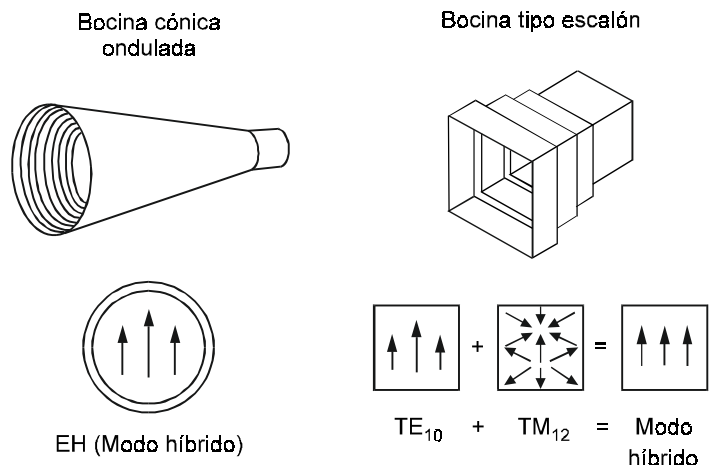


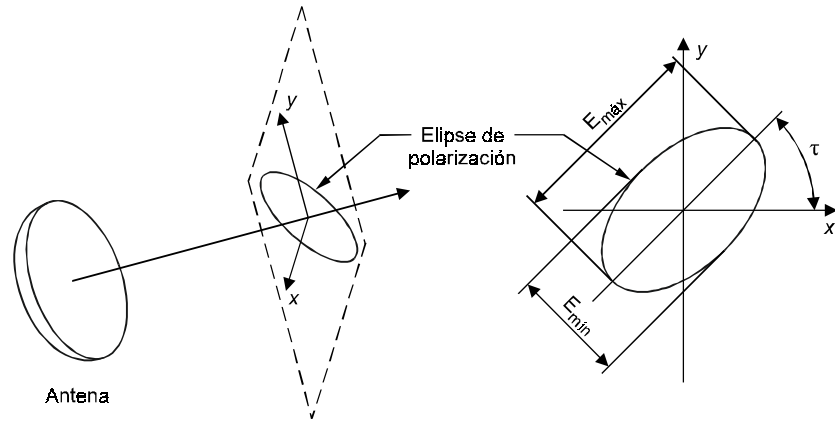
Figura 6.8. Ejemplos de radiadores primarios

### 6.2.4 POLARIZACIÓN

Como es bien sabido, la polarización de las ondas radiadas o recibidas por una estación terrena corresponde a la orientación de su vector eléctrico, que siempre es perpendicular a la dirección de propagación, el cual oscila en intensidad a la frecuencia de la onda radiada  $f$ , y puede conservar su orientación o girar alrededor del eje de propagación a la velocidad angular  $\omega$ .

El caso más general es la polarización elíptica, en que el vector eléctrico gira, pero su amplitud no es constante, teniendo una dirección en que es máxima y otra en que es mínima, siendo la relación axial de amplitudes  $E_{m\acute{a}x}/E_{m\acute{i}n} = R$ . El ángulo de inclinación de la elipse,  $\tau$ , es el que forma la dirección de máxima amplitud con la horizontal en el plano perpendicular a la propagación, como se ilustra en la figura 6.9.

Los sistemas de antena normalmente se diseñan para operar con polarización lineal, en la cual idealmente  $R$  es infinita, por lo que el vector eléctrico no gira, o con polarización circular, en la cual idealmente  $R = 1$ . Estas polarizaciones son los extremos de la polarización elíptica. La polarización lineal vertical es ortogonal respecto de la polarización lineal horizontal. En la polarización circular el vector puede girar en el sentido de las manecillas del reloj visto en dirección de la propagación, denominándose dextrógira, o en sentido contrario, denominándose levógira, considerándose ortogonales entre sí. En una misma antena, si es necesario, se pueden recibir y transmitir simultáneamente dos polarizaciones ortogonales



**Figura 6.9. Diagrama de polarización.** El eje  $x$  está en el plano horizontal y el eje  $y$  está en el plano vertical que contiene al eje de propagación

La relación entre la intensidad de campo de la onda con la polarización circular deseada en un canal y la opuesta u ortogonal es la *relación de polarización circular*

$$p = \frac{R+1}{R-1} \quad (6-7)$$

Como puede apreciarse, si  $R$  fuera 1,  $p$  sería infinita obteniéndose una antena con polarización circular pura, y en una antena que reciba y transmita ambas polarizaciones su aislamiento sería también infinito.

Debido a las obstrucciones de la radiación, y a la imperfección de los alimentadores y de los reflectores, el aislamiento entre la polarización lineal o circular deseada y la no deseada no es infinito, estableciéndose generalmente como objetivo un valor mayor a 30 dB, aparte de la impureza de la polarización que tenga una onda recibida. Dicho aislamiento se denomina también *discriminación por polarización cruzada*.

Suponiendo que una onda se recibe con polarización circular perfecta ( $R_1 = 1$ ) en una antena imperfecta, con relación axial  $R_2$  diferente de 1, el aislamiento en el receptor entre la polarización circular deseada y la no deseada será

$$XPD = 20 \log p = 20 \log \left( \frac{R_2 + 1}{R_2 - 1} \right) \quad \text{Db} \quad (6-8)$$

El valor anterior, que representa la diferencia de niveles de la polarización copolar y la cruzada, corresponde solo al tramo en que participa la antena considerada, sea el ascendente o el descendente.

La polarización circular puede considerarse como la suma de dos componentes de igual amplitud, polarizadas linealmente, que tienen una diferencia de fase de  $\pi/2$  radianes. Una opción para obtener este tipo de polarización consiste en introducir en una guía de onda una placa dieléctrica denominada en cuarto de onda ( $\lambda/4$ ), a un ángulo de  $45^\circ$  respecto de la polarización lineal de la onda entrante. En esta forma, existirán una componente perpendicular a la placa, que se propaga sin alteración, y una componente paralela, cuya fase se retarda  $\pi/2$  radianes, creándose la polarización circular. Si la polarización de entrada es vertical se creará una polarización circular dextrógira y si es horizontal se creará una levógira. La conversión de polarización circular a lineal se realiza también mediante el mismo proceso. Para compensar desviaciones de la polarización lineal se utilizan placas de media onda en lugar de un cuarto, las que permiten girar la polarización gradualmente.

La polarización circular se prefiere para estaciones terrenas en que es difícil asegurar la orientación fija de las antenas respecto de una polarización lineal, como ocurre en los servicios móviles. Sin embargo, dicha polarización es más afectada por la despolarización causada por la lluvia, lo que reduce el aislamiento en mayor medida que en las polarizaciones lineales horizontal o vertical, siendo más significativo en las bandas más altas.

### 6.2.5 MONTAJE, ORIENTACIÓN Y SEGUIMIENTO

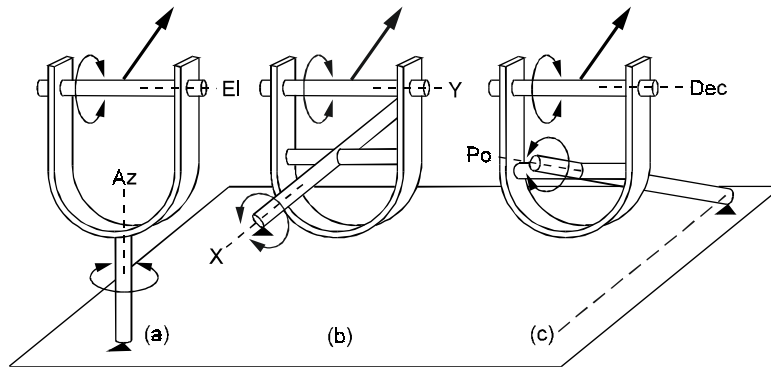
El sistema de montaje de la antena debe permitir el movimiento de ajuste para el apuntamiento hacia el satélite en el proceso de instalación, que incluye algunas pruebas para recepción; y en el caso de estaciones con capacidad de transmisión las pruebas necesarias para obtener la autorización de acceso a un satélite, incluyendo posiblemente la verificación de lóbulos de radiación laterales a diversos ángulos. Obviamente las antenas que necesitan reapuntarse con frecuencia o deben operar con satélites que no utilizan la órbita geostacionaria requieren de mecanismos que permitan realizar movimientos con la facilidad que el caso haga necesario, ya sea manualmente o por medios automáticos.

#### *Montajes*

Existen tres tipos de montaje, cuya forma de funcionamiento se muestra esquemáticamente en la figura 6.10.

El montaje más flexible para las antenas con movimiento casi hacia cualquier dirección es el de acimut-elevación (conocido como Az-El). En este tipo de montaje, uno de los ejes de movimiento está en un plano horizontal del lugar, y el otro es vertical. Girando sobre el eje vertical se orienta el acimut deseado, y sobre el eje horizontal la elevación. La mayoría de las antenas que requieren gran precisión de la

antena, o gran libertad de movimiento, utilizan este montaje, como las empleadas para el seguimiento de satélites en órbita de transferencia, pero generalmente no puede apuntar muy cerca del cenit.



**Figura 6.10. Ejes y giros en tres tipos de montaje de antena: (a) acimut-elevación, (b) X-Y, y (c) polar. Los ejes principales que no cambian de posición son, respectivamente, el Az, el X y el polar. La forma de los soportes es solo ilustrativa**

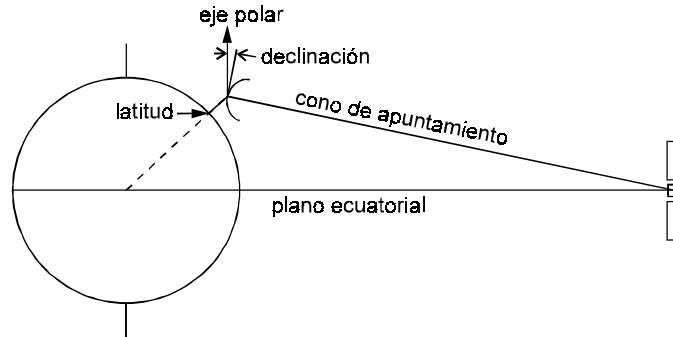
El sistema de montaje de ejes X-Y, ambos en planos horizontales, pero perpendiculares entre sí, puede usarse también para apuntar en casi todas las direcciones. No obstante, para máxima orientabilidad los ejes deben quedar situados a mayor altura sobre el suelo que en el montaje anterior, ya que en caso contrario se limita su movimiento cerca del horizonte, por lo que es preferible para antenas con necesidades de orientación limitadas.

El sistema polar, que tiene también dos ejes de giro, llamados polar y de declinación, es muy conveniente cuando se desea apuntar frecuentemente hacia distintos satélites en la órbita geoestacionaria, especialmente con antenas medianas y pequeñas empleadas solo en recepción. Este montaje es muy útil en astronomía, porque permite seguir una estrella girando un telescopio sobre un solo eje, llamado horario o polar, paralelo al de rotación de la tierra (y por tanto con ángulo sobre el horizonte igual a la latitud geocéntrica de la ubicación del telescopio), gracias a que, por las grandes distancias que intervienen, la diferencia de posiciones entre el centro de la Tierra y el punto de observación no es significativa. Dicha diferencia tiene también poco efecto para estaciones terrenas cuando se encuentran a poca latitud, pero a mayores latitudes impide que el apuntamiento sea preciso hacia un amplio arco de la órbita con solo girar sobre el eje polar si éste es exactamente paralelo al de la Tierra. Lo anterior se debe a que en esas condiciones la intersección del plano ecuatorial con el cono virtual generado al girar sobre el eje polar de la antena es un arco de círculo con radio menor que el geoestacionario, siendo tangente a éste en un solo punto. La geometría correspondiente se ilustra en la figura 6.11. Para subsanar este inconveniente, se desvía el eje polar respecto del de la Tierra, aumentando su

ángulo respecto del horizonte, pero conservándolo en el plano que pasa por los polos y por el sitio de la estación, en un valor que depende de la latitud de la estación; y se ajusta el ángulo de declinación en sentido contrario.

Por ejemplo, a latitudes de 15, 30, 45, 60 y 75°, las inclinaciones del eje polar deben corregirse, para quedar en: 15.37, 30.63, 45.71, 60.59 y 75.33° sobre el horizonte, y los ángulos de declinación respecto del eje polar deben ser: 2.25, 4.33, 6.11, 7.47 y 8.31°, respectivamente.

En la forma indicada, se obtiene una precisión cercana a 0.01° de posible error norte o sur al apuntar hacia cualquier satélite en la órbita geoestacionaria.



**Figura 6.11. Geometría de la orientación de la antena empleando el montaje polar**

La ventaja del montaje polar no puede obtenerse en estaciones terrenas grandes, porque aunque sus antenas apunten con gran precisión a la órbita geoestacionaria, los movimientos del satélite perpendiculares a ella ocasionarían pérdidas de consideración, debido a lo agudo de sus lóbulos principales, y por tanto requieren sistemas de seguimiento con movimiento en sus dos ejes. Este montaje tampoco se usa en estaciones de cualquier tamaño que operen con satélites en órbitas diferentes de la geoestacionaria. Sin embargo, para operar con un solo satélite en órbita geosíncrona inclinada, a fin de seguir su movimiento norte-sur únicamente se requiere hacer girar la antena sobre el eje de declinación, y puede emplearse con ventaja si está incluido o puede hacerse la instalación del mecanismo necesario.

### ***Orientación***

La orientación de la antena para apuntamiento fijo o para su apuntamiento inicial se basa en el cálculo de los ángulos de elevación y acimut derivado de parámetros de la posición del satélite y de la estación terrena. La forma de medir acimut ( $Az$ ) y elevación ( $\theta_{ES}$ ) se ilustra en la figura 6.12.

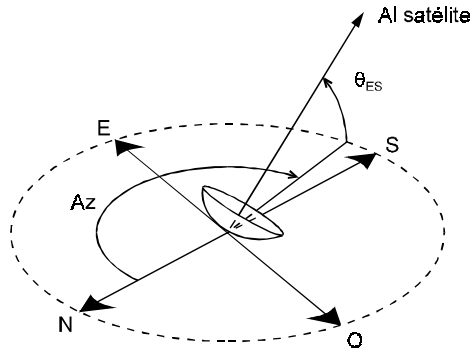


Figura 6.12. Ángulos de acimut ( $Az$ ) y elevación ( $\theta_{ES}$ ) de la antena de una estación terrena

Una de las formas más comunes de calcular estos ángulos para operar con satélites en la órbita geostacionaria emplea los siguientes datos:

$\phi$  = latitud de la estación terrena

$\Lambda$  = diferencia entre la longitud del satélite y de la estación terrena

$d$  = distancia en km de la estación terrena al satélite

$$= 35787(1.42 - 0.42 \cos \phi \cos \Lambda)^{1/2}$$

Ecuaciones suficientemente exactas en la mayoría de los casos para orientar una antena son:

$$\cos \theta_{ES} = \frac{42165}{d} (1 - \cos^2 \phi \cos^2 \Lambda)^{1/2} \quad \text{grados} \quad (6-9)$$

$$\tan Azm = \left| \frac{\tan \Lambda}{\sin \phi} \right| < 90 \quad \text{grados} \quad (6-10)$$

Si la estación terrena está, respecto del punto subsatelital, al Noreste:  $Az = 180 + Azm$ , Noroeste:  $Az = 180 - Azm$ , Sureste:  $Az = 360 - Azm$ , Suroeste:  $Az = Azm$ .

Los mecanismos de orientación de las antenas de las estaciones terrenas, basados en los sistemas de montaje considerados anteriormente, deben responder a una gama de necesidades desde su ajuste fijo solo en el momento de la instalación hasta el seguimiento automático continuo de un satélite, según la aplicación. Una ventaja notoria de los satélites geostacionarios es precisamente la posibilidad de no requerir el movimiento de orientación continua o periódica de las antenas para operar una red, y debe tratar de aprovecharse siempre que sea posible. Esto puede lograrse en redes con estaciones que utilicen antenas de poco diámetro gracias a las condiciones favorables de interferencia entre satélites, y a las diversas técnicas

analizadas en otros capítulos, que permiten obtener suficiente calidad de la comunicación sin necesidad de mecanismos de seguimiento. Por ejemplo, los sistemas de difusión directa emplean millones de antenas fijas de diámetro extraordinariamente pequeño y por tanto con anchura grande del haz del lóbulo principal gracias a la mayor separación entre los satélites destinados a ese servicio. Sin embargo, todas las antenas del servicio fijo (SFS) y del servicio de radiodifusión (SRS) deben contar con algún mecanismo por simple que sea para permitir cuando menos el ajuste manual de su orientación.

### ***Sistemas de seguimiento***

Cuando es necesaria la reorientación ocasional hacia otros satélites o el seguimiento de un satélite geoestacionario operando en órbita inclinada, aunque se pueden aun utilizar métodos manuales en estaciones pequeñas, es común el empleo de motores que se controlan remotamente o se programan para un movimiento previsto. Existen mecanismos y motores adecuados a distintos tamaños de antenas y a las características del movimiento. En el caso de operación en órbita inclinada el desplazamiento del satélite puede ser solo entre los extremos norte-sur que es el doble de la inclinación de la órbita, con ciclo de un día. Dicha inclinación va aumentando progresivamente en amplitud menos de un grado por año, por lo que, si la programación del seguimiento está basada en la predicción de su posición, ésta debe también ajustarse progresiva o periódicamente. En su forma más simple los métodos de seguimiento en órbita inclinada utilizan solo medios electromecánicos, y los más refinados emplean microprocesadores sencillos para el control de la orientación. Estos mecanismos de predicción se pueden utilizar en antenas pequeñas y medianas.

Las estaciones grandes para sistemas geoestacionarios, o fijas de otros tamaños que operen con satélites en órbitas diferentes a la geoestacionaria, requieren sistemas de seguimiento continuo guiados por una radiobaliza del satélite. Su necesidad para las antenas grandes se debe a que la agudeza del haz puede causar una pérdida significativa con desviaciones de la puntería de más de  $0.01^\circ$ , y los movimientos del satélite exceden notablemente ese valor. Normalmente, la precisión del seguimiento con estos métodos debe evitar que las pérdidas por este concepto excedan de 0.2 dB o como máximo 0.3 dB aun con viento, con las cargas mecánicas, y en la medida de lo posible con las variaciones de las condiciones de propagación. Los dos métodos más empleados para el seguimiento de la dirección del satélite son el de movimiento por pasos y el monoimpulso.

El método de seguimiento por pasos utiliza un servomecanismo guiado por la densidad de flujo de potencia de la señal recibida. El sistema de seguimiento genera señales de movimiento angular que se alternan en dos direcciones  $x$  y  $y$  en un plano perpendicular al eje de la antena como muestra la figura 6.13.

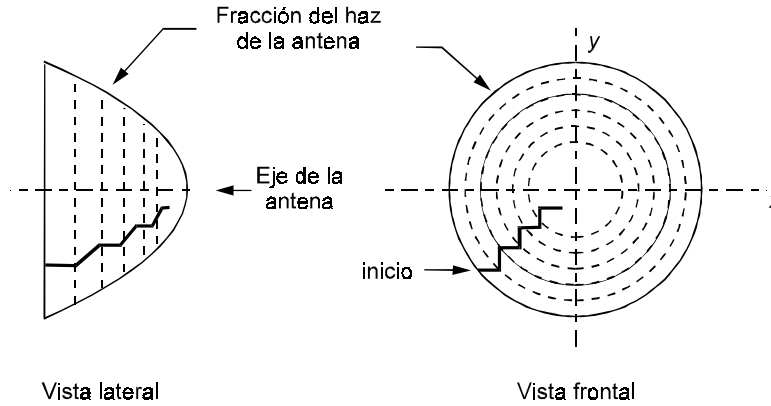


Figura 6.13. Esquema del seguimiento por pasos

Mientras la señal recibida de la radiobaliza aumente se continúan incrementando los pasos en la misma dirección, pero en caso de que dicha señal se reduzca se invierte automáticamente el movimiento, para orientar la antena en la dirección opuesta. Para este método no se requiere un alimentador especial separado de los alimentadores de las señales de la carga útil, sino solo el receptor de la radiobaliza y el servomecanismo de control. Este sistema, adecuado para la mayoría de las antenas fijas, es el menos costoso, pero su precisión es afectada por las variaciones rápidas de la señal causadas por las condiciones de propagación tales como el centelleo atmosférico y para las antenas con anchura del haz inferior a  $0.25^\circ$  puede ser necesario un sistema de monoimpulso. El error de seguimiento típico de estos sistemas es de  $0.015^\circ$ . El diseño sencillo de este sistema lo hace útil no solo para estaciones fijas, sino también para móviles.

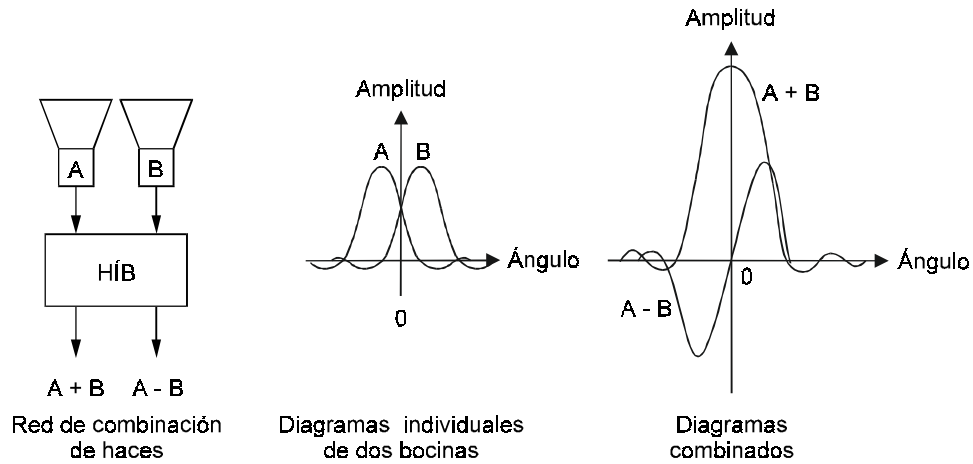


Figura 6.14. Principio del seguimiento por monoimpulso



El método de monoimpulso, que fue desarrollado originalmente para sistemas de radar, se ilustra en la figura 6.14. Su principio de funcionamiento no depende de la densidad de flujo de una señal, a diferencia del anteriormente descrito, sino solo de la dirección de su origen. Se han utilizado dos tipos de alimentadores para este sistema: de cuatro bocinas adicionales a la de comunicaciones, y de bocina única.

En el método de cuatro bocinas se emplea un comparador de las señales recibidas o red de combinación de haces. La figura 6.14 está simplificada para dos bocinas, cuyos ejes están desviados simétricamente un pequeño ángulo respecto del de la antena.

La red de combinación produce dos señales de salida de las bocinas, una de suma y una de resta, cuya magnitud varía según el error angular del eje de la antena respecto de la dirección del satélite. La señal de diferencia es cero cuando la antena está perfectamente orientada. La señal de suma se puede emplear para alimentar un control automático de ganancia que hace a la señal de error dependiente solo del ángulo de desviación, y no de variaciones de la densidad de potencia recibida de la radiobaliza. Con dos bocinas se pueden controlar solo las desviaciones en acimut o en elevación por lo que un sistema completo comprende cuatro bocinas como se ilustra en la figura 6.15.

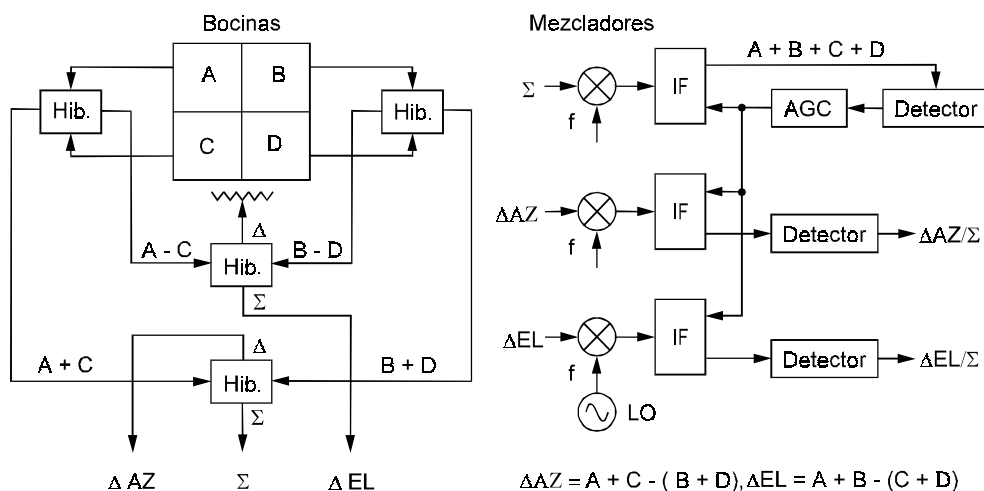


Figura 6.15. Generación de señales de error de un sistema de seguimiento monoimpulso de 4 bocinas receptoras

La figura incluye el diagrama de funcionamiento de la generación de señales de error del receptor de seguimiento. La sección del lado izquierdo es la red de combinación de haces, que produce tres señales de salida. La sección del lado derecho comprende los mezcladores convertidores a frecuencia intermedia (IF), el control automático de ganancia (AGC), y la generación de las señales de error por

detección y división, que alimentan a la unidad de control de antena para corregir la orientación hacia el satélite.

Las señales de error pueden obtenerse también con el uso de una sola bocina receptora utilizando modos superiores circulares de una guía de onda, como el  $TM_{01}$  o el  $TE_{01}$ , que se producen en la bocina alimentadora cuando el eje del haz de la antena se desvía respecto a la dirección del satélite, y que tienen un nulo en la dirección del eje. En este sistema, llamado monoimpulso multimodo, se emplea un acoplador de modo de seguimiento (TMC), insertado justo después del radiador primario, con una salida al receptor de seguimiento que permite extraer la señal de error angular y deja pasar las demás señales, como se muestra en la figura 6.1. Para la polarización circular se requiere solo un modo impar superior, como el  $TM_{01}$ , ya que al comparar tanto la fase como la amplitud de esta componente con la del modo fundamental  $TE_{11}$  (haz suma) se obtiene información sobre el error angular. Existen diversas combinaciones posibles en cuanto al modo por utilizar, las cuales dependen del tipo de polarización. El error de seguimiento típico de los sistemas monoimpulso es de  $0.01^\circ$ .

La unidad de control de la antena tiene como entradas las señales de error, que al ser amplificadas actúan sobre motores de corriente continua para mover los mecanismos de orientación, y los lectores de ángulos totales de acimut (AZ) y elevación (EL). En caso de falla se cuenta con motores auxiliares y mecanismos de acción manual para atender transitoriamente la necesidad de seguimiento.

En cualquiera de los dos sistemas de seguimiento considerados existen dos tipos de errores: el de puntería y el de seguimiento. El primero es la diferencia entre la información sobre la dirección en que se encuentra orientada la antena y su verdadera orientación, y es causada por errores de alineación, distorsión térmica, por peso y por viento, así como por retardos en la velocidad de movimiento, entre otros factores, el cual puede ser de hasta  $0.025^\circ$  en estaciones grandes, al combinar los errores parciales en suma cuadrática por no estar correlacionados. El segundo es la precisión con que el sistema de seguimiento puede acercarse a la orientación correcta.

## **6.3 TRANSMISORES Y RECEPTORES**

### **6.3.1 TRANSMISORES**

La sección transmisora o cadena de transmisión de una estación terrena está constituida básicamente por los convertidores elevadores (C/E) y por los amplificadores de potencia, como parte de la terminal de radiofrecuencia, aunque algunas veces se incluye también a los moduladores. Los C/E son en principio similares a los de reducción que se describen en el título sobre receptores, pero actuando en forma inversa respecto de las frecuencias

La p.i.r.e. del enlace ascendente es el parámetro más importante de una estación terrena en transmisión. Para operar con un determinado satélite, la potencia necesaria del amplificador final de radiofrecuencia de la estación terrena (AP) puede variar desde una fracción de watt hasta varios kilowatts, dependiendo principalmente de la ganancia de la antena, de la cantidad de canales por transmitir y de la anchura de banda de cada uno. También es posible distribuir los canales por transmitir entre diversos amplificadores de potencia. Como la p.i.r.e. expresada en dB es la suma de la potencia del amplificador más la ganancia de la antena, ambas expresadas en dB, el mismo resultado se puede obtener con distintas combinaciones de esos parámetros, con diferentes sumas de costos, pero en la decisión correspondiente intervienen también el efecto de las características de la antena en recepción y otras consideraciones técnicas y prácticas. En los capítulos 3 y 4 se encuentra toda la información necesaria para determinar la potencia requerida para cada tipo y capacidad de enlace.

Los amplificadores de potencia empleados en las estaciones terrenas son de tres tipos: los de estado sólido (SSPA), los de tubos de ondas progresivas (TOP) y los de tubos Klistrón. Las diferencias técnicas más importante entre estos amplificadores son los intervalos de potencias y las de frecuencias en las que pueden operar.

Los amplificadores de estado sólido son los más convenientes y económicos para estaciones que operan con poca anchura total de su o sus portadoras, y los más utilizados en las estaciones remotas de las redes de terminales de muy pequeña abertura (VSAT), ya que tienen una gama de potencias hasta de 20 watts, mejor linealidad y menor factor de ruido (por ejemplo 10 dB) que los otros tipos, aunque son menos eficientes. El tiempo medio entre fallas de un transmisor receptor completo a base de SSPA puede ser de 100 000 horas.

Los TOP son una de las variantes de los tubos de haces lineales de microondas como son también los Klistrón. Entre sus ventajas se encuentran su amplia gama de opciones de potencia hasta 3kW en la actualidad y su gran anchura de banda hasta de más de 500 MHz. Los de potencias más bajas emplean enfriamiento por conducción, los de potencias medias ventilación forzada, y los de las más altas enfriamiento por agua. Estas características les dan una mayor versatilidad, por lo que pueden aplicarse a una gran diversidad de requerimientos. Las ganancias típicas de los TOP son de 30 a 50 dB en las bandas C, Ku y Ka.

Los TOP usados en estaciones terrenas emplean fuentes de energía complejas y precisas, con tensiones altas, y tienen una vida relativamente corta, de unos pocos años, a diferencia de los amplificadores TOP para satélite que pueden operar por más de 10 años.

Los amplificadores Klistrón se usan en aplicaciones en que la anchura de banda necesaria no excede la de un transpondedor de satélite, y tienen opciones de potencia desde 700 W hasta 3 kW o más. Para su refrigeración generalmente se utiliza la ventilación forzada de aire hasta potencias de 3 kW. Las ganancias típicas de los

tubos Klistrón en las bandas C y Ku son de 35 a 50 dB. Dentro de su estructura hay múltiples cavidades resonantes que deben sintonizarse a una frecuencia central, lo que hace necesario sintonizarlos nuevamente al cambiar de transpondedor. Los nuevos diseños han reducido este inconveniente, al grado de que dicho ajuste puede ser realizado típicamente en 3 segundos en algunos modelos. Los tubos Klistrón tienen fuentes de energía más sencillas que las de los TOP, son robustos, y su vida prevista es hasta de 40 000 horas. Una de las ventajas de los amplificadores Klistrón sobre los TOP es su precio mucho más bajo, por lo que se les prefiere en los casos en que éstos últimos no proporcionen otras ventajas. Sin embargo, estos amplificadores no son útiles para sistemas AMDT con salto de portadora. El cuadro siguiente muestra valores típicos de otros parámetros de los tubos TOP y Klistrón.

**Cuadro 6.1. Características típicas de tubos TOP y Klistrón**

CONCEPTO	TOP de alta potencia en banda C	Klistrón de alta potencia en banda C
Conversión MA-MPH a saturación(°/dB)	7	4
Variación de ganancia en 500 MHz (dB)	± 2	-
Armónicas a saturación menos 5 dB (dB re. de la fundamental), 2a	-25	-35
3a	-40	-50
Factor de ruido (dB)	30 a 36	

Algunos de los parámetros de los amplificadores pueden mejorarse mediante ecualizadores, como son la variación de ganancia y el retardo de grupo, o con filtros como las emisiones fuera de banda y las armónicas. El rizado de las fuentes de alimentación de energía de los amplificadores debe mantenerse a valores muy bajos para reducir la modulación de amplitud residual, ya que es su causa principal.

Los aspectos detallados de linealidad e intermodulación de los amplificadores se tratan en el título 3.6 del capítulo 3 y en el Apéndice B. Como se menciona en ellos, la forma de reducir los efectos de intermodulación cuando se opera con múltiples portadoras en el mismo amplificador consiste en reducir la potencia máxima de salida respecto de la saturación, según las ecuaciones o las gráficas proporcionadas, o combinar este procedimiento con el uso de linealizadores, lo que permite utilizar retenciones de potencia varios dB menores.

La mayoría de los AP están constituidos por dos etapas amplificadoras: una de preamplificación y la final que contiene alguno de los dispositivos comentados. El preamplificador o amplificador excitador generalmente contiene uno o más

dispositivos de estado sólido, cuya ganancia y factor de ruido se seleccionan para obtener el resultado global deseado al combinarse con la etapa final, de acuerdo con la fórmula 3-15, y cuya linealidad es muy superior a la del amplificador final en el punto en que opera.

En una estación de gran capacidad se tiene la opción de emplear un amplificador de alta potencia o varios amplificadores de menor potencia, aparte de los amplificadores de redundancia. La opción de amplificador único es la más utilizada, debido a la mayor flexibilidad de operación que proporciona, a pesar de los mayores problemas de intermodulación que puede presentar por operar todas las portadoras en el mismo amplificador, requiriéndose redundancia  $1 + 1$  y a menudo el uso de amplificadores TOP. La operación con múltiples amplificadores permite evitar en algunos casos los efectos de intermodulación y operar algunos amplificadores casi a saturación con una sola portadora, aunque tiene el inconveniente de requerir un combinador de salida, que introduce más pérdidas o problemas de disipación térmica según su tipo, estando más orientada hacia el uso de tubos Klistrón, empleando redundancia ya sea individual ( $1 + 1$ ), o  $n + m$ . Los combinadores de filtro o multiplexores tienen el inconveniente adicional de su falta de flexibilidad operativa, por su anchura de banda fija, cuando se requiere tener acceso a diversos satélites con transpondedores y planes de frecuencia distintos.

Para la cadena de transmisión de una estación terrena se debe tener en cuenta el crecimiento de tráfico esperado para la red en la que opere, ya sea mediante suficiente reserva de capacidad de potencia en el amplificador de potencia único, previendo que en el momento de la ampliación no se excedan los límites de intermodulación considerados, o mediante la configuración apropiada para operar en la modalidad de múltiples amplificadores, previendo la adición de nuevos sin provocar el desecho de otros, inconvenientes de incompatibilidades, o modificaciones mayores al momento de su instalación.

### 6.3.2 RECEPTORES

La cadena de recepción está constituida por el amplificador de bajo ruido (ABR), el divisor de canalización, si es el caso, el convertidor reductor (C/R), y el demodulador, mostrados en la figura 6.1.

Debido a que las señales recibidas en la antena son muy débiles, es necesario que la cadena de recepción tenga un ruido térmico muy bajo, en el cual predominan la temperatura de ruido de la antena y del primer preamplificador, de acuerdo con los análisis realizados en el Capítulo 3. Como el parámetro más significativo en recepción es la relación de la ganancia de la antena a la temperatura de ruido del subsistema, referida a la antena  $G/T$ , éste puede mejorarse hasta cierto punto con un preamplificador que tenga un factor de ruido muy bajo.

La temperatura de ruido total del sistema referida a la antena se obtiene de la ecuación 3-16 del Capítulo 3, pudiendo representarse en la forma

$$T_s = T_a + T_0(l - 1) + T_{re} l \quad \text{K} \quad (6-11)$$

donde todos los parámetros están en forma directa (no en dB),

$T_a$  es la temperatura de ruido de la antena

$T_0 = 290 \text{ K}$

$l$  es la relación de pérdidas

$T_{re}$  es la temperatura de ruido del receptor con todas sus etapas

En mayor detalle, el valor de  $T_{re}$  puede calcularse de

$$T_{re} = T_0(F_{LNA} - 1) + \frac{T_{DC}}{G_{LNA}} \quad \text{K} \quad (6-12)$$

donde  $F_{LNA}$  es el factor de ruido (no en dB) del amplificador de bajo ruido, cuyos valores típicos se incluyen en el título 3.5 del Capítulo 3,

$T_{DC}$  es la temperatura de ruido del convertidor reductor y

$G_{LNA}$  es la ganancia del amplificador de bajo ruido (no en dB).

Es importante observar de la ecuación 6-11 que por cada 0.1 dB de pérdidas en la conexión al radiador primario éstas agregan directamente casi 7 K a la temperatura de ruido total, referido a la antena, y multiplican por 1.023 la del receptor, por lo que el ABR se debe conectar a la antena en la forma más corta y eficiente que sea posible. También, al analizar la importancia relativa de los términos de la ecuación puede apreciarse que la reducción de pérdidas tiene mayor efecto en banda C, ya que en banda Ku, en condiciones de lluvia, la temperatura de la antena aumenta a cientos de grados Kelvin, disminuyendo la proporción en que los dos últimos términos de la ecuación contribuyen al valor de  $T_s$ , por lo que el valor de la relación  $G/T$  requerido por diseño, que debe ser satisfactorio aun en esas condiciones de acuerdo con el porcentaje de tiempo de disponibilidad, se logra con mayor eficiencia aumentando también el valor de  $G$ .

El otro parámetro básico que determina la calidad del enlace descendente es la p.i.r.e. del satélite, que en los sistemas actuales tiene valores más altos, debido a la combinación de la tendencia progresiva a aumentar la potencia de los transpondedores, con la reducción del tamaño de las zonas de cobertura de muchos satélites, al proliferar los sistemas nacionales y regionales. Gracias a ello, y a otros avances tecnológicos, actualmente se emplean predominantemente los amplificadores de bajo ruido más simples, con compensación de temperatura, a base de nuevos transistores de efecto de campo mejorados, con los que es posible obtener una suma

satisfactoria de p.i.r.e y  $G/T$ . Los valores típicos de algunos otros parámetros de los ABR se muestran en el cuadro siguiente

**Cuadro 6.2. Características de amplificadores de bajo ruido**

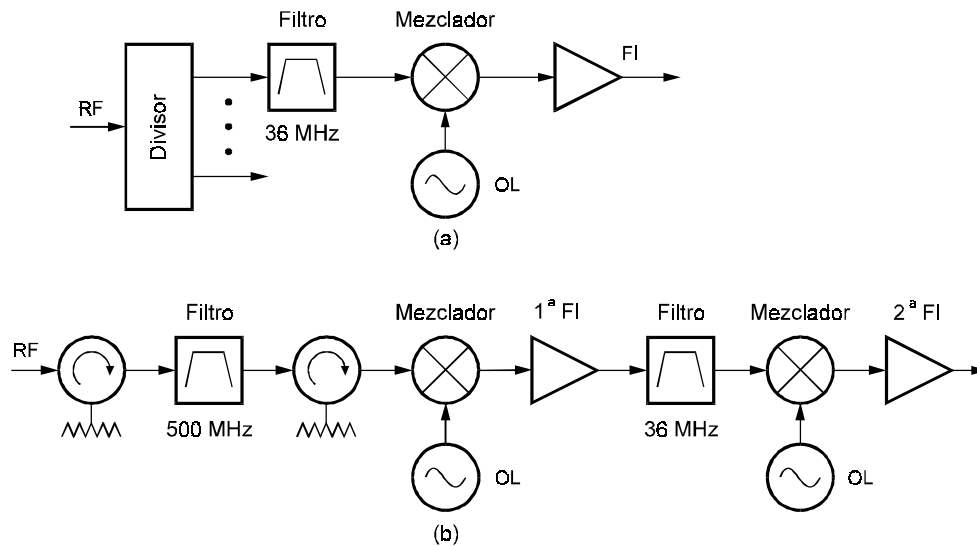
CONCEPTO	VALOR
Anchura de banda, MHz	500 a 800
Ganancia a señales pequeñas, dB	40 mín.
Variación de la ganancia en 500 MHz, dB pico a pico	0.4 máx.
Pendiente de ganancia dB/MHz	0.015 máx.
Gama de temperaturas	0-50 °C

Los amplificadores de bajo ruido, como cualquier otro amplificador, producen intermodulación, pero normalmente son operados a potencias varias decenas de dB por debajo de la saturación, por lo que estos efectos deben ser insignificantes comparados con los productos de intermodulación recibidos del satélite.

Si es necesario canalizar las señales después del ABR, se empleará un divisor de salida como muestra la figura 6.1, en forma de encaminarlas a uno o más convertidores reductores (C/R), para pasar de radiofrecuencia a la frecuencia intermedia, que usualmente es de 70 o de 140 MHz, según la anchura de banda de la señal. Los C/R normalmente son de uno o de dos pasos, existiendo diversas configuraciones posibles de estos últimos. La figura 6.16 muestra esquemas funcionales muy simplificados de los dos tipos, suponiendo como ejemplo que se desea recibir una señal con anchura de banda de 36 MHz, en los cuales a la extrema derecha se omitieron un filtro de paso de banda, una etapa de amplificación, y ecualizadores de amplitud-frecuencia y de retardo de grupo.

El convertidor (a) de un paso es simple y eficiente, pero si se requiere cambiar las portadoras a otra frecuencia no solamente es necesario cambiar la del oscilador local, sino ajustar mecánicamente la del filtro de entrada. Generalmente esta solución no se usa en las estaciones terrenas modernas, porque no permite la facilidad de cambio de frecuencia que se conoce como agilidad en frecuencia, que es de gran utilidad cuando se modifica el tráfico en una red o en un satélite, o se requiere por cualquier circunstancia cambiarla a otro. La figura 6.16 (b) muestra un C/R que proporciona una completa agilidad de frecuencia, ya que el filtro de entrada permite el paso de toda la banda haciendo posible convertir, sin ajustar ningún filtro, cualquier portadora en ella que se desee recibir. El primer oscilador local puede ser un sintetizador para poder realizar cambios rápidos de frecuencia, controlado remotamente, que desplaza todas las señales de entrada, haciendo que el segundo filtro separe la porción de 36 MHz de ellas que interesa. Finalmente, el segundo oscilador local de frecuencia fija hace la conversión de la frecuencia central de las señales seleccionadas a 70 o 140 MHz. Cuando existen varios C/R del tipo (a)

operando a distinta frecuencia, puede emplearse uno del tipo (b) como reserva común.



**Figura 6.16. Diagrama funcional de dos convertidores reductores con 36 MHz de anchura de banda: (a) de un solo paso, (b) de dos pasos. OL = cadena del oscilador local**

Los convertidores reductores o elevadores deben tener buena linealidad, especialmente en las redes con portadoras angostas, con un punto de intersección alto (definido en el Apéndice B), por ejemplo mayor a 30 dBm, que sea suficiente para que no contribuyan más que en una fracción pequeña a la intermodulación de los enlaces, para que no tengan una significativa conversión MA-MPH, y para reducir la distorsión causada por la componente parabólica del ecualizador de retardo de grupo.

El oscilador local o el sintetizador, que en realidad es un conjunto de elementos, incluyendo entre otros al oscilador básico, multiplicadores de frecuencia, filtros y atenuador, debe tener buena estabilidad de frecuencia y bajo ruido de fase.

## 6.4 CONFIGURACIONES DE ESTACIONES

La configuración específica de cada estación terrena puede ser distinta de la mostrada en la figura 6.1, debido a que para cada tipo de servicio debe adecuarse, a fin de lograr su funcionamiento más eficiente, sin funciones innecesarias. La configuración depende también de la cantidad de tráfico inicial y final previstos para la red correspondiente por el dimensionamiento y costo de los amplificadores de potencia, y de otros elementos de importancia relevante.



Un tipo particular de estación terrena es la de telemando, telemetría y seguimiento (TT y S), la cual se analiza en el Capítulo 7 por formar parte del segmento espacial del sistema. En este título se describen en forma somera otras que son típicas de servicios por satélite muy utilizados en la actualidad.

Las estaciones más grandes de gran capacidad de tráfico, con múltiples servicios de transmisión de señales de vídeo, voz y datos, abiertas al servicio público, se conocen como telepuertos, y se instalan en ciudades grandes, en otras poblaciones que se encuentran en una etapa de gran desarrollo económico o en sitios cercanos a éstos enlazados por redes terrenales. La configuración básica de dichas estaciones es la de la figura 6.1, pero en los casos en que se enlazan con más de un satélite o con más de una banda del mismo requieren más de una antena, cada una asociada con sus correspondientes cadenas de transmisión y recepción, teniendo en común solo algunos elementos, como pueden ser parte de las interfaces con las redes terrenales y de los sistemas de monitoreo y supervisión.

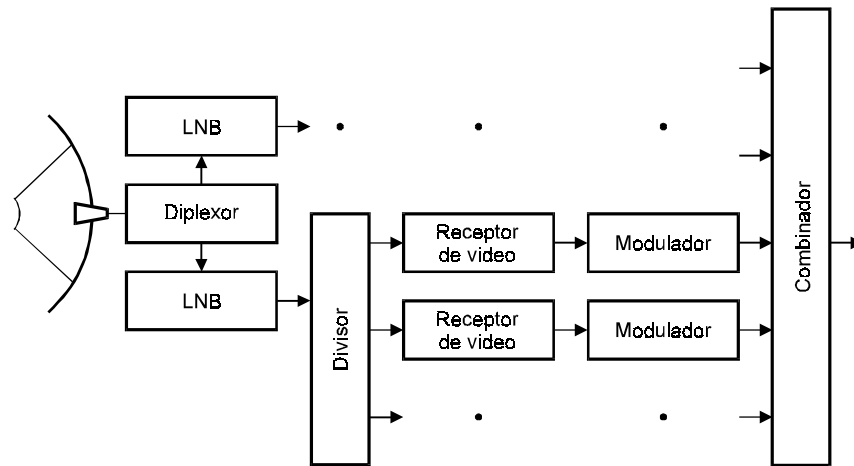
Las estaciones pasarela o de enlace de conexión a las redes públicas terrenales de los sistemas de cobertura mundial de órbita media o baja requieren de múltiples antenas y cadenas de transmisión y recepción (hasta cinco en los sistemas dedicados esencialmente a telefonía), porque es necesario que simultáneamente estén siguiendo a varios satélites. Dichas estaciones son tan complejas o más que un telepuerto importante, y requieren sistemas de rastreo o seguimiento en todas sus antenas.

Las estaciones de solo transmisión o de solo recepción en principio solo requieren la cadena de unidades que corresponde a una de dichas funciones. No obstante, una estación dedicada a la transmisión de canales de televisión para su distribución a estaciones repetidoras o a sistemas de televisión por cable, o una estación para la transmisión de señales de televisión directa, siempre cuenta con las cadenas de recepción necesarias, a fin de vigilar la calidad de las señales que reciben todas las demás estaciones.

Las estaciones terrenas de solo recepción, empleadas para distribuir señales de televisión por cable, deben ser capaces de recibir un número alto de señales analógicas moduladas en frecuencia, o un número alto de canales de vídeo digital comprimido de banda angosta SCPC (de 6 Mbps o menos por canal) o MCPC en multiplexaje estadístico. La figura 6.17 presenta un diagrama funcional de este tipo de estación para señales MF.

En dichas estaciones se combinan el amplificador de bajo ruido con el convertidor de reducción de banda ancha en una sola unidad (LNB) que se instala directamente en la antena. El LNB abarca toda la banda, la cual es convertida en su totalidad a frecuencia intermedia y sale por cable coaxial, eliminando la necesidad de guías de onda. La figura 6.17 muestra dos LNB sin redundancia, uno para cada polarización, los que permiten la recepción de 12 canales de 36 MHz en cada una, o sea 24 en total. Los LNB actuales tienen ganancias típicas de 60 a 70 Db, y temperaturas de ruido de 45 a 150 K en banda Ku, y desde 20 K en banda C, a 20°

C. Cuando la estación recibe señales de vídeo digital comprimido moduladas en fase puede ser necesario que los LNB cuenten con bucle de enganche de fase.



**Figura 6.17. Diagrama funcional de una estación terrena receptora de un sistema de televisión por cable. Las unidades alimentadas por el LNB superior (convertidor reductor en bloque de bajo ruido) son idénticas en número y configuración a las alimentadas por el inferior**

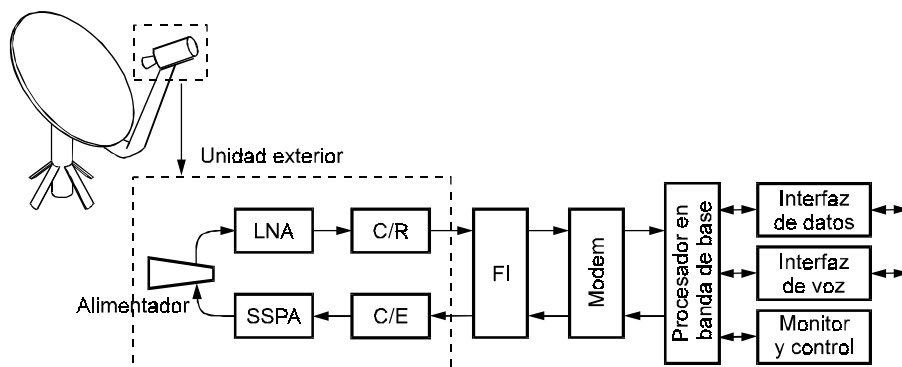
Después de demodular las señales a banda de base, y procesarlas en los receptores, se remodula cada una convirtiéndola a uno de los canales específicos de televisión por cable, combinando finalmente todas en una unidad sumadora para distribuir las en la red.

Las estaciones receptoras de televisión directa para usuario final, que operan en la banda del SRS con señales digitales comprimidas, procesan solo la anchura de banda de un transpondedor al mismo tiempo, y demodulan una portadora MCPC seleccionando un programa. Para este servicio los circuitos del *receptor decodificador integrado* (IRD), aunque solo extraen un programa del flujo digital multiplexado, realizan un procesamiento bastante complejo hasta convertir la señal deseada al formato adecuado para presentar las imágenes en la pantalla de un receptor convencional de televisión. Como ya se comentó en otros capítulos, las convenientes dimensiones de sus antenas, que pueden ser de 0.5 m de diámetro en las zonas climáticas más favorables, se deben a la mayor separación requerida entre satélites, y a la mayor potencia descendente permitida para este servicio por los reglamentos internacionales, ya que la banda no está compartida con redes terrenales.

Las redes privadas o públicas de estaciones de apertura muy pequeña, conocidas como VSAT, tienen una amplia diversidad de aplicaciones y deben diseñarse y optimarse para cada una. Una característica común de ellas, además del reducido diámetro de los reflectores de antena de sus estaciones remotas (usualmente de 1.2 a 2.4 m en banda Ku) consiste en que tanto para transmisión como para

recepción abarcan todas o casi todas las etapas necesarias de conversión y tratamiento de las señales, desde banda de base en un extremo, hasta banda de base en el otro. No obstante, se logran algunas ventajas y simplificaciones notables debido al poco número de canales que manejan

Cuando las estaciones remotas transmiten una sola portadora la potencia necesaria puede ser solo una fracción de watt, la demanda total de energía es mínima, la señal no sufre los efectos de intermodulación en la propia estación, y son innecesarios divisores o combinadores. En estas condiciones, los amplificadores de potencia usados son normalmente los de estado sólido, aun para las estaciones maestras con varias portadoras. Estas ventajas, que implican menor costo por estación, alta fiabilidad, mínimo espacio requerido, simplificación del equipo y de su instalación y facilidad de operación, se aprovechan más frecuentemente en redes en estrella que enlazan una estación maestra de mayor capacidad con remotas de poco tráfico. Por sus características, es usual que los equipos se dividan en dos partes: una unidad exterior compacta que incluye toda la terminal de radiofrecuencia, generalmente acoplada a la propia antena, y una unidad interior con los elementos para procesar en frecuencia intermedia y banda de base. Aparte de estas diferencias, las estaciones VSAT tienen las mismas unidades funcionales que se describieron para la figura 6.1, excepto el subsistema de seguimiento, y en muchos casos no cuentan con interfaz hacia redes terrenales, sino hacia equipos terminales instalados localmente. La figura 6.18 muestra un diagrama funcional simplificado de una estación VSAT remota para voz y datos con antena de radiador frontal descentrado.



LNA = Amplificador de bajo ruido, SSPA = amplificador de potencia de estado sólido, C/R = convertidor reductor, C/E = convertidor elevador.

**Figura 6.18. Diagrama de configuración funcional típico de una estación VSAT para voz y datos**

La estación de la figura se enlaza por la interfaz de datos a una terminal de cómputo o a un computador central, y por la interfaz de voz a un conmutador

telefónico o a un teléfono. Las estaciones que requieren que desde diversos teléfonos en la misma localidad se tenga acceso a la red satelital, sean o no la estación principal o maestra, a menudo se enlazan directamente a un conmutador telefónico interno. Una red VSAT de telefonía rural tendrá interfaces a la red telefónica pública conmutada. Puede existir adicionalmente, por ejemplo, una interfaz de vídeo comprimido para teleconferencia que en una red de acceso múltiple por distribución en el tiempo permite insertar dichas señales en el flujo digital conjunto de una sola portadora.

Aun en las estaciones más pequeñas el diseño normalmente es modular, por lo que el número de interfaces puede crecer insertando las que se requieran según las necesidades de tráfico. Las estaciones más pequeñas pueden tener capacidad de hasta 3 interfaces y las mayores hasta de 30 o más. La configuración mostrada es típica de una red digital VSAT/AMDT de banda angosta (menor a la anchura de banda de un transpondedor). Las diferencias entre estaciones de distintas redes consisten, más que en las de configuración general, en las variantes de modulación, y en otras variantes del procesamiento en banda de base.

En algunas de las redes una de las estaciones tiene funciones de control, determinando la conectividad entre estaciones, enviando señales de sincronización o asignando portadoras dinámicamente para cada enlace directo entre pares de las demás como en el caso de acceso por demanda SCPC/AMDF, sirviendo otra de las estaciones como respaldo a estas funciones en caso de falla. La máxima flexibilidad y fiabilidad se obtiene en redes en malla AMDT en que los enlaces de voz por demanda se realicen sin una estación de control, por emplear una arquitectura distribuida en que cada estación cuenta con los procesadores que permiten realizar el acceso sin conflicto con las demás, gracias al avance en los dispositivos de microelectrónica más complejos que son necesarios, y a su programación. En esta forma, para establecer una nueva conversación las estaciones insertan sus ráfagas de información digital en las posiciones de la trama que no están siendo usadas por otras estaciones.

Los módems de ráfagas deben recuperar la portadora y el reloj muy rápidamente mediante bits adicionales incluidos en el preámbulo, que a su vez deben ser relativamente pocos para conservar una alta eficacia de las tramas.

## **6.5 INTERFAZ Y ENLACE CON REDES TERRENALES**

Las interfaces con las redes terrenales se requieren cuando las señales en banda de base no se originan o no tienen como destino final la propia estación terrena. Ejemplos de estaciones que no requieren dichas interfaces son las de recepción directa de televisión, las móviles y muchas de las remotas de las redes VSAT.

Las interfaces permiten adaptar y sincronizar las señales entrantes desde una red terrenal a las requeridas en la estación terrena y viceversa, en cuanto a tensiones,

polarización, señalización, tiempo, y otras características. Para la conexión a la red terrenal necesariamente debe encontrarse en la estación terrena un equipo terminal de aquella como parte de un enlace.

La terminal de la red terrenal puede en un caso enlazar por fibra óptica grupos primarios de una red telefónica pública con el otro extremo en un centro de conmutación, o en otro ser parte de un enlace por microonda con los estudios de una cadena de televisión. En un telepuerto puede darse servicio a diversos usuarios con tráfico de datos y el enlace con las instalaciones de cada uno de ellos puede hacerse, por ejemplo, por medio de líneas físicas dedicadas de calidad especial, por medio de una red digital que opere a través de fibras ópticas, o por medio de una red de radio de acceso múltiple por paquetes, de corto alcance.

## 6.6 INFRAESTRUCTURA GENERAL Y SISTEMA DE ENERGÍA

La infraestructura de una estación terrena incluye en el caso más amplio los edificios con locales para equipos, para oficinas y para habitación, y todas las demás obras de ingeniería civil. Los edificios, los equipos y las instalaciones que sirven funciones de apoyo para la operación de las estaciones terrenas equivalen a lo que en un satélite constituye su plataforma. Dadas las extremas diferencias entre estaciones terrenas de distintas capacidades y servicios, dicha infraestructura puede ser importante como en el caso de una estación transmisora receptora de alto tráfico o insignificante y hasta inexistente como en el caso de terminales móviles pequeñas en transportes o portátiles, o de solo recepción de televisión directa a los usuarios finales. La mayor parte de los comentarios siguientes son aplicables a las estaciones más grandes que son las que tienen los mayores requerimientos por el volumen de tráfico que manejan y por el tipo de servicios que proporcionan.

La infraestructura más compleja se encuentra en los telepuertos de gran capacidad cuando utilizan varias antenas. Pueden existir antenas pesadas con sistemas de seguimiento y estarán instaladas cada una en un edificio especial, en tanto que antenas fijas de tamaño medio podrán contar con un soporte metálico apoyado directamente sobre el suelo en bases de concreto. En un edificio o área central donde se controlan todas las operaciones y se hacen las conexiones de interfaz y el encaminamiento de las señales estarán también alojados los equipos de telemando y supervisión. Las conexiones de enlace entre las antenas y el edificio central pueden realizarse por medio de guías de onda o cable coaxial, según la distribución de los equipos. Es común que se requiera al menos una torre para soportar antenas de microondas y de radio para enlazar las señales con el exterior, y en otros casos hay también terminales de redes de fibra óptica.

Entre los subsistemas de apoyo más importantes, que deben diseñarse de conformidad con un análisis detallado de las necesidades, y de las condiciones de operación requeridas para los equipos, se encuentran:

- Las instalaciones y equipos de climatización.
- Los edificios, las instalaciones exteriores y las antenas con adecuada ubicación en el terreno, considerando especialmente una alta resistencia a los sismos, corta distancia en las conexiones de RF entre los equipos, protección contra interferencias de sistemas terrenales en las mismas bandas, y línea de vista libre para las antenas hacia los satélites y para los enlaces terrenales de microondas y de radio.
- Las vías de acceso y estacionamientos.
- Los subsistemas de alarma y protección contra incendios.
- El sistema de alimentación de energía.

Si una estación terrena grande se instala lejos de una ciudad puede incurrirse en costos de infraestructura importantes en carretera de acceso, en la red de energía y en los demás servicios básicos que requieran conductos exclusivos a instalaciones distantes.

La figura 6.19 muestra un ejemplo de plano de distribución de un telepuerto con varias antenas hipotéticamente de diámetro medio (10 a 15m), sin considerar áreas de estacionamiento y otras áreas e instalaciones exteriores.

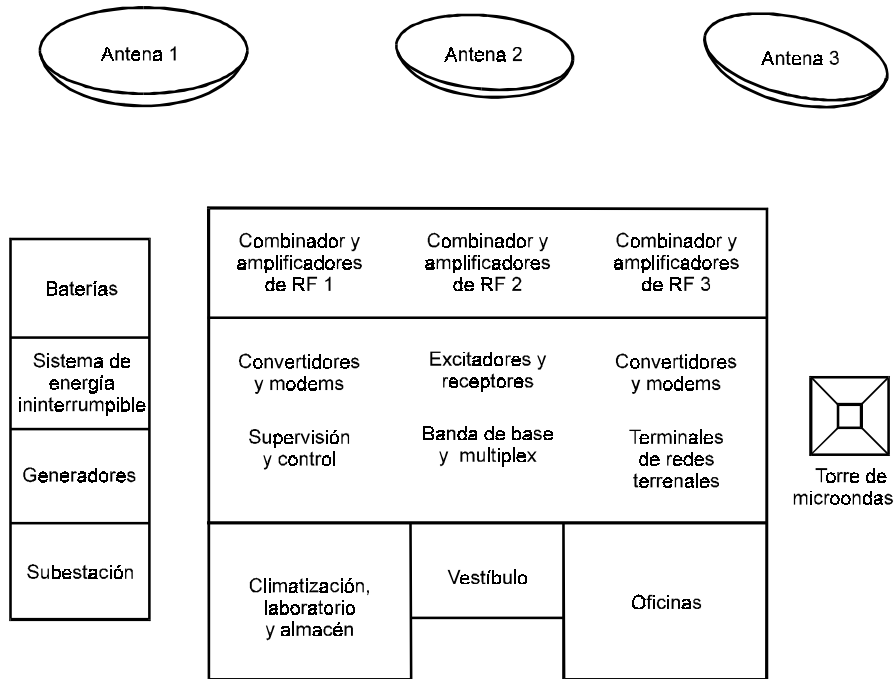


Figura 6.19. Plano de distribución de áreas y equipos en un telepuerto

Los equipos para el suministro de energía, con capacidades típicas de cientos de KVA, se ubican en una sección separada cercana a las salas principales de transmisión y recepción, para que sea poca la longitud de los cables de alimentación. Obviamente debe asegurarse la continuidad del suministro de energía (99.9 a 99.95 %, o mayor) para que exista una alta disponibilidad del servicio por satélite. Se deben tomar precauciones para asegurar dicha continuidad y utilizar energía eléctrica de alta calidad, entre ellas disponer de:

- La acometida de alta tensión con alimentador doble, dos interruptores y los demás elementos también duplicados.
- Dos transformadores activos de alta a baja tensión, cada uno trabajando aproximadamente a media carga, alimentando a equipos diferentes, pero con capacidad de proporcionar cada uno toda la potencia requerida.
- Conmutadores de energía para conectar alternativamente a cada transformador las cargas que se requieran.
- Circuitos para las cargas críticas y esenciales separados de las no esenciales. Las primeras incluyen todas las cadenas de transmisión y recepción, de FI y de banda de base, los sistemas de seguimiento, los equipos de climatización, la iluminación de la sala principal de equipos, el alumbrado de seguridad y las alarmas contra incendio.
- Sistema de suministro de energía no interrumpible, de preferencia estático, con inversores asociados a los bancos de baterías para obtener independencia de interrupciones breves de la energía comercial externa, tener estabilidad tanto en tensión como en frecuencia y evitar perturbaciones transitorias mayores. Este sistema debe tener capacidad cuando menos para las cargas críticas que permiten mantener las comunicaciones por satélite y los enlaces terrenales en todo momento.
- Generadores de emergencia de arranque rápido, con capacidad cuando menos para las cargas críticas y esenciales, movidos por motores de combustible hidrocarburo, a fin de substituir la energía eléctrica comercial en períodos de interrupción prolongados.
- Bancos de baterías tanto para el sistema no interrumpible como para los dispositivos que vayan a ser alimentados por corriente continua, instalados en una sala independiente resistente a los ácidos, con ventilación apropiada y medios para contrarrestar con eficiencia los efectos de accidentes de derrames, aun cuando se cuente con baterías selladas.

Otras instalaciones que requieren consideración especial comprenden la tierra general de la estación, que comúnmente debe ser menor de 5 ohmios, y los pararrayos, así como las medidas de contención de fuego en el sistema de energía.

Los sistemas de energía para estaciones maestras de redes públicas o privadas con una sola antena de tamaño medio pueden tener omisiones en sus equipos e instalaciones respecto de lo descrito, según la fiabilidad que se requiera de ellos, y por supuesto los espacios y otros parámetros serán menores.

En las estaciones fijas más pequeñas como las remotas de las redes VSAT se simplifica notablemente el suministro de energía eléctrica por su bajo consumo, pero normalmente cuentan cuando menos con un sistema no interrumpible compacto de corta autonomía cuando están conectadas a las redes comerciales de energía. Algunos de estos tipos de estaciones fijas (particularmente las desatendidas de recolección periódica y automática de datos), debido a su bajo consumo de energía, pueden usar otros métodos de suministro, como las células solares o los generadores termoeléctricos pequeños de alta autonomía que periódicamente son abastecidos de combustible por personal técnico visitante.

## **6.7 SISTEMA DE SUPERVISIÓN Y CONTROL**

Los sistemas de supervisión y control incluyen funciones de comprobación, alarma y mando remoto, tanto para hacer más eficiente la operación de una red, reduciendo la duración y el número de fallas, como para reconfigurar sus enlaces manual o automáticamente, o determinar otras características de su operación.

Las estaciones de mayor tamaño pueden contar con medios para comprobar parámetros de las señales y del ruido tanto en radiofrecuencia como en banda de base, los del sistema de energía, los de la antena y su sistema de seguimiento, los estados de actividad de los equipos, algunas de las condiciones de avería en elementos específicos y las variables del medio ambiente exterior e interior. Las comprobaciones tienen la finalidad de detectar degradaciones de las señales o de los subsistemas de apoyo, las posibles relaciones entre el medio ambiente y parámetros de los equipos, o tendencias hacia fallas que puedan evitarse antes de que ocurran.

Las alarmas acústicas y visuales indican un deterioro de parámetros fuera de lo tolerado, o una condición de falla real o inminente, y en una estación grande están ubicadas en su mayoría directamente en los equipos, para facilitar su identificación por el personal que estando cerca de ellos puede actuar de inmediato, pero muchas se reproducen en el puesto de supervisión, generalmente en pantallas, con indicación textual de su origen, y pueden activar también una señal acústica o visual no específica. Las alarmas contra incendio o relacionadas con la integridad de la estación pueden estar ubicadas en puestos de vigilancia para seguridad, pero generalmente también se activarán en el puesto de supervisión técnica y en otros lugares.

La función de control comprende realizar en forma remota la conexión y desconexión de los equipos que no lo hacen en forma automática y determinar sus combinaciones, conmutar los trayectos de transmisión, o establecer la conectividad



entre las estaciones de la red y establecer las restricciones de servicio a cada una de ellas, así como las prioridades en una secuencia automática.

En algunas redes es posible conocer desde una estación central diversos parámetros de operación de todas las demás estaciones terrenas y almacenarlos, así como producir automáticamente listas de sus valores y de las fallas, además de informes derivados de su procesamiento, independientemente de los que produzca localmente en la misma forma cada estación sobre su propio desempeño. La información registrada para supervisión de la operación es diferente de la información de tráfico de cada estación que se emplea en los sistemas de acceso por demanda para facturar a los clientes el servicio que se les proporciona, en función del uso que hagan de la capacidad disponible.

Las estaciones de redes públicas que proporcionan servicios de comunicación por satélite, como las que transmiten señales para una cadena de estaciones repetidoras de televisión, o que conducen señales de telefonía internacional, cuentan con canales de voz y datos para comunicarse de estación terrena a estación terrena de la red, con la finalidad de coordinarse entre sí, llamados *canales de servicio*, los cuales pueden considerarse como parte del sistema de supervisión. Los canales de servicio permiten la comunicación entre estaciones del mismo prestador de los servicios de conducción de señales, como en el caso de la comunicación de una estación terrena transportable montada en un vehículo que transmite señales de televisión a una estación fija de la misma empresa, enlazada por medios terrenales a una estación de televisión de un cliente. En un caso diferente, los canales de servicio permiten la comunicación entre estaciones terrenas de dos empresas de distintos países, enlazadas por medio de un sistema internacional para conducir señales de telefonía, o de cualquier otro tipo.

Las estaciones de menor tráfico como las de las redes VSAT cuentan con alarmas sencillas, y como opción, medios de comprobación, registro y control, generalmente desde una microcomputadora instalada en una de ellas. Entre las opciones pueden incluir el diagnóstico remoto de fallas en la red y la incorporación de las estadísticas de tráfico a la recolección general de datos de operación. Las redes AMDT de banda angosta en algunos caos utilizan un sistema centralizado de control de su configuración, que puede ser activado manualmente desde su terminal de supervisión, o ser programado en el mismo para que se active automáticamente, alternando configuraciones con determinada periodicidad.

## REFERENCIAS Y BIBLIOGRAFÍA

- [1]. Informe 998-1 (1990), *Características de antenas pequeñas en estaciones terrenas del servicio fijo por satélite*, Unión Internacional de Telecomunicaciones.
- [2]. Downey, M.J. y Edington, B.J., *Engineer's Handbook for Earth Station Design and Implementation*, Latin American Telecommunications Summit (1993), Satellite Transmission Systems, Inc.
- [3]. Elbert, B.R. *Introduction to Satellite Communication* (1987), Artech House.
- [4]. Larson, W.J. y Wertz, J.R.(editores), *Space Mission Analysis and Design* (1992), Microcosm, Inc., Kluwer Academic Publishers.
- [5]. Morgan, W.L. y Gordon, G.D., *Communications Satellite Handbook* (1989), John Wiley & Sons, Inc.
- [6]. Pritchard, W.L. y Sciulli, J.A., *Satellite Communication Systems Engineering* (1986), Prentice Hall, Inc.
- [7]. *Manual sobre Telecomunicaciones por Satélite* (1985). Unión Internacional de Telecomunicaciones, Ginebra, Suiza.

# Segmento espacial

La tecnología de los satélites tiene peculiaridades importantes, en gran medida desarrolladas para adaptarlos a las condiciones ambientales en que operan, a 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 manifiesten después de su lanzamiento.

Aunque las tecnologías presentadas en forma somera en este capítulo se refieren principalmente a los satélites de la órbita geoestacionaria, en buena medida se aplican también en los de otras órbitas.

Como se describió en el Capítulo 1, un satélite de comunicación convencionalmente se divide en dos partes fundamentales: la carga útil o de comunicación, formada por los equipos y demás elementos destinados al procesamiento de las señales de las redes de los usuarios (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 funciones imprescindibles a la primera, existiendo una interacción estrecha entre ambas partes, y estando ambas expuestas a las condiciones ambientales del espacio.

### **7.1 CONDICIONES AMBIENTALES**

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 solo respecto de posibles deficiencias en su operación, sino también de falla total. Además, dichas condiciones son distintas durante el lanzamiento del satélite, en la fase de transición hacia la órbita final y en ésta. Ciertas condiciones ambientales son esencialmente constantes en órbita, como la virtual falta de gravedad

y la atmósfera prácticamente nula; otras tienen características aleatorias, como diversas radiaciones y los posibles impactos de despojos espaciales; y la presencia o ausencia de la radiación principal del Sol causa periódicamente condiciones térmicas extremas que se alternan bruscamente

Obviamente, las condiciones ambientales del espacio determinan en mucha medida las características tecnológicas de los satélites de comunicación tanto para aprovechar sus aspectos favorables como para evitar o reducir los efectos de los desfavorables. Por ejemplo, la radiación solar casi sin obstrucción es una fuente segura de energía, y también puede causar diversos efectos negativos como el cambio de orientación del satélite y de la forma de su órbita, descargas electrostáticas, y el deterioro de paneles solares. Las condiciones prevalecientes de casi vacío \* reducen la oxidación posible, pero dificultan la lubricación y pueden provocar la expulsión y migración perjudiciales de gas y moléculas metálicas, así como la soldadura en frío de partes metálicas en contacto bajo presión. También, la falta de gravedad y de fricción atmosférica en órbita facilitan el despliegue de los paneles solares, pero permiten que fuerzas muy pequeñas produzcan movimientos en los satélites, y en los estabilizados en tres ejes la ingravidez dificulta la salida de los líquidos propulsores de los tanques que los contienen.

La radiación solar sobre la Tierra tiene un flujo de potencia medio anual de  $1370 \text{ W/m}^2$ . Debido a la excentricidad de la órbita de la Tierra dicha potencia varía en  $\pm 3.34\%$  durante el año, con el máximo en enero. Los paneles solares, que necesariamente requieren captar la parte útil de esa energía, a cambio de ello están expuestos a sus efectos dañinos, a partículas de alta energía, y a extremos de temperatura desde  $47$  a  $70^\circ\text{C}$  mientras están iluminados hasta  $-155$  a  $-165^\circ\text{C}$  en los eclipses, siendo también afectadas por contrastes de temperatura las antenas y otras partes de un satélite.

El campo magnético de la Tierra o magnetosfera (con una inclinación de  $11.5^\circ$  respecto del eje de rotación de ésta), puede ser útil para corregir las desviaciones de orientación por reacción con un campo magnético generado en la plataforma de un satélite. No obstante, las partículas cargadas provenientes del Sol, que pueden tener excepcionalmente energías hasta alrededor de  $1\text{GeV}$ , sufren desviación debido al campo magnético de la Tierra y producen plasmas que pueden cargar electrostáticamente las superficies de los satélites y causar otros daños. Tanto protones como electrones quedan atrapados en los dos cinturones de radiación de partículas de Van Allen que alrededor del ecuador tienen máxima intensidad entre  $2500$  y  $5500 \text{ km}$  de altitud (con protones hasta de centenas de  $\text{MeV}$ ) y entre  $12\ 000$  y  $23\ 000 \text{ km}$  (conteniendo electrones hasta de  $> 1 \text{ MeV}$ ), aproximadamente. Entre otros efectos de dichos fenómenos y de los rayos cósmicos galácticos, como los de

---

\* La presión atmosférica a  $700 \text{ km}$  de altura, según la actividad del Sol, es de  $10\ 000$  a  $100\ 000$  veces menor que la que se obtiene en cámaras de vacío en la Tierra y en la órbita geoestacionaria es unas  $10\ 000$  veces menor que a  $700 \text{ km}$  de altura.

núcleos de Hidrógeno y Helio, degradan las células solares de los satélites y pueden alterar en forma transitoria los estados de los dispositivos electrónicos, o dañarlos en forma definitiva. Los rayos ultravioleta producen efectos ópticos, aumentando la opacidad de cubiertas de sensores y de las células solares, eléctricos, alterando la conductividad, y térmicos, alterando las características de diversos materiales.

Los meteoritos son objetos sólidos del espacio cuyas dimensiones y masa abarcan una gama de muchos órdenes de magnitud. Su efecto de mayor probabilidad es el impacto de los más pequeños, o micrometeoritos, que causa la degradación de las propiedades térmicas de las superficies y de las células solares. Por otra parte, en órbitas bajas el oxígeno atómico presente produce daños por oxidación y erosión, siendo perjudicial en mayor medida a las interconexiones de plata en los paneles solares, por lo que éstas deben protegerse.

Entre los riesgos del espacio causados por el hombre se encuentran los satélites y vehículos de lanzamiento desechados, y fragmentos de los mismos producidos por impactos y explosiones. Los objetos en órbita que sistemáticamente se detectan, identifican, y siguen desde las instalaciones de vigilancia del espacio, por medio de radares y dispositivos ópticos, son de 10 cm o más en las órbitas bajas y de 1 m o más en la geoestacionaria, y cerca de 10 000 de ellos están registrados actualmente, la mayoría a alturas menores de 2000 km\*. Las fracciones entre 1 cm y 10 cm de dimensión máxima son más de 100 000. En la órbita geoestacionaria la diferencia de velocidades medias entre los satélites y los objetos sin control son de cientos de m/s, y en las órbitas bajas de miles de m/s, por lo que son posibles colisiones entre unos y otros, que causen daños importantes, ya que un objeto con una masa de pocos gramos, con una velocidad relativa de 10 km/s, puede producir daños muy extensos o la destrucción total de un satélite. La densidad espacial <sup>[5]</sup> de los objetos detectables es máxima entre 800 y 1000 km de altitud, a las cuales excede de  $10^{-8}$  objetos registrados/km<sup>3</sup>. En órbitas a 800 km de altura la probabilidad de colisión de un satélite con un objeto detectable es de  $10^{-3}$  a  $10^{-4}$ /año, de 1cm de diámetro es de  $10^{-2}$  a  $10^{-3}$ /año, y de 1 mm de diámetro es de  $10^{-2}$ /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.

---

\* La medición o la estimación del tamaño, la cantidad, y la velocidad de los despojos espaciales se realiza mediante radares y telescopios sobre la superficie terrestre, telescopios en órbita, análisis de impactos en satélites especiales y superficies de muestra enviados al espacio, así como en los lanzadores recuperables maniobrados por pilotos, y en las estaciones espaciales habitables. Las estaciones de vigilancia del espacio cercano desde tierra firme empleadas para este propósito se encuentran en diversos países. Cuentan con tales instalaciones, entre otros, el Centro Espacial Johnson de NASA; el Comando Espacial (USSPACECOM), el Comando Norteamericano de Defensa Aeroespacial (NORAD) todos ellos de E.U.A., y el Centro Espacial Europeo de Operaciones (ESOC) de ESA, con telescopios y radares en Darmstadt, Alemania, y en El Teide, islas Canarias, España.

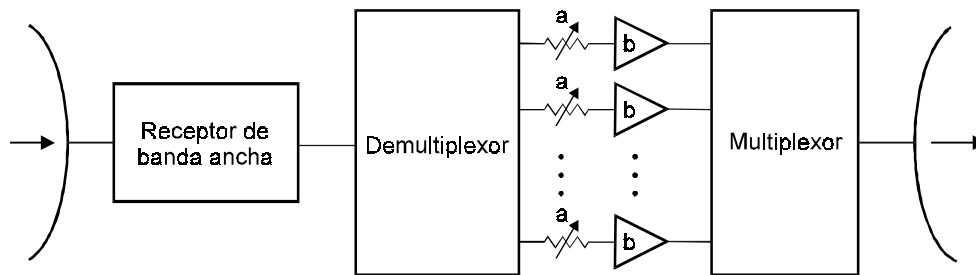
Aparte de los riesgos mencionados, en las órbitas bajas existen partículas de óxido de aluminio, provenientes de los cohetes de combustibles sólidos, que pueden dañar las cubiertas ópticas de instrumentos. Por otra parte, los aspectos del ambiente al que están expuestos los satélites durante el lanzamiento se describen en el título sobre sistemas de lanzamiento del capítulo 8.

Es evidente que lo expuesto en los párrafos anteriores se debe tomar en cuenta para el diseño tanto de la carga útil como de la plataforma de cada satélite de comunicación.

## 7.2 CARGA DE COMUNICACIÓN

Las antenas receptoras de las señales de los usuarios, los transpondedores, las antenas transmisoras, y las conexiones entre estos elementos, forman la parte esencial de la carga de comunicación, la cual puede operar en una o más bandas de frecuencias, contando en este 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 7.1 muestra un diagrama por bloques, muy simplificado, de un *repetidor* de un satélite comercial, el cual constituye toda su carga útil en una banda, que en su totalidad o en la mayor parte de sus elementos debe reproducirse, tanto para cada banda, como para cada reutilización de frecuencias, si es el caso. 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 1MHz hasta unos pocos MHz en las bandas para servicio móvil.



a: atenuador de pasos,

b: amplificador de potencia

**Figura 7.1. Diagrama simplificado por bloques de una carga de comunicaciones**

El proceso de canalización en el demultiplexor 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 muchos 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 ganancia total de la salida de la antena receptora a la entrada de la transmisora puede ser del orden de 100 a 110 dB, y aun mayor para satélites de radiodifusión directa. Por ejemplo, un transpondedor de banda Ku de un satélite cuyo atenuador se haya ajustado para saturación con una densidad de flujo de potencia de  $-100 \text{ dBW/m}^2$  en su eje principal, teniendo una antena receptora con área efectiva de  $4 \text{ m}^2$ , y amplificador de potencia de transmisión de  $40 \text{ W}$ , tendrá una ganancia de potencia de  $10 \log_{10}(40) - (-100 + 10 \log_{10}(4)) = 110 \text{ dB}$ , sin considerar la pérdida entre el amplificación de potencia y la antena transmisora.

La anchura de los canales, uno por cada transpondedor, en que se divide cada banda utilizada por un satélite, y por tanto su repetidor (salvo que la banda disponible sea muy angosta), puede ser diferente a la de otros, diferente de una banda a otra en el mismo satélite, y aun diferente en distintos transpondedores de la misma banda. 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, entre las que se encuentran que:

- Cada uno de cierto número de transpondedores puede tener una anchura adecuada para transmitir ya sea una sola señal analógica de televisión, o un conjunto de señales digitales comprimidas de televisión, o de telefonía pública internacional, multiplexadas en el tiempo en una sola portadora. En estas condiciones, es posible operar los transpondedores a saturación, aprovechando mejor su capacidad de potencia, y evitando al mismo tiempo los efectos de intermodulación que ocurren cuando se comparten entre múltiples portadoras.
- Si cada transpondedor amplifica y traslada en frecuencia pocas portadoras, se reducen los efectos de intermodulación, aumentando también un poco la potencia disponible, y se limitan a una menor anchura de banda los efectos adversos de interferencias ocasionales importantes.
- Subdividiendo la banda en fracciones, con un amplificador de potencia en cada una (optimado en potencia y en otras características para su uso en satélites), se puede evitar en mayor medida la degradación de las señales y

lograr con más facilidad la densidad de potencia requerida para la huella de cada haz, aunque cubra una extensión relativamente grande o pequeña, con una menor diversidad de componentes, que sean predominantemente los de mayor fiabilidad, comprobada en prolongadas pruebas de vida en laboratorio y en órbita.

- Las probabilidades de falla o degradación intolerable de uno, dos, o más del conjunto de los transpondedores son tales que permiten emplear como respaldo para protección solamente una fracción del número total de unidades activas, cuando se utiliza una forma de conmutación adecuada, y aun así puede contarse con más de una unidad de respaldo para cada unidad activa. Al mismo tiempo, una falla catastrófica que alcance hasta unidades de respaldo es probable que produzca menos daño con un diseño de capacidad dividida en diversos canales que en uno solo.

Obviamente, la subdivisión en varios canales tiene el inconveniente de aumentar el número total de componentes, el peso y el costo del satélite, por lo que debe limitarse a lo necesario, haciendo un análisis para obtener un equilibrio razonable entre ventajas y desventajas, tomando en cuenta, entre otros aspectos, la probabilidad de falla de cada unidad y las características del tráfico previsto, junto con el margen de su incertidumbre.

#### 7.2.1 RECEPTOR DE BANDA ANCHA

El receptor de banda ancha tiene la función de amplificar las muy débiles señales recibidas y trasladar sus frecuencias, la que realiza con los elementos que se muestran en la figura 7.2. Cuando se reutilizan frecuencias en un satélite por medio de distintas polarizaciones, o por medio de haces aislados unos de otros gracias a su directividad y orientación, se requiere un receptor activo por cada reutilización, pudiendo existir solo 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 la frecuencia de recepción y otra en la de transmisión, lo que reduce los requisitos de blindaje para evitar la realimentación e 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 (definido en el capítulo 3 ). Esta unidad debe tener una temperatura de ruido suficientemente baja para participar solo en menor proporción en la total del sistema, aunque su posible gama de valores tiene un menor efecto a frecuencias inferiores a 11 GHz, ya que en los satélites predomina la temperatura de ruido de la antena por estar orientada hacia la Tierra. En frecuencias más altas se puede obtener un mayor



efecto proporcional al reducir su valor utilizando los actuales preamplificadores de muy bajo ruido de transistores de alta movilidad de electrones (HEMT).

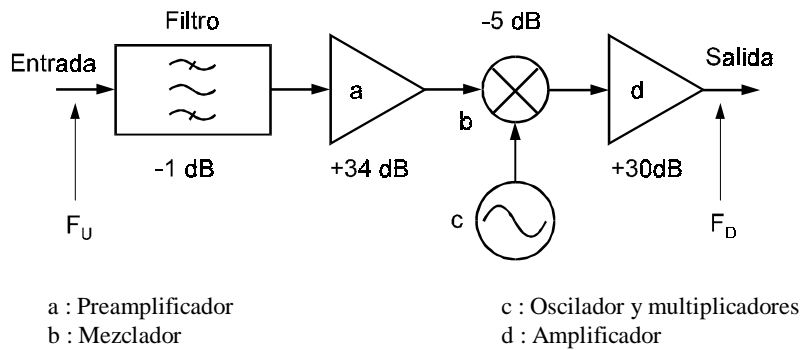


Figura 7.2. Diagrama por bloques simplificado de un receptor de banda ancha típico, con ganancias o pérdidas de cada elemento. b y c forman un convertidor. No se muestra la redundancia que contiene duplicados los mismos componentes después del filtro de entrada.  $F_U$  y  $F_D$  son las frecuencias del enlace ascendente y del descendente y  $F_U - F_D$  es la de los multiplicadores.

El convertidor traslada la frecuencia de recepción a la de transmisión que generalmente es más baja (excepto en uno de los sentidos cuando hay en el satélite conversión de una banda a otra), debido a que muchos amplificadores en la etapa de alta potencia pueden producir en esa forma una potencia un poco mayor. El convertidor, que puede estar formado por un oscilador, un multiplicador de frecuencias, un bucle de enganche de fase y un mezclador, es el elemento del receptor que introduce mayores pérdidas. El oscilador debe estar controlado a cristal y ser muy estable en frecuencia (una parte en  $10^7$  o mejor), incluso durante un eclipse, durante el cual la temperatura cambia bruscamente, y su ruido de fase debe ser muy bajo. Debido a que el multiplicador y el mezclador generan armónicas y productos de intermodulación indeseables se diseñan con la prioridad de producir el mínimo de ellos, para lo cual se insertan filtros y trampas de ondas antes y después del mezclador, evitando la propagación de espurias. De hecho, estos elementos contribuyen en forma significativa a la temperatura de ruido del receptor de banda ancha.

La temperatura de ruido del enlace ascendente está dominada por la de la antena receptora del satélite y por la del receptor de banda ancha en las bandas C y Ku. La temperatura del sistema considerando solo dichas unidades se puede determinar por medio de las ecuaciones 3-12 a 3-17 del capítulo 3. Concretamente, refiriéndola a la entrada del preamplificador de bajo ruido, la temperatura de ruido del receptor será:

$$T_{RE} = T_0 (F_{LNA} - 1) + T_0 \frac{(F_{DC} - 1)}{G_{LNA}} \quad \text{K} \quad (7-1)$$

donde  $F_{LNA}$  es el factor de ruido del amplificador de bajo ruido  
 $F_{DC}$  es el factor de ruido del convertidor de frecuencias  
 $G_{LNA}$  es la ganancia del amplificador de bajo ruido, y.  $T_0 = 290$  K

Si los factores de ruido están en decibeles ( $NF$ ) la conversión se hará mediante  $F = 10^{(NF/10)}$ . El segundo término de 7-1 representa el valor global del convertidor que en realidad puede separarse en partes: en una las pérdidas del mezclador, los filtros y las trampas de ondas, y en la otra los amplificadores posteriores, que operan en la banda de transmisión. Como puede apreciarse, el segundo término se reduce considerablemente debido a la ganancia del preamplificador, por lo que esta parte de la ganancia total conviene que sea mayor que la de los amplificadores posteriores al mezclador, para reducir la contribución de éste a la temperatura de ruido total. El cuadro 7.1 presenta un ejemplo de cálculo de la temperatura del sistema producida por un receptor de banda ancha en banda Ku.

La temperatura de ruido total se refleja como 211.2 K ( $1.259 \times 167.75$ ), referida a las terminales de antena, debido a las pérdidas de 1 dB, por lo que la temperatura del sistema en ese punto será 576.3 K o sea 27.6 dB-K (los pasos siguientes hasta el amplificador de potencia pueden agregar 1% o menos a la temperatura de ruido del sistema, o sea menos de 0.1 dB-K).

**Cuadro 7.1. Ejemplo de cálculo de temperatura de ruido**

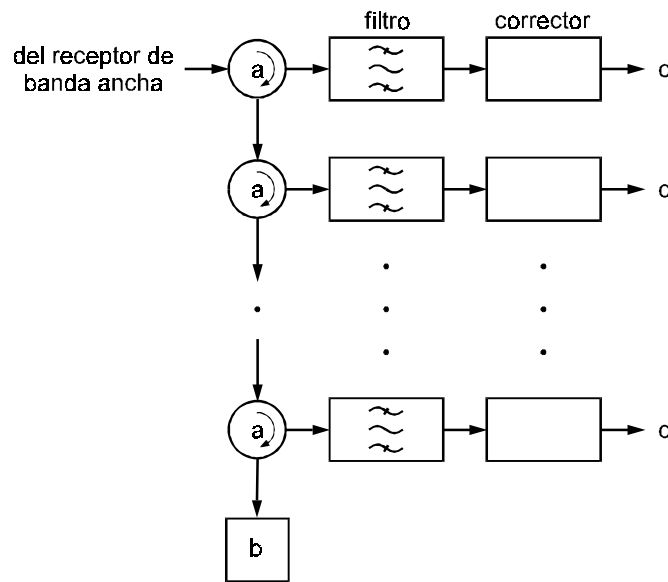
Elemento	Pérdida o ganancia (dB)	Factor de ruido (dB)	Contribución de ruido (K)
Preamplificador (LNA)	34	1.7	138.9
Pérdidas al convertidor	-5	5	0.25
Convertidor	29	19	28.60
Total			167.75
Pérdidas de entrada	-1.0	1.0	75.1
Temp. de antena			290

El requisito más importante en la etapa del receptor posterior a la conversión de frecuencias es la linealidad de los amplificadores, para evitar que sus productos de intermodulación contribuyan perceptiblemente a los de las siguientes etapas.

### 7.2.2 DEMULTIPLEXOR

El *demultiplexor de entrada* tiene la función de canalizar o dividir las señales a las anchuras de banda que correspondan a los transpondedores, que como ya se mencionó pueden ser desde 1 MHz o menos para servicios móviles en bandas muy bajas, hasta 80 y aun 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 radiocanales de una banda (ver figura 7.1). 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 7.3.



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

Figura 7.3. Diagrama por bloques de un demultiplexor de entrada.

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 a la anchura 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 al 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 frecuencias 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. Una atenuación máxima fuera de banda de 5 a 7.5 dB/MHz es típica de un filtro de banda C de un demultiplexor, en tanto que una pendiente máxima 8 dB/MHz es típica en banda Ku. El *retardo de grupo* de los filtros está relacionado con el cambio de fase de las señales con la frecuencia. Una alta y abrupta atenuación por MHz fuera de banda produce mucha distorsión por retardo de grupo en las señales analógicas, e interferencia entre símbolos en las señales digitales, que se puede reducir en la forma descrita en el capítulo 4. Tanto para la respuesta en frecuencia como para el retardo de grupo a menudo se especifica una plantilla de valores límite en función de la frecuencia.

Aun cuando actualmente el avance del diseño de los demultiplexores permite construirlos con filtros contiguos en frecuencia, cuando los transpondedores son numerosos generalmente es preferible hacerlo en dos grupos, con filtros pares e impares (alternados en frecuencia), que requieren un acoplador divisor de potencia a la entrada, lo cual permite, con más facilidad, dar la forma adecuada a la atenuación fuera de banda, y reducir las distorsiones de fase que sufren las señales cercanas a sus límites de frecuencia en el caso de filtros adyacentes.

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. También se emplean técnicas de recirculación, mediante las cuales la señal pasa dos veces por una sección del filtro, a fin de reducir el número de cavidades empleadas. Respecto de su masa, un demultiplexor de 16 canales en banda Ku puede tener aproximadamente 10% de la total del repetidor.

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

### 7.2.3 CADENA DE AMPLIFICACIÓN DE POTENCIA

La cadena de amplificación de potencia de cada transpondedor contiene un atenuador de ajuste fijo para igualar la ganancia 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 (el cual modifica la densidad de flujo para saturación en la forma señalada en el capítulo 3), 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.

### UNIDAD DE CONTROL DE GANANCIA

La unidad de control de ganancia es una de las menos complejas de la carga de comunicaciones, pero no consiste simplemente en un atenuador (correspondiente al elemento **a** de la figura 7.1), ya que proporciona tanto atenuación variable como ganancia fija, control contra variaciones de la amplitud por variaciones de temperatura, ajuste para igualar la ganancia máxima de los transpondedores, y un dispositivo de conversión de las señales de telemando para variar la ganancia. Además, como otras unidades, emplea aisladores de entrada y de salida con pérdidas entre 0.3 y 0.5 dB en cada uno. El proceso de variación de la ganancia se diseña frecuentemente con amplificadores de baja ganancia antes y después del atenuador controlado por telemando.

La reducción de ganancia del transpondedor nominalmente puede aplicarse en pasos de 1, 2, o 3 dB, según las especificaciones para su diseño, teniendo la máxima un valor típicamente entre 9 y 20 dB. Normalmente, la precisión de la reducción es mejor para los pasos que corresponden a su menor valor, siendo deseable que en el extremo de máxima atenuación el error no exceda de 4 a 6% de la misma.

## 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 solo 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.

La potencia de salida del transpondedor en función de la potencia de entrada corresponde a la curva de salida/entrada del dispositivo amplificador de potencia, ejemplificada en la figura 3.11 para los tubos de ondas progresivas. Los aspectos detallados de intermodulación (linealidad) relacionados con los amplificadores de potencia en general se tratan en el título 3.6 del capítulo 3 y en el apéndice B. Como se comenta en dichos títulos, la forma de reducir los efectos de intermodulación cuando se opera con múltiples portadoras en el mismo amplificador consiste en reducir la potencia máxima de salida respecto de la saturación, según las ecuaciones y las gráficas proporcionadas en dichos títulos, o combinar este procedimiento con el uso de linealizadores, lo que permite utilizar retenciones de potencia varios dB menores.

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, como muestra la figura 3.12 del capítulo 3. No obstante, los SSPA proporcionan individualmente menor potencia y tienen menor eficiencia que los tubos de ondas progresivas, por lo que casi siempre se consideraban una opción solo para los transpondedores de menor potencia, pero el aumento progresivo de su capacidad ha modificado en cierta medida esta situación. Debe señalarse que recientemente ambas tecnologías han tenido muchos avances que abren más opciones de selección para los nuevos sistemas de satélites.

En diez años se incrementó la eficiencia de corriente continua a radio frecuencia de los tubos de ondas progresivas de aproximadamente 45% a 60% o más, su capacidad de potencia de R.F. excedió los 100 watts (bandas C y K), y disminuyó su peso por unidad de potencia. En un período similar se incrementó la eficiencia de los SSPA de aproximadamente 27 a 40 %, su capacidad máxima de potencia en R.F. (banda C) aumentó de 8 a 36 watts y disminuyó su peso por unidad de potencia.

Otros aspectos comparativos de las características de estos dispositivos se muestran en el cuadro 7.2.

**Cuadro 7.2 Otros aspectos TOP/SSPA**

CONCEPTO	TOP	SSPA
Fiabilidad	Muy buena	Muy buena
Potencia/frecuencia máxima	Mayor	Limitada
Características térmicas	Operación a más alta temperatura	Requiere baja temperatura
Costo	Generalmente mayor	Generalmente menor

El tubo de ondas progresivas (TOP) 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 sido las causas de que se utilice en la mayoría de los repetidores de satélite. Un TOP es un tubo al vacío especial, de forma muy alargada, constituyendo uno de los tipos clasificados genéricamente como *tubos de haces lineales de microondas*, que usa un haz angosto de electrones guiado por un campo magnético conformado, cuya energía se transfiere progresivamente a lo largo del tubo a la señal de entrada, amplificándola. En la parte central del tubo se incluye un atenuador para darle estabilidad.

Una parte del TOP que limita su vida es el cátodo, que sufre un desgaste continuo desde que empieza a operar, reduciendo paulatinamente su capacidad de emisión de electrones. No obstante, el desarrollo tecnológico de los TOP para satélite ha permitido que algunos de ellos puedan tener una vida en órbita de 20 o más años, sin una degradación perceptible de su desempeño, mediante la compensación del desgaste del cátodo con incrementos de la tensión del ánodo y un aumento posterior de la tensión del calefactor del cátodo, combinados con otros refinamientos en su diseño.

Cada amplificador TOP de potencia requiere como componente esencial una compleja y fiable fuente regulada o acondicionador de potencia de múltiples tensiones, una de éstas hasta de miles de voltios, cuya eficiencia debe ser mayor de 90%, ya que es parte de la eficiencia total del amplificador. La fuente de energía, además, debe retardar la alimentación de alta tensión hasta que el filamento se haya calentado a temperatura de operación.

Por otro lado, los amplificadores de estado sólido empleados en los satélites no están contruidos con un solo elemento amplificador como en el caso anterior, sino

que necesitan más de una etapa para obtener su ganancia total. Además, debido a la limitada potencia que la etapa final puede proporcionar en el estado actual de esa tecnología, se operan varias secciones en paralelo a fin de multiplicar la potencia disponible. Debido a las combinaciones que deben realizarse, salvo los nuevos avances en este campo, solo es posible conectar 4 etapas finales en paralelo, ya que con más no se podrían lograr las características uniformes de ganancia, fase, potencia y estabilidad que se requieren.

Otro factor de degradación de los amplificadores de potencia estrechamente asociado con la intermodulación es la conversión de variaciones de amplitud en variaciones de fase (MA-MPH). Los amplificadores producen una desviación de fase de las señales que es función de su amplitud. Las variaciones de amplitud no dependen de las de una portadora en particular, sino de la suma instantánea de todas ellas, por lo que se produce una interacción con las mismas características ya descritas para la intermodulación. Este efecto produce una degradación equivalente adicional de 3 a 6 dB en la relación de portadora a intermodulación, como se describe en el apéndice B.

#### 7.2.4 MULTIPLEXOR DE SALIDA

El multiplexor de salida reúne las señales de cada transpondedor con las de los demás y las entrega a la antena transmisora, en el caso de las bandas C y K por medio de un múltiple o colector de guía de ondas. Aunque su construcción es similar a la del demultiplexor en cuanto a que utiliza también cavidades para el filtrado, no contiene los circuladores que originan mayores pérdidas, ya que reducirían directamente la potencia. 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 requiere calentamiento adicional al que producen sus pérdidas, con el propósito de evitar variaciones grandes de temperatura en las cavidades.

Debido a la interacción entre los filtros por la falta de circuladores, su ajuste debe realizarse con el multiplexor completamente integrado. Para esta unidad no se utilizan correctores, y las pendientes de respuesta fuera de banda de los filtros son menos acentuadas que las del demultiplexor, porque no existe el problema de trayectos múltiples que trata de evitarse en éste. Una pendiente máxima de atenuación fuera de banda de 1 a 2.5 dB/MHz es típica de los filtros de los multiplexores de salida en banda C, y de 5 dB/MHz en banda Ku.

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 contaminado 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 electromagnético y hasta daño físico. Es posible evitar el efecto mencionado (llamado *multipaction* en inglés) mediante la unión eficiente de las superficies cuando ello es posible.

### 7.2.5 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 frecuencias 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 la guía de onda hasta su terminación abierta al espacio, por lo que se les conoce también como antenas de bocina. 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 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 para 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.

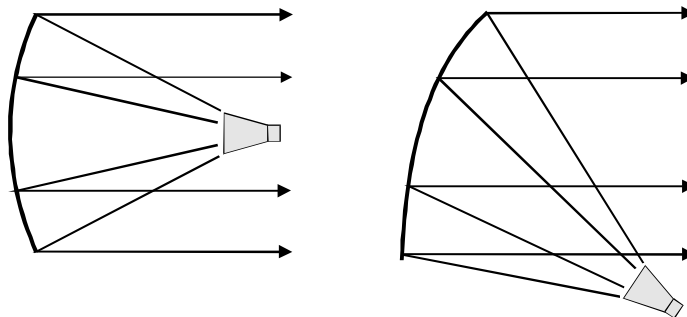
Las características principales de las antenas de un satélite dependen fundamentalmente de la extensión y forma deseadas de la cobertura o coberturas. Para radiar o recibir a o desde una máxima cobertura de un satélite geostacionario internacional se usa un haz llamado global y solo se requiere un radiador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

reflector eléctricamente conductivo para concentrar el haz en cierta medida, o 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, puede obtenerse mediante un radiador primario y un reflector, o 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 en el caso de un haz puntual de  $2^\circ$  por ejemplo, o 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 (de acuerdo con la ecuación 6-1 derivada de la 3-3). 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.

La figura 7.4 muestra dos formas de configurar un reflector respecto de un radiador primario, el cual queda ubicado en el foco del paraboloide en ambos casos, con el eje de la bocina a cierto ángulo respecto del eje de propagación en el segundo.



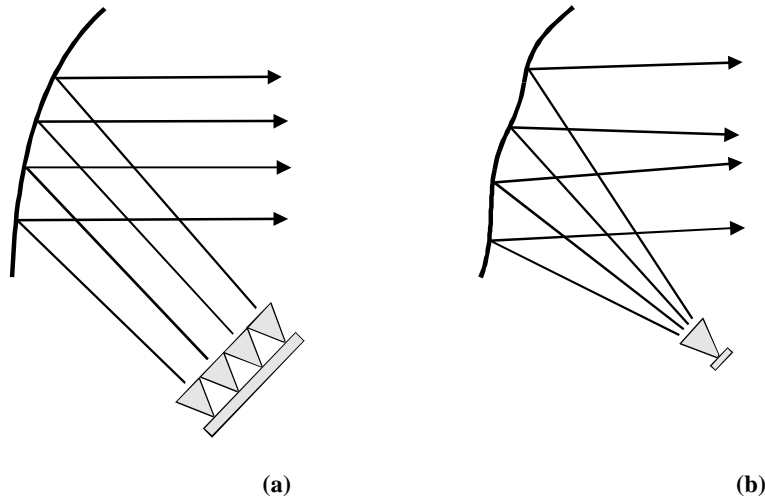
**Figura 7.4. Reflectores con alimentador frontal y con alimentador descentrado fuera del flujo reflejado**

En el primer caso, la bocina obstruye y desvía la radiación reflejada dirigiendo parte de ella en ángulos no deseados, incluyendo el efecto de giro de la polarización, que puede causar interferencias en la radiación con polarización ortogonal cuando se reutilizan frecuencias por este medio. En el segundo caso, el reflector no es simétrico, representando una modificación de una fracción de un paraboloides simétrico más grande, lo que evita la incidencia de la reflexión sobre el radiador primario. Esta solución origina una pérdida de eficiencia menor que se compensa por la reducción de la radiación en los lóbulos laterales y de la interferencia en la polarización cruzada.

La forma alternativa de obtener un haz concentrado consiste en utilizar un grupo de radiadores primarios sin reflector llamado *arreglo plano de fase*, ya que si los radiadores tienen la misma orientación y las fases adecuadas se incrementa la potencia total radiada en una dirección a expensas de la radiada en otras direcciones, concentrándose más el haz en la medida en que aumenta el número de radiadores, dependiendo también de la directividad de cada radiador primario. Esta solución puede ser útil por la eliminación del reflector, especialmente si el satélite opera en varias bandas y haces, en cuyo caso es más difícil lograr el conjunto de antenas deseado sin obstrucciones, tomando en cuenta su número, su tamaño, su ubicación y los mecanismos de soporte.

En muchos casos es deseable un haz conformado en vez de simétrico, con una huella que corresponda aproximadamente al área nominal de cobertura, para obtener las ventajas de reducir tanto el desperdicio de energía hacia zonas no deseadas como la interferencia a otros sistemas. Una de las formas de lograr este objetivo consiste en utilizar un reflector parabólico y un grupo de radiadores primarios, cada uno con potencia, fase y colocación ajustadas para obtener la forma deseada de la huella, por lo cual constituyen también un arreglo de fase, pero dotado de reflector y mucho más complejo que el mencionado anteriormente, ya que se debe hacer una distribución desigual de las potencias y fases de los radiadores, que generalmente tienen también distinta directividad unos respecto de los otros. El grupo de radiadores, que puede ser bastante voluminoso, queda fuera del eje del reflector reduciendo los lóbulos laterales de radiación. Mientras mayor sea el número de radiadores primarios empleados mejor puede ser la aproximación de la conformación del haz a una cobertura irregular. Generalmente es deseable que la pira sobre la zona de cobertura sea relativamente uniforme, lo que también se aproxima en mejor medida con un mayor número de radiadores, pero normalmente no es posible lograrla en alto grado por costo, por peso y por otras dificultades de diseño y construcción. Además del aumento de peso, utilizando un mayor número de radiadores primarios ocupan mayor espacio y dificultan unos a otros la mejor iluminación del reflector, por lo que la superficie de éste debe ser mayor hasta en 40% que la teórica basada en que fueran puntuales.

Otra forma de lograr el mismo objetivo consiste en utilizar un solo alimentador y un reflector casi parabólico con desviaciones en la geometría de su superficie que permiten conformar el haz para la cobertura deseada. Esta solución es muy eficiente en diversos aspectos ya que reduce considerablemente el peso del sistema de antenas (hasta en 75%), reduce las pérdidas de alimentación (por ejemplo de 1 dB a 0.3 dB), elimina la red de alimentación y permite obtener las mismas ganancias. Los inconvenientes de esta alternativa son que un mismo reflector no puede usarse simultáneamente para más de una cobertura y que no pueden reconfigurarse los haces. La figura 7.5 muestra en forma simplificada las dos opciones mencionadas.

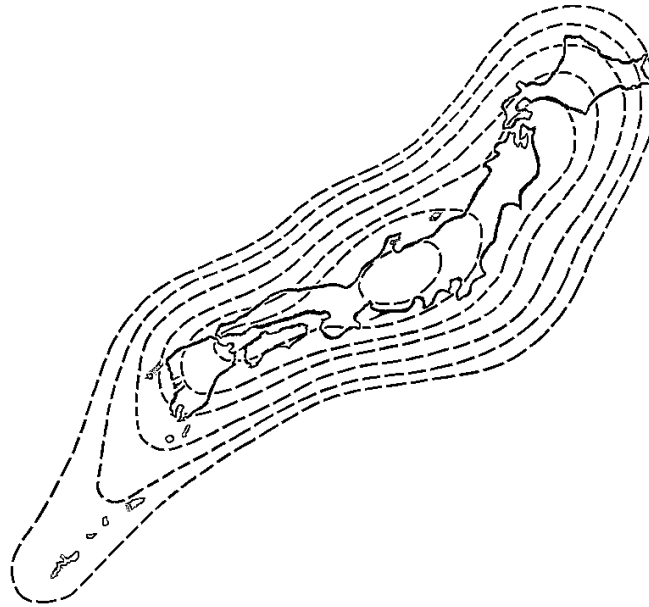


**Figura 7.5. Haces conformados: (a) con un reflector parabólico y un grupo de radiadores primarios, (b) con un reflector conformado y un solo radiador primario (las desviaciones geométricas están exageradas).**

Un haz conformado por la técnica de la segunda alternativa mencionada se puede obtener también con un reflector perfectamente parabólico, un subreflector conformado y un solo radiador.

La figura 7.6 presenta un ejemplo de la huella de un haz conformado para un sistema nacional, que permite obtener una mayor eficiencia en el uso de la potencia de los transpondedores.

En este tipo de presentación se incluyen curvas de valor constante de  $G/T$  en recepción, con diferencias entre ellas de 1 dB o de otro valor que sea conveniente para facilitar la interpolación, y pueden incluir tanto las que se encuentran dentro como fuera de la cobertura nominal, éstas últimas para fines de análisis de interferencias entre sistemas. En la periferia de la cobertura interesa más que en otras partes de la misma no solo el valor de la  $G/T$  para un apuntamiento preciso y fijo del satélite, sino también sus variaciones al variar éste.



<b>PIRE al centro del haz:</b>	<b>53 dBW</b>
<b>Primer contorno:</b>	<b>52 dBW</b>
<b>Segundo contorno:</b>	<b>51 dBW</b>
<b>Tercer contorno:</b>	<b>50 dBW</b>
<b>Cuarto contorno:</b>	<b>48 dBW</b>
<b>Quinto contorno:</b>	<b>46 dBW</b>
<b>Sexto contorno:</b>	<b>44 dBW</b>
<b>Séptimo contorno:</b>	<b>42 dBW</b>

**Figura 7.6. Huella del haz conformado del satélite JCSAT**

Por ejemplo, una desviación en el apuntamiento de  $0.1^\circ$  por los movimientos de un satélite, en dirección perpendicular a la curva de cobertura, que puede no tener significado en el centro del haz, originaría una variación de 2.5 dB en cualquiera de dichos parámetros en la periferia si en ésta su gradiente es de  $25 \text{ dB}/^\circ$ , lo cual degrada la señal al llegar la desviación al extremo en que causa su máxima reducción. En cambio, al llegar la desviación del apuntamiento al otro extremo, la ganancia de la antena receptora del satélite aumentaría 2.5 dB en dirección de las estaciones terrenas en esa parte de la periferia de la cobertura, lo que originaría una mayor saturación del transpondedor correspondiente, en una proporción que depende de la capacidad total que ocupen del mismo en transmisión las estaciones terrenas que se encuentren en esa zona.

En el caso del satélite de la figura 7.6, una desviación simultánea del apuntamiento de  $0.1^\circ$  en dirección sur y  $0.1^\circ$  en dirección oeste produciría una reducción de cerca de 3 dB en la pire en la zona del extremo noreste de la cobertura.

Las especificaciones de diseño de un satélite pueden establecer los límites tolerados de la pendiente en  $\text{dB}/^\circ$  en la periferia de la cobertura tanto de la pira como de  $G/T$ , ya que técnicamente es posible ajustarla en cierta medida al diseñar el sistema de antenas.

Los lóbulos laterales al haz principal de las antenas deben ser suficientemente reducidos para evitar que causen interferencia intolerable a otros sistemas. Normalmente el control de dichos lóbulos se realiza por la graduación adecuada de la variación de la iluminación de la superficie del reflector por los radiadores primarios.

Para reutilizar frecuencias por separación espacial se emplean distintas antenas para cada zona de cobertura, obviamente operando por transpondedores independientes. Un caso particular interesante se encuentra en la prestación de servicios móviles en la banda L en su parte destinada a satélites geoestacionarios, la cual tiene una anchura muy reducida, que además, por la poca directividad de las antenas de las terminales móviles, se debe compartir entre distintos sistemas utilizando cada uno casi inevitablemente una fracción en forma exclusiva dentro de una zona hemisférica. Estas limitaciones hacen conveniente reutilizar frecuencias en un mismo sistema con perspectivas de alto crecimiento de la demanda de servicio. Sin embargo, en los servicios móviles, a diferencia de los servicios fijos, en los cuales la interferencia entre haces se reduce por medio de alta directividad tanto de las antenas de satélite como de las estaciones terrenas, la posible reutilización de frecuencias dentro de un mismo sistema depende solamente de la directividad de las antenas del satélite, que resulta más difícil debido a que es una banda de frecuencias bajas, requiriéndose antenas de mucho mayor tamaño. Para una cobertura fija desde un solo satélite puede concebirse como una solución el uso de un tipo de antena con reflector flexible de gran tamaño alimentado por subreflectores para cada haz, que se encuentre plegado antes del lanzamiento del satélite para reducir sus dimensiones considerablemente. Los inconvenientes de dichas antenas consisten en las dimensiones extraordinarias del reflector principal, en que dificultan la instalación de otras antenas que se requieran en el satélite, y en que son muy complejas en el arreglo de radiadores primarios y subreflectores.

Por otro lado, en los satélites de órbitas bajas las antenas planas de arreglo de fase facilitan la formación de haces para el reuso de frecuencias sin requerir reflectores, aumentando como en el caso anterior la capacidad de tráfico de cada satélite. Dichas antenas representan un conjunto grande de radiadores primarios de tipo dipolo, con la fase fija o controlable individualmente por medio de mandos para obtener la huella o huellas deseadas en forma de células, con la ventaja de poder alimentar cada dipolo por un amplificador de estado sólido de baja potencia, y la desventaja de la complejidad de la red de alimentación y fases hacia cada uno. Cada uno de los haces requeridos se forma con un grupo de radiadores, lográndose una menor anchura del haz aumentando el número de dipolos en cada grupo. El uso de dichas antenas es particularmente útil, permitiendo una mayor reutilización de

frecuencias en cada satélite, ya que por la poca altitud de los satélites, cada uno de los haces puede tener una mucho mayor anchura para la misma cobertura que los de uno geostacionario, lo cual reduce el número de radiadores primarios que se requieren para formarlos. Esta conveniencia está impulsando el desarrollo de las tecnologías que permiten la ubicación de los dispositivos de amplificación de potencia directamente en las superficies de los planos de los radiadores. No obstante, debe tenerse en cuenta que en los sistemas de órbitas bajas actualmente la reutilización de frecuencias no puede incluir las de otros sistemas de servicio móvil en ninguna zona de la Tierra.

#### 7.2.6 REDUNDANCIA

Para aumentar la fiabilidad de la carga de comunicaciones, además del uso de componentes estables de larga vida, para algunos componentes es necesario utilizar unidades redundantes de respaldo. Cada fabricante cuenta con información de la determinación en pruebas de laboratorio y estadísticas de fallas en vuelo de cada uno de los componentes empleados en sus satélites. Dicha información la utiliza para predecir las probabilidades de falla de los subsistemas, y para determinar la proporción de redundancia en cada nuevo satélite por construir. La redundancia es una de las formas de aplicar el concepto más general conocido como *tolerancia a las fallas* que se presenta en el apéndice D.

Un principio muy utilizado consiste en que, excepto para los elementos de muy alta fiabilidad que no pueden ser respaldados por redundancia, como los reflectores de antena y sus alimentadores, en los puntos de falla singular (en los cuales la falla de un elemento produce una falla generalizada) debe contarse con redundancia. En ese caso se encuentra, por ejemplo, el receptor de banda ancha de cada repetidor.

Un método que reduce substancialmente la probabilidad de falla permanente de un canal consiste en que cualquiera de los transpondedores redundantes sirva de respaldo a cualquiera de los activos que sean idénticos, excepto por las frecuencias que utilizan, con lo cual se evita, tras la falla de un transpondedor activo, que el de redundancia que opere en su lugar quede a su vez sin respaldo. Esta disposición, conocida como redundancia en anillo, depende del diseño de sus elementos de conmutación. La forma general de calcular las probabilidades de falla, y el efecto en ellas de la redundancia en los satélites se trata en el apéndice D.

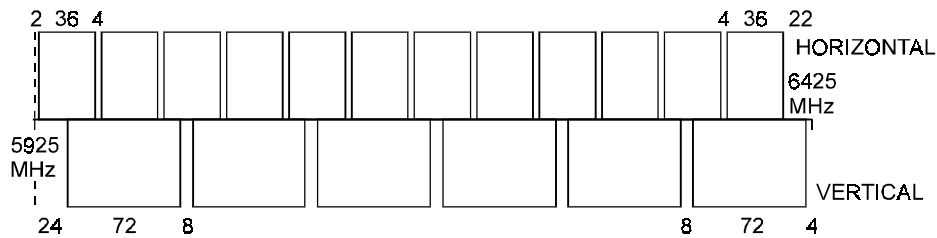
#### 7.2.7 PLAN DE FRECUENCIAS

La anchura de banda de los transpondedores, y su distribución en la del repetidor, depende del tráfico previsto y de los servicios a que está destinado 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 el reuso de frecuencias de toda la banda dos o más veces. El sistema Intelsat inició el reuso sistemático de bandas en la serie de satélites Intelsat IV-A por medio de discriminación espacial, favorecida por la gran dispersión geográfica de los usuarios. En los sistemas regionales de cobertura muy extensa también es conveniente el reuso por discriminación espacial, pero en los sistemas nacionales en banda C o Ku usualmente solo se aplica por polarización, que puede emplearse en la misma cobertura.

Por ejemplo, en el plan de frecuencias de un satélite de televisión directa con señales digitales comprimidas los transpondedores generalmente tienen todos la misma anchura de banda, que puede ser de 27 MHz en cada uno, a fin de que los TOP para satélite de alta potencia que se utilizan en ellos concentren ésta aun más, y poder utilizar reflectores de antena de diámetro muy pequeño en los receptores, con polarización circular. En cambio, en un satélite de servicios múltiples puede haber transpondedores de diversas anchuras, ya que, por ejemplo, los de 36 MHz son más útiles para portadoras múltiples de datos y para distribución de canales de televisión, con señales analógicas o digitales que ocupen todo el transpondedor a saturación, y los de mayor anchura de banda puede usarse para todo tipo de señales. En los satélites no especializados, según el resultado de los análisis respectivos, puede ser conveniente incluir transpondedores de más de 36 MHz para reducir el peso, el consumo de propulsores durante su vida útil, así como el costo del satélite y de su lanzamiento.

La figura 7.7 muestra un plan de frecuencias para enlaces ascendentes en banda C con reuso por polarización. Los enlaces descendentes del repetidor ejemplificado en la figura siguen el mismo plan, pero desplazado a la gama de 3700 a 4200 MHz, es decir, el convertidor del transpondedor reduce 2225 MHz a la frecuencia de cada portadora al hacer la traslación.



**Figura 7.7. Plan de frecuencias para los enlaces ascendentes de un repetidor en banda C con 12 transpondedores de 36 MHz en polarización lineal horizontal y 6 de 72 MHz en polarización lineal vertical**

Para los servicios móviles en banda L de sistemas geoestacionarios, como ya se comentó en el título 7.2.5, no es posible actualmente 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, los cuales no pueden reutilizarlas. Esto se debe a que aunque los sistemas de satélites pueden diseñarse y construirse 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.

En los SMS, para aprovechar al máximo la poca anchura de la banda L o de la S, solo las terminales móviles operan en ellas, en tanto que las fijas de enlace a las redes terrenales y de control de canales de acceso por demanda se comunican en otras bandas, destinadas a los llamados *enlaces de conexión*. La capacidad asignada para las terminales 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 banda L o S y transmita en banda C (canales de retorno), por lo que cada transpondedor hace la conversión de banda requerida, como lo señala esquemáticamente la figura 7.8, en la cual se supone que se utiliza la banda C para los enlaces de conexión, que en general pueden estar en bandas dentro del intervalo de 4 a 31 GHz.

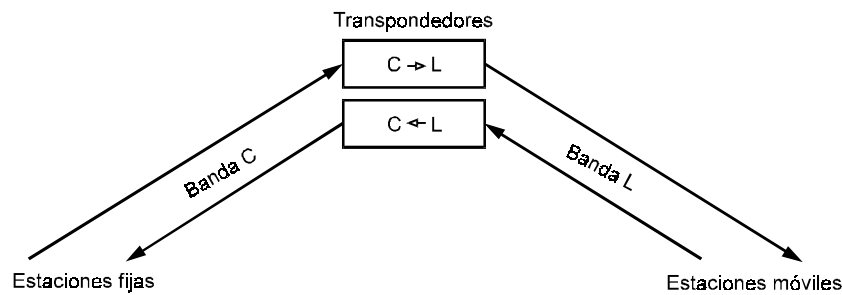
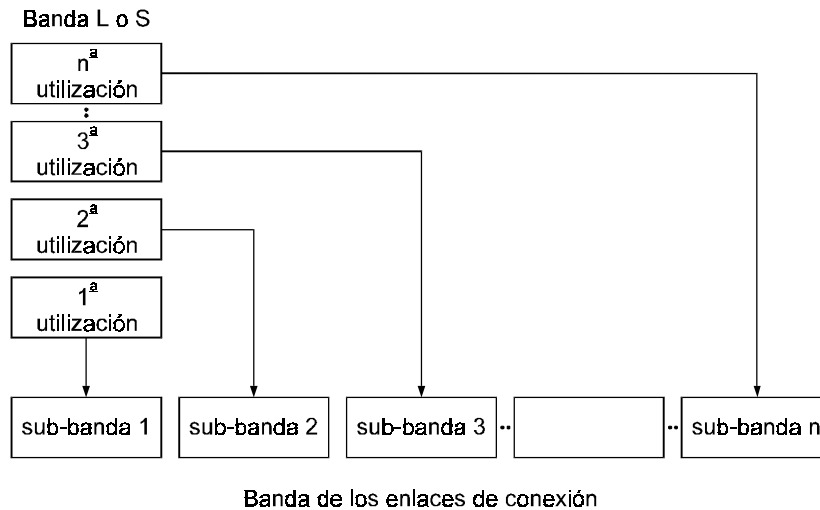


Figura 7.8. Conversión de bandas para servicios móviles

La banda L atribuida para sistemas geoestacionarios (SMS OSG) comprende en la actualidad de 1626.5 a 1645.5, y de 1646.5 a 1660.5 MHz en los enlaces ascendentes, de 1525 a 1544, y de 1545 a 1559 MHz en los descendentes, es decir, solo 33MHz para cada uno incluyendo los servicios móviles marítimos, aeronáuticos y terrestres. A partir del año 2000, en etapas y en distintas regiones, se pueden utilizar otras partes de 1980 a 2025 y de 2160 a 2200 MHz para estos servicios. Debido a esta situación, actualmente un sistema de satélites con 2 transpondedores de 33 MHz cada uno, probablemente solo sea posible que utilice 5 o hasta 10 MHz de los 33, 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

desperdicien su potencia las señales de estaciones móviles de otros sistemas, ya que sin los filtros serían captadas y amplificadas.

En los sistemas móviles en banda de servicio 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 de los enlaces de conexión al hacer la traslación a una de ellas, ya que su mayor capacidad lo permite. Esta forma de traslación se ilustra en la figura 7.9.



**Figura 7.9. Traslación de las frecuencias de servicio móvil reutilizadas en un mismo satélite a distintas fracciones de una banda de los enlaces de conexión**

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. Para la comunicación de estación móvil a estación móvil en una constelación de satélites de órbita media o baja es posible, por ejemplo, que la estación fija para enlace con las redes terrenales reciba y encamine las señales entre ambas reexpidiendo a la estación de destino las señales que recibe de la de origen, pero este procedimiento duplica el tiempo de retardo de los enlaces a las terminales. Una solución alternativa en el caso más simple consiste en que un procesador a bordo del satélite haga que se encaminen directamente las señales desde éste en banda L o S, sin utilizar la banda de los enlaces de conexión, si ambas móviles están al alcance de la nave. Una solución similar se puede aplicar en los sistemas que cuentan con enlaces entre satélites, para encaminar las señales entre dos estaciones móviles que no estén en la zona de cobertura del mismo satélite.

### 7.2.8 OTRAS TÉCNICAS Y FUNCIONES ADICIONALES

Como parte de las técnicas utilizadas para hacer más eficiente la operación de los sistemas de satélites se encuentran las de agregar otras funciones a las básicas de los transpondedores, o de proporcionarles mayor flexibilidad operativa.

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 de las estaciones terrenas. Para lograr esta 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 enlaces en una proporción determinada por las necesidades de tráfico, es decir, a los enlaces que tienen mayor tráfico se les reserva una mayor capacidad de ráfagas AMDT. La programación de la matriz puede modificarse desde una estación terrena de control cuando cambian las necesidades de tráfico. Esta forma de operación ha sido poco utilizada, porque sus ventajas no han sido suficientemente atractivas y pueden obtenerse en la práctica por otros medios.

Los satélites con coberturas múltiples pueden también contar con medios para reconfigurar en forma permanente o casi permanente la conectividad entre los haces, por medio de señales de mando enviadas desde el centro de control del sistema. Por ejemplo, puede hacerse que un transpondedor reciba señales de una cobertura y las retransmita hacia otra, o que reciba y transmita de y hacia una misma cobertura, permitiendo una gran flexibilidad en el encaminamiento del tráfico de acuerdo con la evolución de la demanda, lo cual se realiza por medio de dispositivos de conmutación actuados por mandos desde tierra que deben ser previstos en las especificaciones de diseño, y que pueden limitarse solo a poca, o a una proporción importante de la capacidad. Esta forma de mejorar la flexibilidad operativa de un satélite tiene la ventaja de poder aplicarse a cualquier tipo de acceso múltiple, a diferencia del caso anterior mencionado, y es conveniente en los satélites de uso no especializado con más de una cobertura, aunque no se puede emplear para hacer una distribución exacta del tráfico en capacidades menores a la de un transpondedor, es decir, una determinada configuración de conectividad destina a ella la capacidad total de un transpondedor, aunque se requiera una capacidad menor.

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 watt), de amplitud y frecuencia muy estables, que se use como radiobaliza y se reciba en cualquier estación terrena, para poder medir indirectamente la atenuación

atmosférica (por lluvia) que pueda estar ocurriendo en el enlace ascendente, la cual impediría que la densidad de flujo de una portadora alcance en el receptor del transpondedor del satélite el valor de diseño del enlace. Las variaciones de amplitud de la señal de radiofaro recibidas indican el aumento que es necesario en la potencia ascendente para compensar las pérdidas mencionadas, cuando esto está permitido. En el caso de estaciones terrenas que funcionan sin operadores, o en aquel en que muchas estaciones tienen acceso a un mismo transpondedor, la corrección de potencia es necesario realizarla con cierto riesgo, por medio de dispositivos automáticos, cuando un estudio al respecto indique la conveniencia de su uso y éste esté autorizado por el operador del sistema (ver comentario en el título 3.6 del capítulo 3, después de la ecuación 3-28).

Otra forma, aunque poco eficaz (debido a que no permite recuperar la relación señal a ruido ascendente), de reducir las consecuencias de las pérdidas atmosféricas variables en el enlace ascendente consiste en disponer en el propio transpondedor de un medio para que pueda producir en el enlace descendente una potencia esencialmente constante, a pesar de variaciones moderadas de la densidad de flujo de la portadora captada por su antena receptora. Se puede emplear un control automático de ganancia en el transpondedor, que sea posible o no desactivarlo desde el centro de control. Esta técnica solo puede aplicarse cuando el transpondedor opere con una sola portadora. Obviamente, en ningún caso es posible contrarrestar las pérdidas variables en el enlace descendente, cuyos efectos solo pueden evitarse en cierta medida con los márgenes del enlace para ese propósito.

Los dispositivos de conmutación se encuentran en todos los satélites, y permiten tanto cambios en la conectividad de los haces como la substitución de una unidad en falla por una de respaldo, así como otras funciones. Para conmutar las señales estos dispositivos pueden ser del tipo coaxial, en los casos en que la potencia que se maneje sea inferior a 10 watts y sea tolerable una pérdida de la misma un poco mayor, o del tipo de guía de onda, para potencias mayores o pérdidas muy bajas.

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%, o sea la configuración *dos para uno* (o 1+1), en la cual se destinan dos unidades para un solo servicio, una activa y la otra de respaldo. 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 7.10, 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. Como puede apreciarse 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.

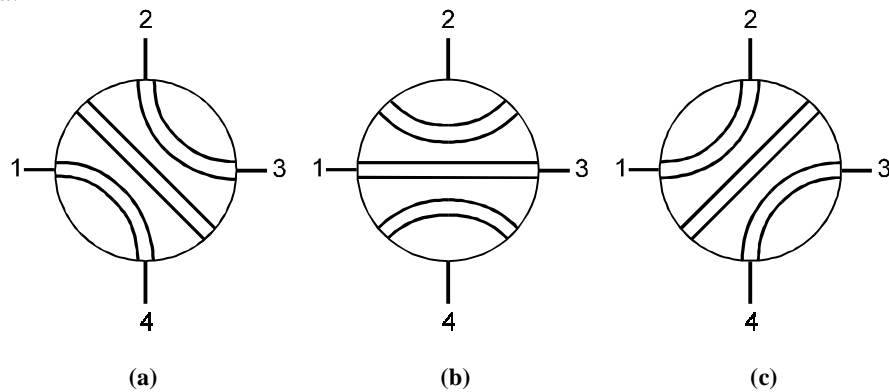


Figura 7.10. Conexiones posibles del conmutador tipo R

### 7.2.9 PARÁMETROS ESENCIALES

Las características de la carga de comunicaciones son el resultado de las necesidades previstas para el desarrollo del tráfico de un sistema, traducidas en la planeación de su o sus satélites. No se trata simplemente de determinar la capacidad de potencia y anchura de banda de los repetidores, sino también las coberturas, la banda o bandas más convenientes, la duración de la vida útil, así como todos los demás parámetros esenciales sobre cuyos valores debe decidirse y que son influidos por la evolución general de los servicios por satélite, por las tendencias tecnológicas de las estaciones terrenas y por la interferencia que se recibirá, así como la que puede causarse a otros sistemas satelitales y terrenales, entre otros factores.

Algunos de los parámetros esenciales están limitados en sus valores máximos o mínimos por la reglamentación internacional, que deben respetarse. Así mismo, la planeación de la carga útil está plagada de decisiones en conflicto, según las cuales la mejoría de un parámetro implica el deterioro de otro, o un impacto de consideración en el costo de inversión. Un parámetro esencial, especificado con un valor alejado de la gama de valores más convenientes, puede resultar en características que no sean substancialmente útiles, en un desempeño del satélite inferior al posible, o en un incremento innecesario en su costo.

Debe destacarse que la omisión de un parámetro importante en las especificaciones de un satélite, en la solicitud de ofertas del operador del sistema a los fabricantes, puede impedir la adecuada presentación de éstas y su correcta evaluación.

Como ejemplo de los criterios que deben aplicarse podemos mencionar que dos de los parámetros más sobresalientes de los satélites son la *pire* y la relación  $G/T$  de los repetidores dentro de la zona de cobertura especificada. Entre los factores que los determinan están las características de las antenas (que en muchos casos se emplean tanto para transmisión como para recepción), el tamaño de la zona de cobertura, la anchura de banda de los transpondedores y las potencias de los amplificadores de que disponen los fabricantes. El análisis es menos complejo en el caso de sistemas especializados que deban dedicarse a un solo servicio, como la emisión de señales de televisión directa a los hogares, los cuales requieren transpondedores de características uniformes, que si utilizan las bandas específicas para este tipo de servicios están sujetos a límites normalizados en algunos parámetros.

En cambio, en el caso de satélites para servicios múltiples es necesario considerar muchos otros aspectos, incluyendo la flexibilidad para que se adapten a variaciones no previstas en los servicios. Debido a la interacción entre el desarrollo de las redes con estaciones VSAT, el aumento de eficiencia en los amplificadores de potencia, y el diseño de plataformas con una mejor relación de capacidad de potencia a peso, existe una tendencia constante a utilizar satélites con mayor *pire*. Esta tendencia corre paralela al uso de estaciones terrenas con reflector de menor tamaño y causa mayor interferencia entre sistemas, que se compensa en alguna medida por la mejoría en el diseño de las antenas respecto de los lóbulos laterales. Debe darse mucha importancia a los diversos aspectos relacionados con las especificaciones de la *pire*, ya que en las redes digitales que utilizan codificación del canal una pérdida de solo 0.5 dB en este parámetro puede significar una pérdida de un orden de magnitud en la proporción de bits erróneos, en igualdad de las demás condiciones. Otros aspectos relacionados con la *pire* son su gradiente en la periferia de la cobertura y su valor en la zona de cobertura de otros sistemas. Por otro lado, el valor de  $G/T$  depende en cierto grado del tamaño de los reflectores de las antenas del satélite y del preamplificador de bajo ruido.

Otro parámetro destacado es la densidad de potencia para saturación con el atenuador de pasos de cada transpondedor en cero dB. Si el valor de este parámetro es muy bajo, aparentemente se obtiene el beneficio de que las estaciones terrenas del sistema requieran menor potencia de sus amplificadores al transmitir, con una reducción importante en su costo, pero puede resultar que se reciba mucha interferencia de las estaciones terrenas de otros sistemas con la misma cobertura o contigua a ella, impidiendo la coordinación técnica con los mismos.

También son características importantes las anchuras de banda de los transpondedores que convengan para los distintos servicios, todas las relacionadas con los filtros, la fiabilidad y la redundancia en componentes críticos, la eficiencia de la protección contra descargas electrostáticas, y la variación de muchos de los parámetros en condiciones de operación y a lo largo de la vida del satélite,

incluyendo sus valores extremos en cualquier condición posible, como durante un eclipse o al salir de éste, o al final de un impulso de control de actitud.

### 7.3 PLATAFORMA

Actualmente un mismo tipo de plataforma con pequeñas variantes lo utiliza cada fabricante para construir muchos satélites con cargas de comunicación de características distintas, excepto en el caso de constelaciones de satélites de órbitas bajas en que son idénticas o tienen cambios progresivos de poca importancia. Esto se debe a que cualquier plataforma requiere de planeación, análisis, diseño y pruebas sumamente complejos 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, ya mencionados brevemente en el título 1.2 del capítulo 1 son la estructura y los sistemas de control de orientación, de energía, de telemetría y telemando, de control térmico y de propulsión.

#### 7.3.1 ESTRUCTURA

En forma general, las funciones de la estructura son:

- Soportar mecánicamente la carga de comunicaciones y las propias de otros subsistemas de la plataforma.
- Proporcionar protección parcial tanto contra impactos de micrometeoritos como de partículas cargadas, y de otros despojos espaciales producidos por el hombre que tengan pequeñas dimensiones.
- Reducir al mínimo posible las deformaciones y otros cambios en las relaciones geométricas entre los componentes del satélite que pudieran alterar la orientación debida de las antenas.
- Contribuir al control térmico de la nave.
- Proporcionar una referencia electromagnética común, un retorno para corriente continua y un medio conductor para cancelar las diferencias de potencial electrostático.
- Proporcionar una jaula de Faraday a los circuitos electrónicos.
- Proporcionar la interfaz mecánica con el vehículo de 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 (para calificación de la prueba de vibración se emplea comúnmente un factor de 1.5), los cuales normalmente tienen una repercusión en peso. 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. Del diseño preliminar se produce una estructura inicial, que siempre debe someterse a numerosas pruebas y análisis para su perfeccionamiento en un proceso iterativo. Una de las mayores complicaciones del diseño, y de las pruebas para desarrollar una estructura, consiste en que las fuerzas sobre la misma ocurren con distintas características y en distintas de sus partes, en determinados momentos en puntos específicos o en áreas reducidas, y en otros, o al mismo tiempo, en superficies extensas, durante las diversas fases del lanzamiento y operación de un satélite, todo lo cual debe tomarse en cuenta en el modelo para su desarrollo, sobre el cual no incluimos detalles ni métodos de cálculo en este volumen.

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 o no metálicos. Algunas de las otras aleaciones más empleadas en la estructura contienen berilio, magnesio, acero o titanio. Un compuesto avanzado consiste de un agente de refuerzo rodeado y unido por un agente continuo o matriz. Un compuesto con matriz de polímero consiste de un agente de refuerzo, como fibras de grafito, y una matriz del polímero epoxy, del cual se pueden producir laminados con coeficiente de expansión térmica casi cero. Entre otras, las características alternativas o conjuntas de un material según su función son las de resistencia mecánica, a la radiación, o a la corrosión por oxígeno atómico; suficiente rigidez; estabilidad dimensional; reducido peso; y baja resistencia eléctrica.

La estructura proporciona el soporte, la resistencia y la estabilidad mecánicas 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, así como durante la acción de los dispositivos de control de actitud. Con mucho, los mayores esfuerzos sobre la estructura ocurren durante el lanzamiento tanto por vibraciones complejas como ondas acústicas y fuerzas de aceleración, pero una vez desplegados en órbita sus apéndices son susceptibles a oscilación y fractura por vibraciones e impulsos de menor magnitud. Un efecto que debe evitarse es el de resonancia, 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, por lo que las frecuencias de sus modos dominantes naturales de vibración



en cualquier dirección (acoplado a los demás elementos y con la carga de los demás subsistemas), deben ser suficientemente distintas de las de las vibraciones forzadas producidas por el lanzador o por cualquier otra causa.

A partir del momento en que se inicia la operación de la carga útil una de las funciones más importantes de la estructura es conservar con precisión la estabilidad dimensional entre sus sensores de orientación y los reflectores de antena, tanto bajo los efectos ambientales como de la operación de los demás subsistemas, aunque también sirve de apoyo al subsistema de energía eléctrica como retorno de potencia, y a través de las superficies exteriores del satélite contribuye a la disipación de calor y a la protección contra descargas electrostáticas.

Como el satélite no está directamente expuesto a la atmósfera durante el lanzamiento su forma no requiere ser aerodinámica, y tampoco el ambiente altamente enrarecido de su operación en el espacio exige forma alguna, la cual depende en gran medida del subsistema de energía y del de actitud, según el método de estabilización utilizado. Los elementos principales de la estructura pueden ser cuerpos cilíndricos o cónicos, o estar formados por largueros, riostras y travesaños esbeltos, así como por paneles o placas planas de alma alveolar.

Para obtener la rigidez esperada de cada sección de la estructura con el menor peso posible de la misma, y para soportar y distribuir las cargas mayores, en su parte interior se utiliza ampliamente el principio de formar triángulos con piezas esbeltas (comúnmente de aleaciones de aluminio o de compuestos), sólidas o huecas, unidas en sus extremos, y en el exterior de los estabilizados triaxialmente, así como en divisiones internas de cualquier satélite, se emplean profusamente paneles planos de muy poco peso, cuyos elementos fundamentales son dos hojas superficiales o caras, separadas por un alma de piezas alveolares, unido todo por medio de adhesivos, como se muestra en la figura 7.11.

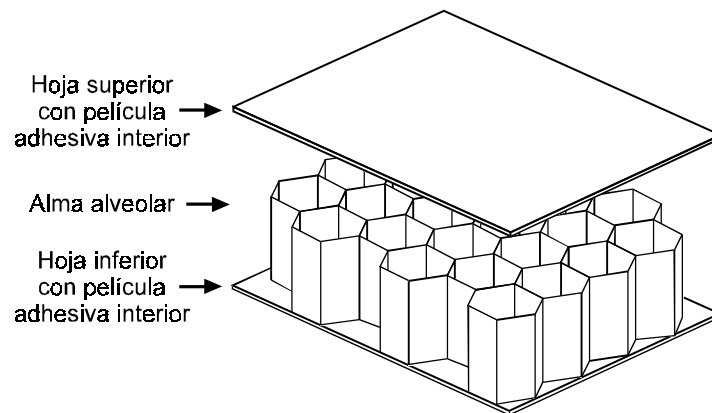


Figura 7.11. Sección de un panel alveolar con la hoja de la cara superior separada

Como los paneles no soportan cargas mayores concentradas en dirección perpendicular a sus caras, aquellas deben fijarse directamente, o a través de insertos en los paneles, a las piezas que actúan como riostras. No obstante, los paneles estructurales tienen gran rigidez para cargas mecánicas en cualquier dirección en un plano equidistante de sus caras. Para cargas menores perpendiculares a sus caras, generalmente sus fabricantes aumentan la rigidez de los mismos aumentando la separación proporcionada por los alvéolos, y emplean distintos materiales para dotarlos de las propiedades térmicas requeridas, entre otras variaciones de sus características. Para fijar las cargas de los diversos subsistemas a los paneles usualmente se utilizan insertos, rondanas u otras piezas de superficie extendida, para evitar la deformación de las láminas exteriores en la parte central de un alvéolo. Las láminas de la superficie de los paneles deben permitir la salida del aire expulsado de los alveolos al reducirse la presión atmosférica, por medio de cuando menos dos perforaciones pequeñas por cada uno de ellos. Aparte de la función predominantemente mecánica de los paneles interiores, los exteriores tienen como función, además de formar parte de la jaula de Faraday, la de protección de impactos menores, y algunos de radiar calor, estando contruidos éstos últimos típicamente de aluminio tanto en sus láminas como en los alveolos.

Otros de los elementos más comunes de la estructura tienen forma cilíndrica, de aleación metálica o de compuesto, uniforme o con piezas adicionales de refuerzo, empleados usualmente como la parte principal de la estructura primaria de los satélites estabilizados por rotación, y como parte de la misma para distribución de cargas y para recibir el empuje del lanzador en los estabilizados en tres ejes.

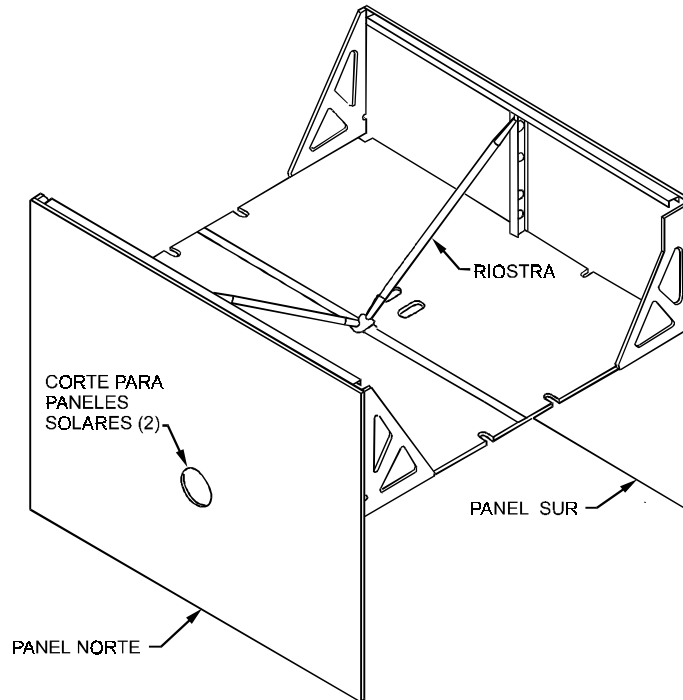
También se emplean para reforzar la rigidez tanto pequeñas secciones triangulares de paneles, como paneles constituidos en su parte central por rejillas de una sola pieza, basándose en costillas metálicas, las cuales forman triángulos en lugar de alvéolos. En la figura 7. 12, que representa un módulo de una estructura de satélite triaxial, se muestran paneles planos, riostras y 2 tipos de refuerzos.

Como el mismo diseño de plataforma se utiliza para múltiples satélites, generalmente la estructura debe cumplir simultáneamente con las dimensiones y las demás especificaciones de varios de los vehículos de lanzamiento en cuanto a aceleración, vibración, ondas acústicas y otros aspectos.

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

La protección de la estructura contra los efectos de descargas y otras perturbaciones eléctricas originadas en el espacio es difícil, y su insuficiencia ha tenido como consecuencia daños en los elementos más sensibles de muchos satélites,

especialmente en el subsistema de telemetría. Las cargas electrostáticas se desarrollan por el efecto de partículas provenientes del Sol y del espacio circundante, que pueden tener una intensidad extraordinaria durante períodos de tormentas solares, y pueden producir descargas entre partes de la nave en que se desarrolle distinto potencial.



**Figura 7.12. Módulo de una estructura de satélite triaxial.**

A fin de evitar que las cargas causen una diferencia de potencial importante entre diversas partes, y originen por ruptura de dieléctrico una corriente que destruya un circuito, es necesario que todos los objetos y superficies metálicos de la estructura estén conectados entre sí y con la terminal de masa del subsistema de energía. Incluso los materiales con dieléctricos expuestos al exterior como los cables deben permitir el drenaje de cargas a la estructura metálica. En esa forma se evita que la redistribución de cargas desarrolle instantáneamente una tensión perjudicial, ya que por otra parte su distribución a un potencial uniforme no debe causar ningún daño.

En muchos casos se emplea pintura conductora, cintas conductoras, material adhesivo conductor y hojas metálicas delgadas en las superficies externas, y se cubren con blindaje metálico los cables que conectan sensores y mecanismos que sobresalen del cuerpo principal de la estructura. Es esencial que se aseguren las conexiones entre estos materiales en forma redundante, y que no interrumpan su

continuidad los extremos de temperatura o las flexiones en su movimiento normal ni los desgarrar el despliegue de paneles solares y antenas.

El conjunto de las superficies externas debe formar una jaula de Faraday. Las aberturas para el paso de cables deben protegerse con material conductor a tierra 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, pueden dañar sus circuitos por pulsos de alta tensión originados por descargas con pendiente de ataque de nanosegundos, por lo que deben contar con filtros colocados después de la entrada a la plataforma con atenuación de más de 40 dB entre 5 y 50 MHz, cuya tierra no difiera en más de  $1 \times 10^{-3}$  Ohm respecto de la de los circuitos del subsistema de telemetría a los que se conecta.

### 7.3.2 SISTEMA DE CONTROL DE ORIENTACIÓN Y DE LA ORBITA

El objetivo del subsistema de control de actitud \* (orientación) es dar a la nave la orientación, y cuando es necesario la rotación, que sea más conveniente en cada una de las fases de su misión. En la fase operativa, que es la más prolongada, su función esencial es conservar el apuntamiento de las antenas del satélite hacia su zona de cobertura. Para lograrlo es necesario que la plataforma tenga estabilidad y precisión en su orientación, empleándose diversos métodos para estos propósitos. En los satélites geoestacionarios más modernos se puede conservar la precisión del apuntamiento hacia la cobertura dentro de un valor de desviación de  $\pm 0.1^\circ$  ó  $\pm 0.05^\circ$ , y aun menor, respecto de 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 lejos de su posición orbital nominal (con tolerancia usualmente también dentro de  $\pm 0.1^\circ$  ó  $\pm 0.05^\circ$ ), ya que de ocurrir reduciría la señal recibida por las estaciones terrenas de alta directividad que no cuenten con sistemas de seguimiento. En los satélites de órbitas bajas el control de éstas evita que aumente o disminuya sensiblemente la relación de distancias entre los de la misma constelación, o que disminuya su altitud fuera de tolerancia.

La llamada estabilización de un satélite geoestacionario facilita la inmovilidad aproximada de sus antenas respecto de la cobertura, y ofrece resistencia a las perturbaciones que en forma constante tienden a desviar su orientación. Durante la operación en órbita las perturbaciones son tanto cíclicas como casi constantes, y

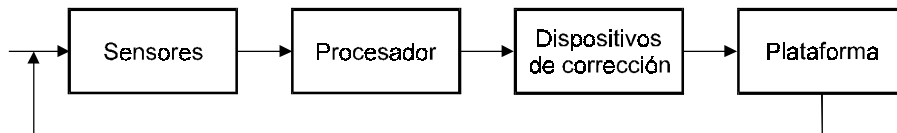
---

\* En el MANUAL SOBRE TELECOMUNICACIONES POR SATÉLITE (servicio fijo por satélite), versión en español, UIT, 1985, título 4.1.3.1, se utiliza el término "actitud" para el subsistema al que nos estamos refiriendo. Aparentemente representa en este contexto la extensión conceptual de una acepción original del término que significa: "postura del cuerpo".

tienen magnitudes generalmente no mayores de  $10^{-5}$  Newton-metro cuando representan momentos, en tanto que para corregir la actitud, entre otros procedimientos, se pueden aplicar momentos mecánicos breves desde menos de 1 hasta 25 Newton-metro si se emplean impulsores químicos.

En los satélites de órbita baja, mediante una forma geométrica apropiada, se puede utilizar la estabilización pasiva, basada en el gradiente de la fuerza de gravedad en las distintas partes de la nave, empleando, por ejemplo, un brazo telescópico que se alargue considerablemente en órbita en dirección de la Tierra para aumentar dicho gradiente. En los sistemas geoestacionarios el gradiente de la gravedad (que disminuye con el cubo de la distancia al centro de la Tierra) es muy débil y no permite su uso para la estabilización. La estabilización llamada 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, porque giran partes externas del satélite, mientras en el segundo se encuentra en el interior de la plataforma.

El control de actitud de un satélite se basa en sensores para detectar cambios en la orientación de las antenas de apuntamiento fijo, los cuales alimentan un procesador. El procesador determina acciones correctivas mediante señales de mando enviadas a los dispositivos destinados a aplicar fuerzas de giro sobre la plataforma. Finalmente, los sensores detectan la corrección, cesando el envío de nuevas señales desde el procesador. Esta forma de funcionamiento como servomecanismo se muestra en forma simplificada en la figura 7.13 y se describe posteriormente en mayor detalle.



**Figura 7.13. Proceso simplificado del control de orientación autónomo**

Además de las acciones correctivas que puede realizar el satélite en forma autónoma, para cierto tipo de correcciones, o en condiciones de emergencia, se envían comandos directamente desde el centro de control, ya que éste recibe la información de los sensores mediante el subsistema de telemetría.

## ESTABILIZACIÓN POR ROTACIÓN

Como ejemplo de los sistemas de estabilización puede mencionarse que los satélites Intelsat I y II giraban en su totalidad sobre el eje de máximo momento de inercia (que

se escoge perpendicular al plano de la órbita), siendo de forma cilíndrica con poca altura relativa a su diámetro, lo que los hacía incondicionalmente estables. Gracias a este enfoque de estabilización por rotación simple, que puede ser del orden de una revolución por segundo, el satélite opone cierta resistencia o *rigidez giroscópica* a las perturbaciones y se mantiene erecto. Infortunadamente, este diseño implica el uso de antenas de radiación toroidal, que desperdician en direcciones fuera de la Tierra más del 95% de la energía emitida.

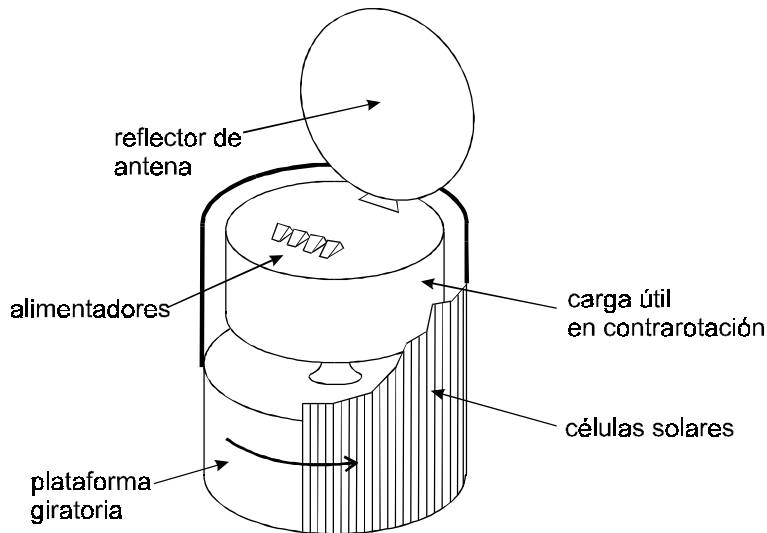
En el satélite Intelsat III se empleó una antena con reflector parabólico que permitía aprovechar en dirección de la Tierra casi toda la energía radiada, mediante un mecanismo de contrarrotación que hace que la antena tenga una orientación fija mientras gira el resto del satélite. Aunque este diseño podría clasificarse como estabilización por doble rotación, como la masa que no gira es comparativamente pequeña respecto de la que si lo hace, conserva parte de las características de la rotación simple.

En los satélites Intelsat IV y IV A se presentó realmente 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, contenida en una segunda plataforma, conservara una orientación fija por contrarrotación, y 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, no siendo conveniente que haya movimiento entre unas y otros. En esa forma se logró libertad para diseñar cargas útiles más complejas, con bandas y coberturas múltiples. La interfaz mecánica y eléctrica entre la carga útil y la plataforma es una unidad que puede denominarse BAPTA (*bearing and power transfer assembly* en inglés).

La figura 7.14 es un esquema de un satélite estabilizado por doble rotación, aunque para facilitar su presentación no se incluyen reflectores múltiples, los cuales se pueden apreciar en los satélites de la figura 1.7 del capítulo 1.

A pesar de sus ventajas, esta técnica tiene el inconveniente de que el satélite no es incondicionalmente estable, y puede tender a la precesión (movimiento cónico del eje de giro con un período 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 totalmente sobre su eje de máximo momento de inercia, a 90° del previsto. La precesión puede ocurrir, entre otras causas, cuando por alguna circunstancia no funciona correctamente la contrarrotación permitiendo que gire la carga útil, es propiciada por cualquier falta de balance en ésta, y se evita por diversos métodos de amortiguamiento, o se corrige por medio de activación pulsante de los impulsores y control de la velocidad de contrarrotación. El menor efecto inicial de la precesión en el apuntamiento consiste en su movimiento oscilatorio Norte-Sur, como si ocurriera balanceo, que degrada las

señales, y al aumentar se detecta en las estaciones terrenas de los usuarios, pero si gira la carga útil se pierde totalmente la continuidad de la comunicación.



**Figura 7.14** Arreglo de la carga útil y la plataforma de un satélite de doble rotación

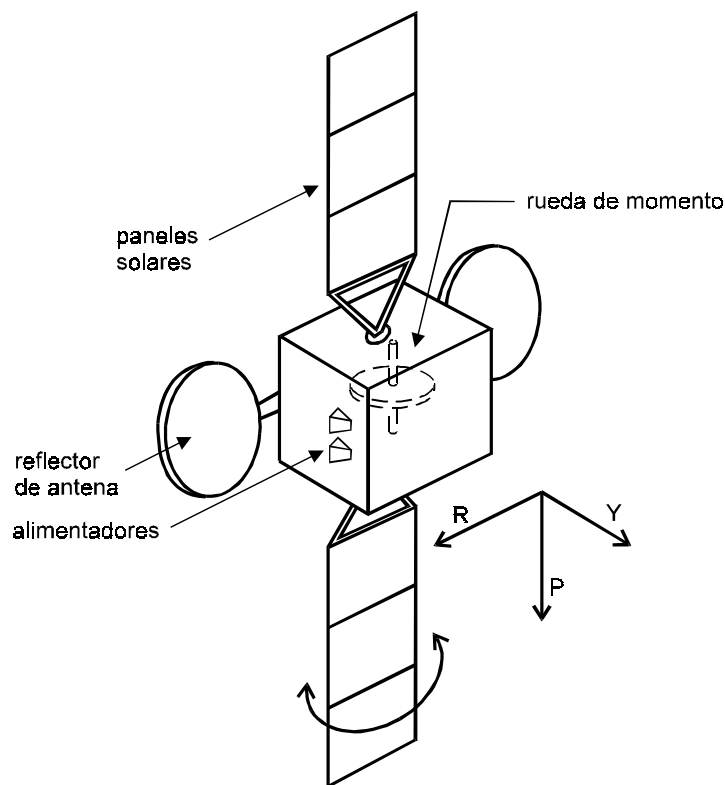
Además de la facilidad para diseñar cargas de comunicaciones más complejas esta solución está influida por la conveniencia y posibilidad de aumentar la potencia de dichas cargas, lo cual requiere de mayor tamaño de la superficie destinada a las células solares. Debido a que los cohetes de lanzamiento necesitan tener forma aerodinámica y los satélites transportados se ubican en su parte frontal, su diámetro está restringido, y se propicia que el aumento de sus dimensiones se haga a lo largo del eje longitudinal del lanzador. La combinación de las dos circunstancias originó los satélites de rotación doble respecto del eje de mínimo momento de inercia. Debe notarse que incluso 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 geostacionaria, 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.

Entre las ventajas de esta técnica se incluye una mayor simplicidad en los impulsores que sirven para corregir los errores de actitud y de órbita, que pueden ser solo tres, sin considerar la redundancia. También, debido a la rotación de la plataforma, la fuerza centrífuga que origina ayuda en parte a alimentar el líquido propulsante a los impulsores, aunque también se complementa con un gas comprimido cuya presión disminuye conforme se consume el primero.

## ESTABILIZACIÓN EN TRES EJES

Los satélites de la series Intelsat V, VA, VII, VIIA, VIII y VIIIA (ver figuras 1.7 y 1.8) son ejemplo de los estabilizados en tres ejes, en los cuales el elemento rotatorio más importante es un volante de inercia o rueda de momento ubicado dentro de la plataforma que gira a alta velocidad respecto de un eje nominalmente perpendicular al plano de la órbita (el único que no cambia de dirección en coordenadas inerciales). La figura 7.15 presenta un esquema de este tipo de satélites.

Mediante la aceleración o desaceleración de su velocidad angular, la rueda de momento puede absorber temporalmente momentos de giro sobre su propio eje (eje de cabeceo), causadas por presiones exteriores desbalanceadas, en tanto que por su rigidez giroscópica opone resistencia a los momentos que tiendan a hacer girar el satélite sobre los otros dos ejes.



**Figura 7.15.** Esquema de un satélite estabilizado en tres ejes. Las flechas 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



Como la plataforma no tiene rotación, el satélite puede adoptar cualquier forma conveniente, usualmente rectangular. Los paneles solares son planos y se pliegan para el lanzamiento, se despliegan en órbita y quedan separados del cuerpo principal y expuestos constantemente al Sol en toda la superficie de una de sus caras, orientándose continuamente mediante un mecanismo para captar la mayor cantidad posible de energía en todo momento. Con este 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 figura.

La selección del tipo de estabilización, si es que quiere hacerla el operador de un sistema de satélites, es una decisión compleja en que deben considerarse todos los aspectos mencionados y otros, tanto tecnológicos como de operación. Un factor adicional que contribuye a tal decisión consiste en que la masa seca del satélite es generalmente menor en los satélites de estabilización por rotación cuando la energía eléctrica primaria total a utilizar es menor, en tanto que es menor la de los satélites estabilizados en tres ejes cuando se calcula un consumo mayor de energía eléctrica primaria, estando el punto de cruce de ambas tendencias entre 600 y 800 watts. Una opción puede consistir en dejar abierta la posibilidad de cualquiera de los dos tipos de estabilización y seleccionar uno junto con la decisión completa de una oferta, entre las que presenten los fabricantes sobre la base de su experiencia y tecnología, decisión que puede hacerse en mejores condiciones tomando en cuenta la información concreta y detallada de las mismas.

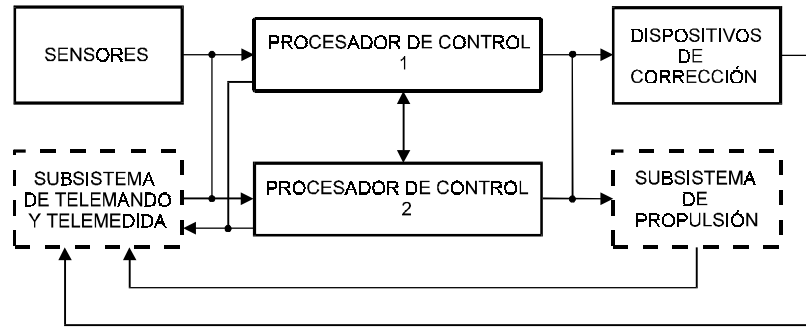
## CONTROL DE ORIENTACIÓN

### *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 muestra el ejemplo simplificado de la figura 7.16 para un satélite estabilizado en tres ejes, que es una ampliación de parte de la configuración presentada en la figura 7.13.

El procesador, que debe contar con redundancia, recibe la información necesaria del subsistema de telemetría y telemando. Ya que algunos de los dispositivos de corrección, como las alas de células solares y los impulsores lineales, forman también parte de otros subsistemas, es conveniente que el procesador se utilice para el control de otras funciones, tales como el del motor de apogeo en la órbita de transferencia y el de la órbita final. Sus programas de operación pueden estar

contenidos en memorias permanentes de solo lectura o cargarse desde el centro de control en memoria temporal o volátil.



**Figura 7.16. Flujo de información hacia y desde un procesador de control. Los rectángulos con líneas punteadas muestran conexiones con otros subsistemas, pudiendo existir relaciones con otros no incluidos**

La programación lógica del procesador puede estar dividida en módulos, cada uno correspondiente a una fase o a un procedimiento parcial de la misión, como la fase de ascenso, la localización del Sol (adquisición de Sol), el apuntamiento a la Tierra (llamado adquisición de Tierra), el ajuste del apuntamiento de los reflectores si esta función existe, rutinas de autoverificación, la descarga de momentos, y el control de actitud durante maniobras de control de la órbita.

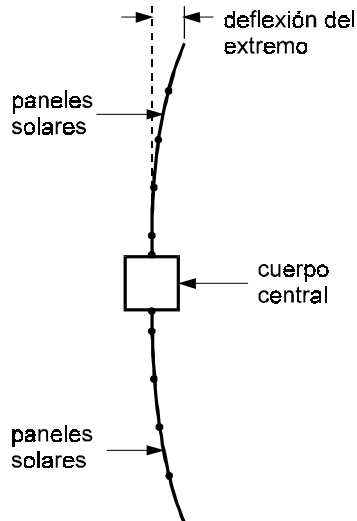
En cada fase o procedimiento normalmente intervienen distintas combinaciones de sensores y dispositivos de corrección. Por ejemplo, en la fase de ascenso de un satélite triaxial en su órbita de transferencia se utilizan sensores de Tierra de horizonte como los empleados en los satélites de rotación doble, y se activa una combinación de impulsores que ocasiona una rotación lenta del satélite para estabilizarlo por rotación. En cambio, durante la operación del mismo satélite en su órbita final no se pueden utilizar los sensores mencionados ni se activan impulsores para hacerlo girar.

### ***Perturbaciones de orientación en la órbita final***

Una vez colocado en órbita el satélite, y orientado inicialmente para la actitud necesaria, queda sujeto a las perturbaciones que originan tanto desviaciones angulares en su orientación como de desplazamiento respecto de la posición orbital prevista.

La mayor perturbación de la actitud proviene de la radiación solar, que ejerce continuamente sobre el satélite una presión ( $4570 \times 10^{-9}$  N/m<sup>2</sup> en valor medio anual sobre una superficie perpendicular totalmente absorbente), la cual, si no produce una resultante que coincida exactamente con el centro de su masa, le imprime un

momento de rotación. El momento adquirido depende de la distancia de la fuerza resultante al centro de masa del satélite según su orientación, que varía durante el día. En el caso de un satélite estabilizado triaxialmente dicha presión es de valor casi constante sobre los paneles solares, debido a que giran continuamente para mantener una orientación que les permita captar la máxima energía del astro, lo cual causa su flexión, como indica la figura 7.17.



**Figura 7.17** Deformación de los paneles solares (exagerada)

El valor de la deflexión en el extremo de las alas de paneles solares depende de las tolerancias de fabricación, los gradientes térmicos y las deformaciones por envejecimiento. Aparte del empuje simultáneo sobre las dos alas de paneles que tiende a desplazar al satélite, por pequeñas diferencias entre ellas se produce una fuerza neta de giro que multiplicada por la distancia al centro de masa determina un momento impartido al satélite. Desviando el extremo de una de las alas de paneles, por medio de un mecanismo en su base que lo incline en dirección del Sol en una proporción adecuada (usualmente no más de  $\pm 7^\circ$ ), se puede en órbita reducir al mínimo este efecto. El mayor efecto de perturbación ocurre durante los meses de solsticio y la magnitud del momento producido es del orden de algunos  $\mu\text{N}\cdot\text{m}$ .

Los impulsores por expansión de gases, que en forma individual se pueden utilizar para el control de actitud, cuando se emplean para el control de la órbita es deseable que se combinen en tal forma que su empuje coincida con el centro de masa de la estación espacial. No obstante, tienen desalineaciones (por ejemplo de  $0.1^\circ$ ) y faltas de balance menores que causan también una desviación de la orientación. Cuando se han detectado por sus efectos las desalineaciones o diferencias entre los pares de impulsores empleados, las desviaciones de orientación causadas por las

maniobras de control de la órbita se pueden evitar o reducir activando cada uno durante distinto tiempo que el otro.

El campo magnético de la Tierra es muy débil en la órbita geoestacionaria (aproximadamente 300 veces menor que en la superficie de la Tierra), y normalmente no es una perturbación de consideración, debido a que solo puede actuar en esa forma sobre momentos magnéticos residuales en la estación espacial que son mínimos. En cambio, puede ser empleado para reaccionar sobre campos de polaridad y duración controlada producidos en el satélite mediante bobinas especiales, a fin de coadyuvar a la corrección de las desviaciones de actitud causadas por otras perturbaciones.

### ***Sensores de orientación***

Se utilizan sensores para detectar desviaciones absolutas o relativas de la orientación de un satélite respecto de direcciones de referencia. Para este propósito es necesario contar cuando menos con dos puntos o direcciones de referencia. Comúnmente se emplean cinco tipos de sensores: de Tierra, de Sol, de estrellas, de radiofrecuencia y de inercia.

Los sensores más empleados son los de Tierra que detectan su radiación infrarroja. Por ejemplo, en un satélite de doble rotación se pueden emplear dos sensores de Tierra de muy estrecho ángulo de visión, sujetos rígidamente a la plataforma giratoria y apuntados de tal forma que cuando la nave está en la órbita geoestacionaria y su eje de rotación es perpendicular al plano ecuatorial, en cada rotación sigan en su recorrido a dos paralelos de la Tierra situados simétricamente respecto de aquel. Al medir la duración de la emisión infrarroja recibida por cada sensor y compararlas, una disminución relativa de la del sensor norte indicará que está siguiendo un paralelo más corto (de mayor latitud) y por tanto el apuntamiento está desviado hacia el norte, girando sobre el eje de balanceo. Para detectar desviaciones de orientación por giro del satélite sobre su eje de cabeceo se puede utilizar una referencia de tiempo que permita medir el retardo o adelanto de los pulsos de radiación recibidos en cada rastreo sobre el planeta. En el caso de un satélite estabilizado en tres ejes dichos sensores se pueden emplear en la órbita de transferencia si la estación espacial gira en ella, pero en su órbita final, como la plataforma no gira, los sensores de Tierra pueden ser de un tipo que utilice la radiación infrarroja del planeta, rastreada, por ejemplo, con espejos oscilantes, para realizar la misma función que en el caso descrito.

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 geoestacionaria, consistiendo esencialmente en una lente que proyecta las radiaciones infrarrojas de la Tierra sobre 4 conjuntos de

termopilas colocados radialmente respecto del centro del sensor, como se ilustra en la figura 7.18.

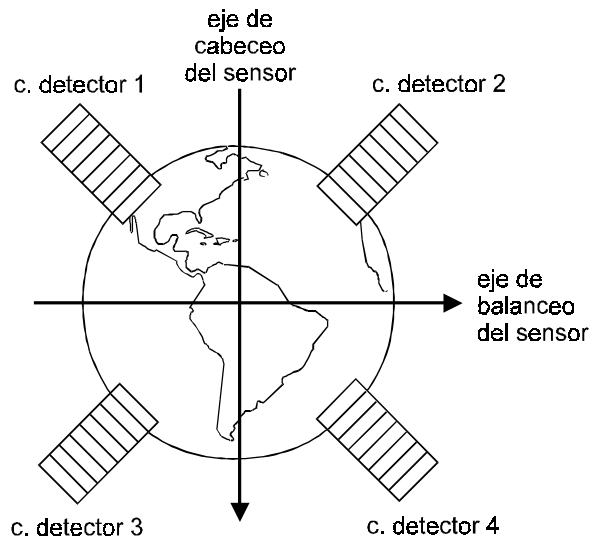


Figura 7.18. Ejemplo de campo de visión de un sensor de Tierra estático

Según el muestreo de la radiación recibida por cada conjunto del sensor se determina la actitud del satélite respecto de los ejes de cabeceo y de balanceo, aparte de poder estimarse, con poca precisión, la distancia a la Tierra. En este tipo de sensor es necesario que se ajuste periódicamente el valor del parámetro obtenido de la radiación recibida por cada conjunto de detectores, agregando un sesgo para tomar en cuenta las variaciones estacionales de la radiación.

Aunque el radio ecuatorial de la Tierra es de 6378.14 km, para cualquier sensor de Tierra aparenta ser de 6408 km y se calibran para tomar en cuenta este efecto. Debido a efectos 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 el Sol, que en cierta medida pueden ser compensados por el control de actitud autónomo en la programación de los algoritmos del procesador de control.

Las desviaciones de ángulo de actitud por balanceo y cabeceo producen efectos más de seis veces mayores que las causadas por el giro de la nave sobre el eje que apunta al centro de la Tierra o eje de guiñada. Esto se debe a que las primeras producen desplazamientos de la huella de un haz en latitud y en longitud, respectivamente, teniendo como radio de giro la distancia del satélite a la Tierra, mientras que las segundas tienen como radio de giro la distancia del eje de guiñada (en su intersección con la Tierra) a la periferia de la huella, que como máximo es algo menor al radio del planeta. Por tanto, se puede tolerar que la exactitud del

ángulo de guiñada sea menor que el relativo al de los otros ejes. Para medir el ángulo de guiñada puede usarse un sensor de Sol o de una estrella.

El Sol es conveniente y fácil de detectar y es muy utilizado para medir el ángulo de guiñada, aunque ello no es posible en las ocasiones en que está muy cerca de quedar alineado con el satélite y la Tierra. Los sensores de Sol generalmente cuentan con dos ranuras largas a ángulos diferentes que dejan pasar la radiación del Sol y permiten detectar su posición dentro de un amplio ángulo sólido, siendo un ejemplo de los que utilizan una referencia respecto de la cual la dirección del satélite cambia constantemente. Por otro lado, los sensores de estrellas son poco utilizados por su complejidad.

Un método más preciso para detectar los cambios de orientación que empleando los sensores de Tierra consiste en la recepción de una señal de portadora piloto o radiobaliza desde una estación terrena de referencia por medio de un sensor de radiofrecuencia. El sensor está constituido básicamente por dos bocinas receptoras apuntadas en direcciones ligeramente distintas previstas de acuerdo con la geometría del sistema, conectadas a circuitos amplificadores diferentes. La igualdad de las señales en las dos vías indica que se ha alcanzado la actitud requerida respecto de uno de los ejes. Empleando dos sensores con cuatro bocinas se puede detectar la actitud tanto para cabeceo como para balanceo, y utilizando dos portadoras piloto desde estaciones terrenas bastante alejadas entre sí también es posible detectar los errores de guiñada. Como las huellas de cobertura menos grandes utilizan antenas con mayor directividad, y requieren mayor precisión de apuntamiento, el método descrito tiene la ventaja de adaptarse automáticamente a esta situación, debido al aumento correlativo de directividad de las antenas. Otra ventaja se debe a que la misma portadora se puede utilizar para enviar las señales de mando del centro de control al satélite, separándose sus dos funciones en los circuitos de éste. La precisión máxima que puede obtenerse con estos sensores es de aproximadamente  $0.01^\circ$ . Este método es el mismo empleado en las estaciones terrenas grandes para el seguimiento de un satélite, descrito en mayor detalle en el capítulo 6 como sistema monoimpulso, y puede utilizar como en ese caso la variante de una sola bocina multimodo.

Los sensores por inercia o giroscopios no utilizan referencias absolutas, sino que detectan cambios relativos de la orientación. Para utilizar un giroscopio como sensor no se requiere que tenga un momento de inercia grande, pero es necesario que cuente con un motor para iniciar y mantener la rotación y balancines asociados a potenciómetros u otra forma de medir las desviaciones angulares de la plataforma respecto del eje del giroscopio, que no cambia de dirección, logrando que el procesador de control registre la velocidad de los cambios de orientación. La exactitud máxima de este tipo de sensores es de aproximadamente  $0.01^\circ/\text{hora}$ .

### ***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 únicos dispositivos de almacenamiento de momentos que se emplean actualmente en los satélites son los de inercia por rotación, que pueden actuar suavemente en forma continua, pero tienen un límite de capacidad de almacenamiento, antes de llegar al cual se requiere que intervengan los que los descargan al espacio periódicamente.

Los satélites de rotación doble solo cuentan con dos tipos de actuadores: la plataforma giratoria, que puede almacenar un momento perturbador de rotación de la carga útil alrededor del eje de cabeceo, acelerando su propia rotación en la misma dirección, y los impulsores, que tienen capacidad para descargar momentos en los tres ejes, pero que actúan en forma relativamente brusca. En los satélites triaxiales se cuenta con más opciones, ya que pueden diseñarse para almacenar momentos en todos los ejes, y pueden tener cuando menos dos tipos de actuadores por descarga de momento en una plataforma, aunque por lo mismo su procesador de control debe operar con algoritmos más complejos.

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. Sin ser muy grande, es el elemento giratorio de más inercia en el satélite, y en algunos casos es el único que puede almacenar momentos recibidos del exterior, acelerando o desacelerando su giro para corregir temporalmente la actitud por errores de cabeceo. Dicha rueda tiene una velocidad media prevista para estabilización de pocos miles de rpm, por ejemplo de 4500 rpm, así como incrementos o decrementos de la misma generalmente hasta de  $\pm 10\%$  para absorber transitoriamente momentos acumulados de las perturbaciones. Cuando la rueda acelera su velocidad de giro produce una fuerza en dirección opuesta sobre la plataforma, que si tiene el valor adecuado cancela el momento de giro perturbador. La cantidad de movimiento angular para 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. La rigidez giroscópica resultante no conviene que sea excesiva, porque debido a sus características produciría demasiado acoplamiento entre los movimientos de los tres ejes.

Además del motor principal para mantener y modificar su rotación alrededor del eje de cabeceo, la rueda de momento puede tener también mecanismos motorizados adicionales (ya sea dentro de su propia caja o en una plataforma pequeña de apoyo exterior a ésta), para modificar la alineación de su eje de giro respecto de la plataforma, en dos direcciones, restringida a unos pocos grados, que actúan como balancín sobre los otros dos ejes, 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.

Cuando la rueda de momento no es capaz de actuar en las tres direcciones se incluyen ruedas denominadas de reacción en los otros ejes, que en cualquier instante pueden estar inmóviles o girar en una o en otra dirección, para oponer momentos correctores a fin de conservar la actitud precisa del satélite. Estas ruedas, cuando se utilizan en los satélites triaxiales, operan sobre los ejes de balanceo y de guiñada. Como en el caso de la rueda de momento, las de reacción tienen un límite de velocidad para absorber momentos.

Debe notarse que el almacenamiento de momentos perturbadores, tanto en la rueda de momento como en las ruedas de reacción, teóricamente no es indispensable, debido a que inevitablemente deben descargarse de la nave cuando se acumulan, pero evita que tengan que hacerse con mayor frecuencia dichas descargas.

Como ya se ha mencionado, puede contarse con el número necesario de impulsores químicos, ubicados para actuar en cualquier dirección, los cuales se emplean para descargar totalmente los momentos que estén almacenados en los dispositivos de corrección por inercia, transfiriéndolos como momentos lineales a los gases expulsados de sus cámaras de combustión, si operan por ese principio. Para el control de orientación los impulsores de los satélites triaxiales normalmente se activan por pares, en forma tal que desde posiciones simétricamente distantes del centro de la nave actúen en la misma dirección de giro sobre el eje requerido. No obstante, en caso excepcional, un solo impulsor puede realizar la misma función como respaldo, con menor precisión, si se encuentra ubicado en un plano perpendicular al eje de giro, el cual pase aproximadamente por el centro de masa del satélite, y su empuje actúa sobre dicho plano.

Como la acción de los impulsores es relativamente rápida produce en la estructura una reacción dinámica oscilante que se propaga por ella a causa de la elasticidad y masa de sus partes, que al amortiguarse debe restablecer la correcta actitud de la nave después de que las ruedas de inercia hayan vuelto a su momento neutral. La fuerza de cada impulsor de control de actitud generada por reacción química puede ser de 0.5 a 20 N y su impulso mínimo una fracción de Newton-s, siendo su distancia al centro de masa de 1 a 2 metros, aproximadamente. Los impulsores eléctricos de iones, arco o plasma pueden producir fuerzas de impulso tan bajas como 0.02 N, por lo que deben aplicarse durante un tiempo mucho mayor para producir el mismo efecto.

Otro medio para controlar la actitud consiste en una bobina de alambre fija a la estructura y alimentada por corriente continua que puede alternar su polaridad, y cuyo campo produce un par magnético que reacciona con el débil campo de la Tierra, el cual, por ser externo, permite que se descarguen parcialmente los momentos perturbadores. La acción correctiva es suave y en la órbita geostacionaria puede tener dos períodos diarios, alrededor de la media noche y



alrededor del medio día, cuya duración puede prolongarse en la época de los equinoccios. La bobina debe ser grande, ya que el par de torsión  $M_T$  es proporcional a su área  $A$  en  $m^2$ , al número de vueltas  $n$  que contenga, y a la corriente  $I$  en amperes que circule por ella:

$$M_T = 0.11 \times 10^{-6} A n I \cos \alpha \quad \text{N-m} \quad (7-6)$$

donde la constante numérica es en realidad el valor medio del campo magnético de la Tierra en la órbita geoestacionaria, en teslas, ya que el instantáneo es afectado por las tormentas solares, y  $\alpha$  es el ángulo entre la dirección de dicho campo y el plano perpendicular al eje de la bobina. Un valor típico del momento corrector que se obtiene es cercano a  $15 \mu\text{N-m}$ , haciendo posible que sean menos frecuentes las descargas de momentos por medio de los impulsores químicos.

Los impulsores químicos actúan cuando la rueda de momento, y en su caso las de reacción, llegan al límite previsto de almacenamiento de momentos perturbadores a pesar de la descarga de momentos realizada por medio de la bobina de momento magnético. En este tipo de satélites se requieren como mínimo 6 impulsores activos, por lo que en este aspecto son más complejos que los estabilizados por rotación. En este caso, como la plataforma no gira continuamente, no proporciona un efecto centrífugo en los propulsores líquidos que los ayude a llegar a las cámaras de ignición, por lo que los de este tipo que se utilicen dependen solamente de un gas inerte adecuado para inyectarlos a presión a los impulsores.

### ***Precisión total de la actitud***

La precisión que debe requerirse de la orientación en la órbita de operación depende del efecto que las desviaciones respecto de un apuntamiento perfecto de las antenas pueda ocasionar en el desempeño del satélite, concretamente en los enlaces, y especialmente en la periferia de la cobertura.

La precisión que puede lograrse en el control de orientación y del apuntamiento de las antenas depende de la de los sensores, de la inexactitud de las alineaciones entre las distintas partes del satélite, tanto causada durante su integración como por vibración e impactos, y de distorsiones por efectos térmicos, principalmente en los reflectores de antena y en la estructura. Por dicha razón, la precisión total de la orientación puede ser dos o tres veces menor que la de los sensores. Los sensores y las antenas son los elementos cuya correcta alineación respecto del cuerpo principal de la estación y entre sí más contribuyen en este sentido. Algunos errores fijos pueden corregirse durante las pruebas en órbita de  $\text{pire}$  y  $G/T$  del satélite, mediante un mecanismo de ajuste de la posición de uno de los reflectores de antena, y mediante un sesgo agregado a los datos utilizados para el control de actitud. Las distorsiones

térmicas más frecuentes son un factor variable que no puede evitarse, y que debe tomarse en el peor valor de sus límites extremos.

En ciertas ocasiones pueden producirse desviaciones de actitud de un valor que por un tiempo corto esté fuera de los límites normales tolerables, como durante la activación de los impulsores, cuya secuencia debe estar prevista en forma de evitar vibraciones. Los eclipses causan un choque térmico que en los satélites estabilizados en tres ejes se manifiesta en cambios de actitud por movimientos de las alas de células solares, el cual debe controlarse rápidamente. Para ambas situaciones es conveniente que el fabricante especifique, incluso desde la presentación de su oferta técnica, los efectos resultantes en la actitud y su duración.

## 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 produciendo un efecto equivalente al desapuntamiento de las antenas de las estaciones terrenas más el de aumento o disminución de la longitud del enlace. Antes de la corrección de estas desviaciones, para un observador desde la Tierra el satélite describe principalmente un movimiento en forma de ocho alargado, con periodicidad de un día. Las técnicas de control de la órbita permiten limitar estas alteraciones a  $\pm 0.1^\circ$  o  $\pm 0.05^\circ$  tanto en latitud como en longitud.

Las causas principales de las perturbaciones (las cuales se tratan en mayor detalle en el capítulo 8) son, en orden de importancia, la masa de la Luna, la masa del Sol, la falta de esfericidad de la Tierra, y la presión solar. El efecto gravitacional 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 del Sol y de la Luna ocasiona principalmente una inclinación del plano de la órbita a razón de  $0.75^\circ$  a  $0.95^\circ$  por año.

La falta de esfericidad de la Tierra origina una deriva del satélite en longitud, es decir, a lo largo de la órbita. El solo efecto del mayor diámetro en el ecuador reduce la duración del período en cada vuelta alrededor de la Tierra, y la falta de circularidad del ecuador y otras irregularidades de la distribución de su masa 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 por 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 la excentricidad de la órbita, que se observa como una oscilación de su posición en longitud. Este efecto aumenta si es mayor la relación de la superficie del satélite a su masa, y de no corregirse se acumula, reflejándose en la oscilación aparente mencionada a razón de  $0.05^\circ$  a  $0.1^\circ$  por año.

La posición del satélite y sus desviaciones se determinan en el centro de control mediante la o las estaciones terrenas de telemetría, telemando y seguimiento. Cuando

se cuenta con más de una de estas estaciones, es posible lograr mediciones más precisas del desplazamiento de los satélites.

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, lo que en principio no altera el consumo total necesario de líquidos propulsantes. Para mantener 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 dos meses, y de dos a tres semanas en la dirección Este-Oeste, reduciéndose proporcionalmente para límites menores. Los impulsores son operados en cada ocasión hasta por varios minutos, gracias a que tienen la suficiente potencia para hacer las correcciones en ese intervalo de tiempo. 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. Como ya se ha mencionado, 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 conjuntamente tengan una resultante aproximadamente sobre el centro de masa de la estación espacial.

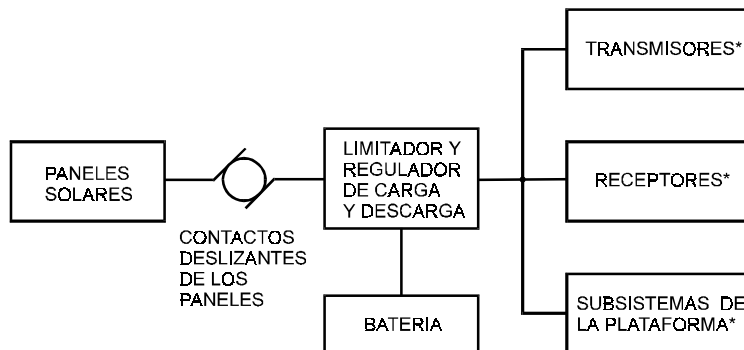
Empleando impulsores eléctricos de alta eficiencia con tecnología de iones, plasma o arco, como su fuerza puede reducirse hasta en extremo llegar a ser un milésimo de la obtenible por reacción química, las maniobras de control de la órbita deben modificarse radicalmente tanto en frecuencia como en duración. Realizando las maniobras diariamente, en lugar de cada varias semanas, y aplicando la fuerza de los impulsores durante más de una hora en cada ocasión, en vez de pocos minutos, se pueden lograr impulsos acumulados de la misma magnitud que por medio de otro tipo de impulsores. Estas condiciones obligan a diseñar el control de la órbita en forma autónoma, con equipo y programas adicionales.

### 7.3.3 SISTEMA DE ENERGÍA ELÉCTRICA

La energía primaria de los satélites comerciales se obtiene actualmente de la radiación solar, por medio de células fotovoltaicas; aunque para otro tipo de misiones se ha utilizado también la energía atómica, que es peligrosa y costosa. Los paneles de células solares proporcionan la energía necesaria casi todo el tiempo, pero como en los satélites comerciales generalmente no se puede tolerar la falta ocasional de ella durante eclipses, los cuales ocurren al obstruir la Tierra la radiación del Sol hacia el satélite, se requiere contar con el apoyo de baterías para asegurar la continuidad del servicio. Los componentes mencionados se muestran en la figura 7.19, que representa el esquema de un subsistema de energía eléctrica de la plataforma de un satélite estabilizado en tres ejes.

En este caso, debido a que existe un ala de paneles Norte y una Sur, la mayoría de los elementos del subsistema pueden estar duplicados, y proporcionar energía a distintos circuitos, incluso la batería y su regulador de carga, con interconexiones que pueden ser activadas desde el centro de control, lo cual, aunque no constituye una verdadera redundancia, 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 sobretensión y pueden estar ubicados directamente en los paneles, antes de los anillos deslizantes, para radiar el calor generado sin afectar la temperatura del cuerpo principal del satélite. La línea general de alimentación puede estar o no regulada, pero como debe evitarse la interacción entre las distintas cargas, antes de cada carga principal hay un acondicionador de potencia, que además de su función de aislamiento, si es necesario, disminuye o aumenta la tensión de la mencionada línea al requerido por cada unidad (por medio de convertidores de corriente continua a corriente continua), o lo convierte en múltiples tensiones y puede tener la función adicional de regularla. La tensión primaria nominal está comunmente en el intervalo de más de 30 Volts hasta 150 Volts, según el diseño de cada satélite (y hasta menos de 20 V en satélites de órbita baja de muy poca potencia), con la tendencia a usar las mayores tensiones en los satélites de mayor potencia, para reducir las pérdidas resistivas y la masa de los cables de distribución.



\* Incluyendo los acondicionadores de potencia de cada unidad

**Figura 7.19. Diagrama por bloques simplificado del subsistema de energía.**

Un arreglo similar se usa en los satélites de doble rotación, con la diferencia de que todo el subsistema de energía se encuentra en la plataforma rotativa y se cambia la ubicación de los anillos deslizantes a la interfaz entre ésta y la sección de la carga de comunicaciones.

## REQUISITOS DE ENERGÍA

La potencia eléctrica requerida por un satélite depende en alta proporción de la total consumida por los amplificadores de radiofrecuencia, y es distinta según el tipo de servicio al que esté destinado, en tanto que la capacidad de suministro de energía eléctrica varía por las variaciones estacionales en la radiación solar captada, llegando en un extremo a su ausencia total durante los eclipses. Obviamente, como no siempre todos los elementos que consumen energía eléctrica operan simultáneamente a plena potencia, debe definirse explícitamente su magnitud para la máxima demanda prevista, la cual debe especificarse para el final de la vida de un satélite, debido a la degradación de capacidad de los elementos que la proporcionan.

No es difícil hacer el presupuesto de consumo eléctrico, ya que al final de la vida de un satélite deben considerarse operando todos los transpondedores de la carga de comunicaciones, a la cual corresponde 70% o más del total, y se calcula básicamente partiendo de la potencia de emisión en radiofrecuencia solicitada, dado que se conoce la eficiencia de sus amplificadores. En algunos casos puede existir un cierto grado de incertidumbre respecto de los amplificadores de potencia, debido a que en los satélites para servicios diversos pueden operar para unos servicios casi saturados y para otros con una retención de potencia considerable, lo que modifica substancialmente su demanda de energía. En caso de duda se puede señalar en las especificaciones técnicas para la compra del satélite que todos los amplificadores operarán cerca de la saturación, pero la certidumbre de por lo menos una proporción mínima de amplificadores que lo hagan con la retención de potencia característica de los transpondedores para múltiples portadoras puede permitir ahorros en el costo de la plataforma, aunque también un error en ese aspecto limitaría los servicios hacia el final de su vida útil. El cuadro 7.4 muestra el presupuesto de requisitos de energía para un satélite estabilizado en tres ejes con un consumo de potencia de más de 1.5 kW en las condiciones estacionales más características.

**Cuadro 7.3. Ejemplo de requisitos de energía**

CONCEPTO	Solsticio de junio	Equinoccio de septiembre	Eclipse
Repetidores	1341	1341	1334
Control de actitud	45	45	45
Telemetría y telemando	50	50	50
Térmico	200	224	170
Electrónica del s. de energía	50	57	34
Carga de baterías	30	190	-
Total de cargas	1716	1907	1633

## 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 algo de excentricidad, dicho flujo varía en proporción inversa al cuadrado de la distancia entre los centros de los dos cuerpos celestes según la época del año, siendo máximo por la menor distancia al astro durante el perihelio, unas dos semanas después del solsticio de diciembre (la variación respecto del valor medio es de  $\pm 3.4\%$ ). Por otro lado, la energía que pueden utilizar las células solares es proporcional también al coseno del ángulo de inclinación que forman los paneles solares con el plano perpendicular a la radiación solar, ángulo que varía entre  $23.4^\circ$  y  $0^\circ$ . Lo anterior se debe a que en los satélites estabilizados en tres ejes los paneles solares se orientan continuamente hacia el Sol girando sobre el eje de cabeceo Norte-Sur; pero no sobre los otros dos, por los aumentos de costo, complejidad y riesgos que implicaría hacerlo. Considerando los dos efectos, se puede obtener un factor combinado  $F_i$  por el que se debe multiplicar el valor medio mencionado para conocer la potencia utilizable de la radiación solar por unidad de área  $S_r$  en fechas características, como se muestra en el cuadro 7.5

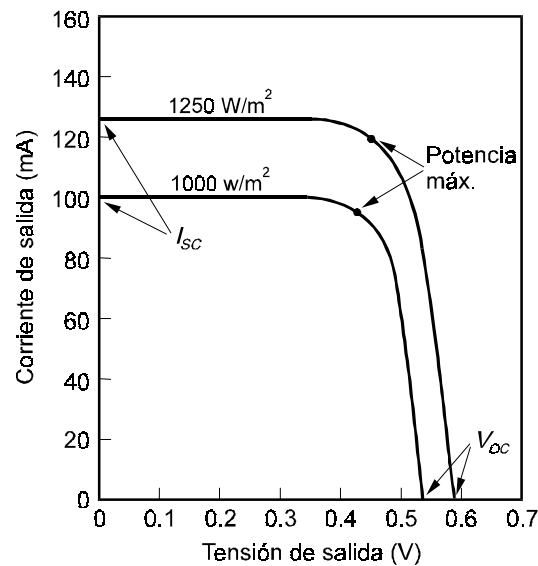
**Cuadro 7.4. Energía solar disponible**

FECHA	DISTANCIA RELATIVA	DECLINACIÓN DEL SOL grados	$F_i$	$S_r$ $\text{W/m}^2$
Equinoccio de marzo	0.996	0	1.008	1381
Solsticio de junio	1.016	23.4	0.889	1217.9
Equinoccio de septiembre	1.0034	0	0.993	1360.4
Solsticio de diciembre	0.984	-23.4	0.948	1298.8

Los valores de la última columna son aplicables a los satélites estabilizados por rotación, ya que la inclinación de su eje respecto del plano perpendicular a la radiación solar tiene las mismas variaciones, excepto que el resultado debe dividirse entre  $\pi$ , debido a la distribución cilíndrica de las células que hace variar el ángulo de incidencia de la radiación sobre cada una. Por tanto, en igualdad de condiciones, estos satélites teóricamente requieren una superficie de células solares  $\pi$  veces mayor (en realidad puede ser menor que  $\pi$ , por ejemplo 2.5 veces, debido a su operación a menor temperatura).

## PANELES SOLARES

Los paneles solares que suministran toda la energía eléctrica primaria a los satélites comerciales la producen a partir de las llamadas células solares, con las que cuentan en gran número, convirtiendo en dicha forma de energía, por acción fotovoltaica, una parte de la radiación que reciben del Sol. Las células más utilizadas en la actualidad consisten en plaquetas de un solo cristal de silicio de tipo P sobre el cual se aplica una delgada capa de tipo N para formar un diodo. Una cubierta adicional se usa para reducir el deterioro producido por la radiación de partículas del Sol y una película casi transparente de óxido de Indio puede utilizarse para reducir su resistividad a menos de  $5000 \Omega/\text{cm}^2$ , a fin de drenar las cargas electrostáticas <sup>[6]</sup>. La figura 7.20 muestra la relación entre la corriente y la tensión producidas por una célula de silicio, con dos distintos valores de iluminación solar a incidencia normal, al variar la carga a la cual alimenta desde corto circuito hasta circuito abierto. La potencia de salida en cualquier punto de las curvas es el producto de la corriente y la tensión en el mismo.



**Figura 7.20.** Características de corriente y tensión de una célula solar a 25° C para dos niveles de iluminación.  $I_{sc}$  = Corriente en corto circuito,  $V_{oc}$  = Tensión en circuito abierto

Para un mismo nivel de iluminación la corriente de salida individual de cada célula es proporcional a su superficie, en tanto que un aumento de la temperatura de operación disminuye la tensión entre sus terminales, hasta en  $-2.3 \times 10^{-3} \text{ V}/^\circ\text{C}$ . Debido a lo anterior, a 70°C las tensiones mostradas en la figura, las cuales corresponden a una temperatura de 25°C, disminuyen aproximadamente 0.1 volt. Debido a este efecto, se procura que los paneles solares operen a la menor temperatura posible, y

uno de los métodos para lograrlo consiste en que la parte de los mismos no expuesta a la radiación tenga la mayor emisividad térmica posible.

Comúnmente, en un satélite los paneles se diseñan para que las células operan en la parte derecha de las curvas mostradas, a modo de disponer de una tensión efectiva cercana a 0.4 V/célula bajo iluminación, a carga y temperatura máximas. En esas condiciones, la potencia que se obtiene, y por tanto la eficiencia de cada célula a carga máxima, se aproximan a ser máximas.

Un panel solar está formado por el número de células conectadas en serie-paralelo que sea necesario para proporcionar al fin de vida del satélite la corriente y la tensión requeridas para las cargas a las que está conectado. Por ejemplo, para obtener una tensión primaria de alimentación de 70 V suponiendo 0.38 V efectivos/célula se requieren 185 o más células en cada serie. Las células se adhieren a una o más superficies muy expuestas en el espacio a la radiación solar, las que en el caso de un satélite estabilizado en tres ejes son generalmente paneles planos articulados que se proyectan de su cuerpo principal, los cuales se pliegan antes del lanzamiento y se despliegan en órbita. Las conexiones entre células se hacen comúnmente con malla de plata, con los extremos de cada unión en la parte superior de una célula y la inferior de la siguiente. Las conexiones de plata se degradan en presencia de átomos aislados de oxígeno que se encuentran principalmente en órbitas bajas y chocan a alta velocidad con los satélites que operan en ellas, por lo que deben protegerse.

Debido a las relaciones mostradas en la figura 7.20, cuando la demanda de corriente en el satélite es baja, la tensión primaria producida por cada panel es mayor de lo necesario. Otros factores que hacen variar la tensión eléctrica proporcionada por los paneles son las bajas temperaturas a las que se encuentran al ser iluminados en el momento de salir de un eclipse, las variaciones de la distancia al Sol durante cada año, la variación de su ángulo respecto de la dirección del Sol, y su propia degradación progresiva. Como los paneles se diseñan para generar suficiente tensión en toda circunstancia, los valores de ésta en exceso de lo necesario se pueden corregir, entre otros métodos, por medio de limitadores que deriven corriente a tierra, los cuales no producen pérdidas de tensión a carga máxima. Una opción de diseño para los limitadores consiste en que operen en modo pulsante, a frecuencias hasta de decenas de kHz, para facilitar el filtrado, modulando la duración de los pulsos de conducción para regular la tensión por integración. Cada panel, e incluso grupos de circuitos de cada panel se puede conectar directamente a limitadores individuales de tensión. Una ubicación conveniente de los limitadores de tensión es fuera del cuerpo del satélite, como se mencionó anteriormente, reduciendo los requerimientos del subsistema térmico.

La figura 7.21 muestra el esquema de un ala de 3 paneles solares desplegados, incluyendo el yugo de orientación y soporte al cuerpo del satélite del que forman parte, y un dispositivo limitador de tensiones externo al mismo.



La eficiencia de conversión de energía de las células de silicio es en la actualidad de 10 a 15% considerando las pérdidas de las cubiertas protectoras. Los aumentos de eficiencia obtenidos se deben al aprovechamiento de energía en la parte ultravioleta del espectro y a mejoras en las cubiertas. Otras células se construyen a base de arseniuro de galio, las cuales tienen mayor eficiencia, menor coeficiente de temperatura y menor degradación por radiación, pero por su alto costo solo se emplean en satélites de muy alta potencia.

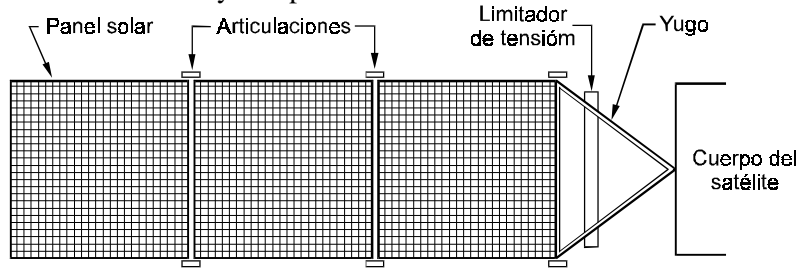


Figura 7.21. Esquema de un ala de tres paneles solares

La superficie de los paneles solares necesaria para producir la energía suficiente para satisfacer el consumo en todas las cargas del satélite es

$$A_p = \frac{P_L}{S_r \eta F_d F_l F_s} M \quad \text{m}^2 \quad (7-7)$$

- donde  $P_L$  es la potencia máxima requerida para las cargas, incluyendo los acondicionadores de potencia,  
 $S_r$  es la potencia solar utilizable por  $\text{m}^2$  usada como referencia,  
 $\eta$  es la eficiencia de conversión de energía a plena carga de las células sin cubiertas al inicio de vida y a la temperatura máxima de operación bajo iluminación,  
 $F_d$  es el factor de pérdidas en los cables de distribución de energía y en dispositivos en serie, antes de los acondicionadores de potencia.  
 $F_l$  es el factor por deterioro de las células solares al final de la vida útil del satélite (0.90 para 10% de reducción de potencia),  
 $F_s$  es un factor debido a pérdidas iniciales en las cubiertas protectoras y en las conexiones de las células, así como al aumento de superficie por sus soportes, con valor típico de 0.85,  
 $M$  es el factor de margen (1.05 para 5% de margen).

En caso de que los paneles solares sean afectados por sombras de alguna otra parte del satélite deberá hacerse una corrección adicional a la ecuación 7-7.

La potencia utilizable por unidad de superficie que generalmente se emplea como referencia para los satélites geoestacionarios corresponde al solsticio de junio  $S_r = 1370 \times 0.889 = 1217.9 \text{ W/m}^2$ , ya que la potencia adicional utilizable durante el equinoccio de septiembre es mayor que la demanda adicional, debida a la carga de las baterías, lo cual representa un aumento diario de consumo de energía de hasta 5%, porque los eclipses tienen una duración máxima de aproximadamente 70 minutos, causando una pérdida de la energía almacenada en la batería que deben reponer los paneles solares en 24 horas.

La reducción del rendimiento de los paneles durante su vida útil se debe principalmente a deterioro por la radiación de partículas, y a cambios en las características de las cubiertas, siendo más acentuada durante los primeros cinco años. Otras causas de deterioro se deben a impactos de micrometeoritos y al efecto de la expulsión de gases de los impulsores cercanos. En este aspecto se han logrado grandes mejoras, por lo que los paneles solares de un satélite estabilizado en tres ejes (que normalmente tienen un deterioro mayor que los estabilizados por rotación por operar constantemente expuestos a la radiación) pueden tener actualmente una disminución de su rendimiento de solo 13% en 14 años en órbita, es decir,  $F_l = 0.87$ .

Aplicando lo mencionado para determinar la superficie mínima de los paneles de un satélite triaxial con los siguientes parámetros:  $P_L =$  carga máxima de potencia de 2000 W,  $\eta = 12\%$  (0.12),  $S_r = 1217.9$ ,  $F_d = 0.98$ ,  $F_l = 0.87$ ,  $F_s = 0.85$  y  $M = 1.05$ , se obtiene  $A_p = 19.88 \text{ m}^2$ .

Por otro lado, el peso de los paneles mencionados es aproximadamente una función lineal de la potencia y su relación o densidad específica tiene un valor de 21 a 25 W/kg.

También debe mencionarse que los mecanismos de orientación de los paneles solares en un satélite estabilizado en tres ejes son determinantes de la captación suficiente de radiación solar. La falla de estos mecanismos, o de los anillos deslizantes, es catastrófica para el subsistema de energía, por lo que normalmente cuentan con redundancia.

## BATERÍAS

Como ya se mencionó, las baterías principales de un satélite son necesarias para suministrar la energía eléctrica secundaria a la nave durante los eclipses, los cuales impiden la iluminación de los paneles solares. En los satélites geoestacionarios este fenómeno ocurre en dos períodos al año alrededor de los equinoccios, en lapsos diarios dentro de unos 21 días antes y después del 21 de marzo y del 23 de septiembre, cuando la estación espacial entra en la sombra creada por la Tierra al interceptar la radiación solar, representando un total de menos de 90 ciclos de carga y descarga por año. Lo anterior se debe a que en esos períodos el eje Tierra-Sol forma un ángulo menor de  $\pm 8.7^\circ$  con el plano de la órbita del satélite. La mitad del

intervalo de tiempo de cada eclipse ocurre a la medianoche real, tomando como referencia horaria la longitud del satélite geostacionario. Al iniciarse los eclipses su duración aumenta cada día hasta alcanzar unos 70 minutos como máximo y disminuye desde entonces hasta desaparecer. En el caso de los satélites de órbita baja los eclipses, como se describe con cierto detalle en el capítulo 8, pueden ocurrir diariamente, en algunos casos hasta durante el 40% de cada período orbital, por lo que pueden ocurrir hasta cerca de 5000 eclipses/año. Además de la función mencionada, las baterías recargables se utilizan también para suministrar energía en la órbita de transferencia, para cargas transitorias, y en caso de fallas del subsistema de orientación o actitud, durante las cuales puede ser insuficiente la iluminación de los paneles solares.

Las baterías principales que fueron más utilizadas en los satélites de comunicación hasta hace pocos años son las de níquel-cadmio (NiCd) y en los más recientes las de níquel-hidrógeno (NiH<sub>2</sub>). Las primeras constan de placas de cadmio y de níquel alternadas, con separadores inertes en un baño de solución acuosa de hidróxido de potasio como electrolito. Estas baterías no han podido ser mejoradas suficientemente para reducir su deterioro en misiones de larga duración. Las segundas, que son más ligeras y fiables, constan de electrodos positivos de níquel, y de hidrógeno difundido en un material inerte como negativos, en tal forma que al cargarse la batería el compuesto activo de níquel del electrodo positivo cambia de un óxido a otro, más agua, y se genera hidrógeno en el negativo, aumentando la presión interna en proporción a la carga, lo cual se detecta en el subsistema de telemetría por medio de un sensor. El estado y desempeño de cada célula de la batería se vigila midiendo su presión, su tensión y su temperatura.

Existen baterías para la industria aeroespacial basadas en otros elementos o compuestos químicos, pero generalmente se utilizan en naves con misiones de muy corta duración, como en un cohete de lanzamiento, o para alimentar separadamente a circuitos de muy bajo consumo de energía, como algunas memorias. Para dichas aplicaciones no se requiere que las baterías puedan recargarse. En los párrafos siguientes solo nos referimos a las baterías principales, concretamente limitadas a las descritas inicialmente.

La duración e intensidad de la carga afecta las características de la batería, por lo que es necesario su control, evitando las sobrecargas. La duración de la vida de la batería depende en forma compleja, entre otros parámetros, además del control de la carga, de la profundidad de su descarga durante los eclipses y del control de su temperatura, que es óptima entre +5° y +15° C, intervalo que generalmente no se puede lograr en parte del tiempo, ya que en lapsos prolongados se encuentra entre -10 y +25°C, y aun alcanza por breves lapsos hasta 35 o más °C. Otro factor muy determinante de la vida de las baterías es el número de ciclos de carga y descarga por año, que como ya se mencionó es muy alto en los satélites de órbita baja. En los satélites de órbita geostacionaria, si la batería es de Níquel-Cadmio, es necesario su

recondicionamiento periódico para que recupere su capacidad de carga en una alta proporción, procedimiento que consiste esencialmente en su descarga total. No obstante, incluso con el recondicionamiento, la capacidad de carga se reduce progresivamente en cierta medida en forma irreversible. Para controlar la carga de la batería se emplea el procesador de control del satélite con el algoritmo correspondiente y parámetros de sesgo que puedan actualizarse, ya que, por ejemplo, la presión interna de las células aumenta progresivamente durante la vida de la batería y por tanto cambia también su relación con otros parámetros. Dicho procesador realiza esta función recibiendo del subsistema de telemetría y telemando la información de los parámetros de las células de la batería, enviando a su vez señales de mando a los dispositivos que directamente controlan la corriente de carga.

Las células de las baterías se construyen en recipientes sellados que deben resistir con un amplio margen la presión que se desarrolla en su interior (hasta 7 MPa en las de NiH<sub>2</sub>) y, según la tensión total requerida, se combinan en serie en el número necesario de ellas (a razón de 1.35 V o menos\*/célula de NiH<sub>2</sub>), generalmente empacadas en grupos, colocados alrededor del centro de masa del satélite para evitar el desbalance de éste, incluyendo sus sensores, circuitos de protección y demás elementos asociados.

La tensión producida por la batería no necesita ser igual a la requerida para la alimentación eléctrica general de la nave, ya que puede ser reforzada por controladores de descarga que generen tensión adicional en serie por conversión de c.c. a c.c., a fin de alcanzar su valor regulado, a cambio de drenar una mayor corriente, obteniendo en cualquier momento la potencia necesaria. El aumento de tensión en serie proporcionado por controladores de descarga, que debe ser moderado, es útil también porque la batería no produce una tensión constante, ya que durante un eclipse disminuye progresivamente, teniendo una pendiente de variación que no es lineal respecto a la energía consumida. Así, al perder una batería de NiH<sub>2</sub> 50% de su carga el valor de la tensión de cada célula es cercano a 1.2 V. La figura 7.22 muestra la conexión de los controladores de carga y descarga de la batería, los cuales se utilizan en los subsistemas de energía eléctrica más eficientes.

La densidad específica de energía típica de las baterías de níquel-cadmio es de 39 watt-horas/kg, y la de las de níquel-hidrógeno de 60 watt-horas/kg, sin considerar las partes exteriores asociadas a cada célula ni su empaque para agrupamiento, por lo que, siendo un componente de masa total considerable, son preferibles éstas últimas para misiones largas y de alto consumo de energía, por la reducción de peso de ellas, y por tanto de los propulsores, en dichas misiones. Dicha reducción se acentúa por el hecho de que las de NiH<sub>2</sub> pueden tolerar, con la duración prevista, que

---

\* La tensión de una célula de NiH<sub>2</sub> totalmente cargada es mayor que 1.35 V, pero se reduce rápidamente a dicho valor con una pequeña descarga, y al continuar ésta se reduce lentamente hacia tensiones menores.

se consume una mayor proporción de su carga durante los eclipses, lo que significa que su capacidad total puede ser menor en igualdad de condiciones.

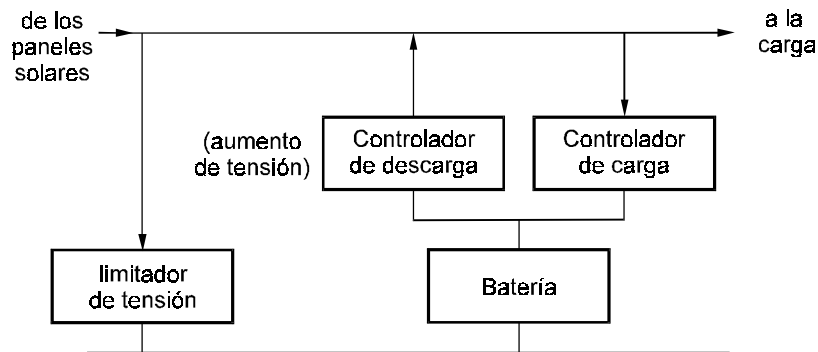


Figura 7.22. Esquema por bloques del control de carga y descarga de la batería cuando la línea general de energía primaria está regulada por derivación

La profundidad de descarga de una batería (abreviado DOD en inglés) es el porcentaje de su capacidad almacenada cuando está totalmente cargada que se consume durante una descarga, como en el caso de un eclipse. Una mayor profundidad de cada descarga reduce el número de descargas posibles para la duración de la vida proyectada del satélite, debido a que degrada más la batería y reduce su vida en una órbita determinada. La figura 7.23 muestra como se relacionan la profundidad de las descargas con el número de descargas totales previstas para la misión.

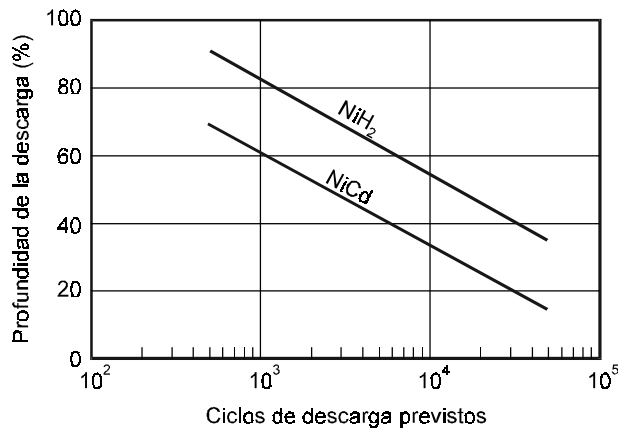


Figura 7.23 Relación entre el número de ciclos de descarga y la profundidad de ésta

La capacidad de una batería al final de su vida útil  $C_{EOL}$  se puede determinar inicialmente en W-h de la ecuación

$$C_{EOL} = \frac{P_e \times t_e}{(\eta_d / 100) \times (D_{DOD} / 100)} M \quad \text{watt-horas} \quad (7.8)$$

donde  $P_e$  es la potencia media consumida durante cada eclipse en watts,  
 $t_e$  es la duración máxima de un eclipse en horas,  
 $\eta_d$  es la eficiencia de transmisión de la batería a la carga expresada en %,  
 $D_{DOD}$  es la profundidad de la descarga expresada en %, y  
 $M$  es el factor de margen (1.05 para 5% de margen)

Considerando una tensión media  $V_m$  de la batería durante el eclipse más largo, cercana a la de la línea de alimentación primaria, se determina tentativamente la capacidad en A-h ( $C_{EOL} / V_m$ ) de las células de entre los tipos de ellas disponibles. Empleando células de NiH<sub>2</sub> el número  $n$  de células en serie debe ser siempre menor que la tensión de la línea de energía primaria dividida entre 1.55.

Por ejemplo, para un satélite geostacionario si  $P_e = 4000$  watts,  $t_e = 1.2$  h,  $\eta_e = 90$  %,  $D_{DOD} = 70$ %, y  $M = 1.05$ , la capacidad de la batería deberá ser de 8000 watts-horas. Si además se tiene previsto que la batería opere a una tensión media cercana a 50 volts, su capacidad mínima de corriente debe ser aproximadamente de 160 A-h (8000/50) al final de la vida útil del satélite. La carga rápida típica de la batería en la órbita geostacionaria se realiza a un valor cercano a 1/20 de la capacidad de corriente (0.05 A/A-h), que en este caso serían 8 A, y la lenta que se utiliza cuando se aproxima la saturación a 1/200 de la misma (0.005 A/A-h), o sea 0.8 A para el mismo caso.

En órbitas bajas, con baterías de NiCd, la profundidad de la descarga debe limitarse a aproximadamente 20%, lo que aumenta considerablemente la capacidad total de la batería en proporción a la energía consumida en cada eclipse, aumentando también proporcionalmente su masa.

En cuanto a la fiabilidad de una batería, puede ocurrir que una o más de sus células fallen durante su vida esperada. Una forma de aumentar la probabilidad de que continúe dentro de los límites esperados de su capacidad en la parte final de la vida útil prevista para el satélite (como alternativa a una batería redundante que significa mucho mayor peso) consiste en agregar una o más células adicionales en serie, que pueden considerarse dentro del factor de margen, para evitar que lo impida el cortocircuito de una sola de ellas, que es su falla más probable. La falla de una célula por circuito abierto es poco probable, pero obliga a poner a la misma en corto circuito mediante un mecanismo apropiado, a fin de que la batería siga funcionando.

Sobre este aspecto se encuentran mayores detalles en el apéndice D relativo a fiabilidad.

## DISTRIBUCIÓN DE ENERGÍA

La distribución de energía desde los paneles solares y la batería se realiza por medio de un conjunto de cables, sensores de corriente, termostatos, fusibles y conmutadores de potencia, y una de sus funciones más importantes es proteger a la nave de fallas motivadas por cortocircuitos. Estas funciones pueden efectuarse a través de diversos centros de carga dentro del satélite.

## OPERACIÓN EN ÓRBITA DE TRANSFERENCIA

La operación del subsistema de energía de los satélites estabilizados en tres ejes es peculiar en órbita de transferencia, debido a que los paneles solares no se encuentran desplegados en esa fase. Solo los paneles extremos quedan expuestos a los rayos solares, recibiendo una cantidad de energía variable, debido a la rotación para su estabilización que se imprime al satélite en esas condiciones. No obstante, como la carga de comunicaciones no está en operación, el suministro de energía es suficiente para satisfacer la demanda de potencia de los demás subsistemas. Debido a la rotación, durante los intervalos de tiempo en que los paneles quedan muy oblicuos respecto de la radiación solar no pueden alimentar las cargas, por lo que debe hacerlo la batería, cuya descarga se repone en los lapsos en que los paneles reciben más energía que la consumida.

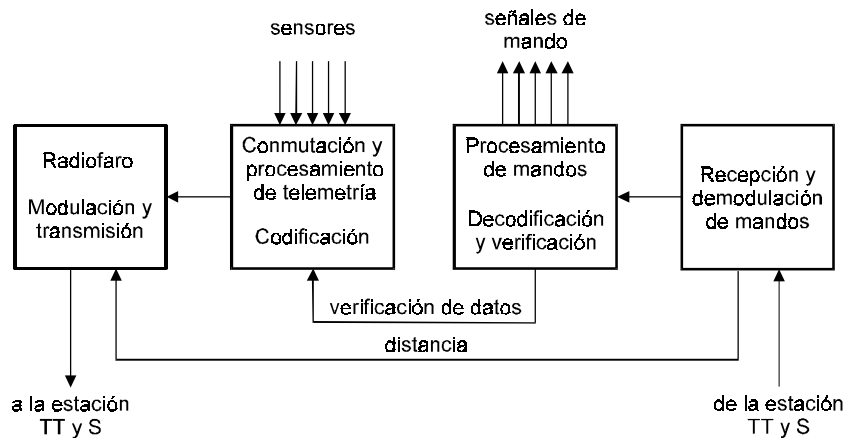
### 7.3.4 SISTEMA DE TELEMETRÍA, TELEMANDO Y DISTANCIA

Las funciones de telemetría, telemando y distancia son esencialmente funciones de comunicaciones internas propias del segmento espacial, es decir del satélite y de su centro de control. Dichas funciones pueden desglosarse en la forma siguiente:

- Recolección, conformación, modulación y transmisión de la información relacionada con la configuración y desempeño del satélite.
- Recepción, demodulación, decodificación y distribución de las señales de mando destinadas a mantener el adecuado funcionamiento del satélite y a adaptar la carga útil a las necesidades de la misión.
- Intercomunicación de señales destinadas a realizar una determinación de alta precisión de la distancia del satélite a un punto sobre la Tierra.

Para realizar las comunicaciones en este subsistema se han utilizado diversas bandas, pero en la actualidad a menudo se emplea una parte de la banda de la carga útil, aunque pueden utilizarse distintas frecuencias para la comunicación en órbita de transferencia y en órbita geostacionaria. La figura 7.24 ilustra esquemáticamente el funcionamiento de este subsistema.

La sección de telemetría recibe las señales de los sensores, las procesa en un formato y secuencia predeterminados, las modula y las transmite al centro de control, aunque también están disponibles para las operaciones autónomas. Es común que existan cientos de puntos de medición para vigilar los estados, temperaturas, tensiones, corrientes, presiones, aceleraciones y ángulos relativos.



**Figura 7.24. Subsistema de telemetría, telemando y distancia**

Las señales de mando se envían desde el centro de control vía enlaces terrenales a través de la estación TT y S cuando es necesario para controlar la actitud, la posición, la configuración de su carga de comunicaciones y el estado de los equipos a bordo del satélite. Cada señal de mando se recibe en el subsistema, se demodula y almacena y regresa por la sección de telemetría al centro de control para después de su verificación, confirmación y reexpedición (o expedición de una clave complementaria) ser encaminada al dispositivo que deba ejecutarla. Pueden también existir señales de mando internas generadas por el procesador de control y distribuidas por medio de este subsistema.

Las funciones de distancia y seguimiento al combinarse permiten determinar la posición del satélite, para eventualmente enviar señales que la corrijan mediante los impulsores. La medición de distancia determina la longitud oblicua de la línea virtual entre la estación terrena y el satélite, en función del tiempo de recorrido de ida y vuelta de una señal, en tanto que la determinación de los ángulos de acimut y



elevación, realizada por seguimiento de un radiofaro del satélite, que puede ser la portadora de telemetría, completa la información de posición.

## TELEMETRÍA

Puesto que la telemetría es vital para la operación del satélite, sus elementos más importantes deben tener redundancia 2 para 1. En una de las formas para procesarla debe contarse con dos codificadores y dos transmisores en conexión cruzada. La información del parámetro de cada punto de medición se toma por muestreo, se digitaliza, se codifica y se multiplexa en el tiempo con los datos de los demás, para producir dos flujos continuos, uno por cada transmisor. Parte de la información contenida en cada flujo puede estar duplicada en el otro por su importancia; pero otra parte puede corresponder a datos de distintos puntos de medición. También, mediante opciones de operación se puede vigilar un parámetro en forma más continua que otros, y modificar el contenido de los flujos, así como en caso de falla de un transmisor incluir en uno solo toda la información contenida anteriormente en los dos.

En un satélite comercial el número de parámetros medidos puede ser desde más de doscientos hasta cerca de mil, pero como la mayoría de ellos no cambia rápidamente el muestreo del valor de cada uno no necesita ser muy frecuente (por ejemplo en intervalos de 30 segundos a 2 minutos <sup>[6]</sup>). Por otro lado, el error de medición de la magnitud de los mismos en la conversión de analógico a digital normalmente no excede de 0.5 a 1%. Cada flujo puede tener una velocidad binaria de menos de 64 kb/s, pudiendo emplearse diversos métodos de compresión de la información, los cuales aprovechen sus características inherentes para conservar en un valor bajo dicha velocidad, por ejemplo, no transmitiendo los valores cuando no tengan cambios significativos o aumentando los intervalos entre mediciones cuando tengan una tendencia continua.

La codificación de las señales puede realizarse en una sola unidad de equipo para cada flujo de datos, como se describió anteriormente, mediante conductores que llegan de cada sensor al codificador, o por medio de múltiples codificadores distribuidos y sincronizados que se conectan a un solo canal común. Este último método tiene la ventaja de evitar un número excesivo de cables, aunque se requiere duplicar todos los elementos del subsistema para asegurar la fiabilidad del conjunto.

Durante la órbita de transferencia no es posible transmitir la telemetría por las antenas de la carga útil, las cuales no están desplegadas, por lo que se utiliza una antena adicional sencilla con radiación directa en ángulo muy amplio, con directividad toroidal, que comúnmente se identifica como *antena omni*. En la posición final en órbita geostacionaria, la redundancia de antenas y canales alternativos de telemetría se mantiene en cualquier momento, para asegurar la comunicación en toda circunstancia. El flujo de telemetría recibido en el Centro de

Control, después de su conversión a datos estructurados, se puede ver separadamente en pantallas, presentando un cuadro actualizado de las condiciones de operación del satélite, y también se graba para cualquier análisis posterior.

La telemetría de una constelación de satélites de órbitas bajas puede concentrarse en uno o dos centros de control, a través de la red de interconexión que forman, ya sea los propios satélites, o las estaciones terrenas de enlace a las redes terrenales.

## TELEMANDO

Las señales de mando son obviamente muy pocas en comparación con las de telemetría y no tienen la secuencia repetitiva de éstas. A diferencia de las de telemetría, en que puede ser usada una muestra o una tendencia calculada después de una serie indeterminada de valores del mismo parámetro, reduciéndose en alguna medida la importancia de un error aislado, las señales que constituyen un solo mando u orden individual siempre conducen a una acción, o a una cadena de acciones, con un propósito específico. Debido a ello, puede tener consecuencias muy perjudiciales un error humano o de transmisión desde el centro de control, por lo que se requiere una mayor seguridad del enlace, y se emplea la verificación del mando descrita anteriormente, sin la cual no se ejecuta.

En realidad la confirmación de un mando, que representa la orden de su ejecución, puede ser una palabra código diferente a la de preparación transmitida originalmente, devuelta al centro de control y verificada en éste, pero en todo caso deben formar una pareja única.

Normalmente no se puede tener acceso a la sección de telemando desde una estación terrena que no utilice la contraseña que lo permite, entre otros procedimientos de seguridad como el antes mencionado. En el caso de las señales de mando generadas internamente en la nave por el procesador de control, la probabilidad de error es muy baja, y los algoritmos de operación deben reducir aún más la probabilidad de consecuencias no deseadas. La sección de telemando puede programarse para no aceptar cierto tipo de señales riesgosas y no previstas para ser emitidas por dicho procesador, algunas en forma permanente y otras en forma transitoria, por ejemplo durante la órbita de transferencia, lo cual la protege de señales erráticas si aquel llegara a producirlas.

La transmisión de mandos puede hacerse a una velocidad binaria de  $< 100$  bits/s en una banda de base de relativamente baja frecuencia, y la longitud de las palabras de código hacerse de  $\geq 32$  bits con suficiente redundancia, gracias a que lo facilita el poco volumen de tráfico en el canal, lo cual permite aumentar la seguridad de la comunicación. Cada bit de información se representa típicamente por uno entre varios tonos en la gama de frecuencias de 5 a 15 kHz, con duración de algunos milisegundos. Además, el enlace entre el centro de control y el satélite se calcula para

que la probabilidad de identificación correcta de una palabra de código sea mayor de 99.97%.

Como en el caso de la telemetría, se cuenta con redundancia total para la recepción de las señales de mando generadas en el centro de control, pudiendo consistir en canales duplicados que empleen ambos, alternativamente, la antena de servicio para la carga útil, o la antena omnidireccional de la órbita de transferencia, con igual opción para los decodificadores. En un satélite que tenga repetidores en banda C y en banda Ku se utiliza para telemando la banda C, a fin de evitar el aumento de probabilidad de error en caso de lluvia.

Después de la demodulación, los decodificadores convierten las señales de mando a la forma conveniente para su ejecución, y las dirigen a las unidades que actúan directamente sobre válvulas, motores, dispositivos pirotécnicos, conmutadores y relevadores.

## DISTANCIA

La medición de distancia de un satélite a un centro de control, indispensable para el control de la órbita, se realiza por varios métodos. Uno empleado comúnmente consiste en transmitir desde la estación TT y S señales que modulan una portadora en una frecuencia de telemando, y regresarlas por la sección de telemetría, determinándose la distancia por medio de la medición de la diferencia de fase entre las señales transmitidas y recibidas. Para esta operación puede dedicarse transitoriamente un transmisor de telemetría a medición de distancia y el otro a telemetría.

Las señales moduladoras en banda de base están constituidas por ondas continuas, y se requiere que tengan una frecuencia alta para obtener mayor precisión en la medición, pero frecuencia baja para resolver ambigüedades de fase (consistentes éstas en múltiplos enteros de  $360^\circ$ ), por lo que se emplean varias, usualmente 4 de ellas. En el sistema Intelsat y en otros se ha empleado para la onda continua moduladora de mayor frecuencia la de 27 777 Hz que tiene una longitud de onda de 10.8 km, con la que se obtiene una precisión de la distancia de  $\pm 30$  m si la fase se mide con precisión de  $\pm 1^\circ$ . Las frecuencias para la solución de ambigüedades están en las gamas de miles, cientos y decenas de Hz. Un procesador especial en el equipo del centro de control puede calcular automáticamente la distancia tomando en cuenta los cambios de fase causados por los equipos en el satélite y en la estación terrena.

Para determinar periódicamente la órbita de un satélite, a fin de corregir los efectos de las perturbaciones, además de la medición de distancia desde una estación, es necesaria la medición de acimut y elevación desde la misma, para observar las oscilaciones debidas a inclinación de su plano y excentricidad, o la medición de distancia desde otra estación. En el primer caso la estación TT y S normalmente

puede hacer las mediciones angulares utilizando el sistema de seguimiento por monoimpulso descrito en el título 6.2.5 del capítulo 6.

### 7.3.5 SISTEMA DE CONTROL TÉRMICO

El objetivo de este subsistema es mantener las temperaturas requeridas en el satélite para que su operación sea satisfactoria. Cada elemento del satélite debe operar dentro de ciertos límites de temperatura para tener un desempeño que cumpla con sus especificaciones. Fuera de dichos límites las unidades operan en forma degradada, o dejan de operar, y pueden fallar antes de que concluya el plazo de la misión.

En contraste con las condiciones en la superficie terrestre, en la órbita de un satélite de comunicación no existe intercambio térmico a través de la atmósfera ni por convección ni por conducción, por lo que su temperatura depende solamente de la potencia calorífica generada internamente, la que radie al espacio, y la que reciba por radiación, principalmente del Sol. En ausencia del calor generado internamente y de las radiaciones provenientes del exterior una nave en órbita geostacionaria tendería rápidamente a alcanzar temperaturas extremadamente bajas.

Por lo anterior, algunas de las partes de un satélite deben soportar temperaturas extremas al alternarse los períodos de exposición a la radiación solar con los de falta de ella. Los paneles solares de los satélites estabilizados en tres ejes, por encontrarse fuera de su cuerpo principal están expuestos a extremos de temperatura mayores que los de cualquier otro elemento eléctricamente activo (47 a 70°C al Sol y -155 a -165°C en eclipse), aunque solo operan a las más bajas transitoriamente, al salir de un eclipse, y afortunadamente pueden diseñarse para continuar prestando servicio durante varios años en esas condiciones. En cambio, otros componentes requieren temperaturas en un intervalo relativamente estrecho para funcionar adecuadamente, alejadas varios grados de sus límites de supervivencia, como los tanques de propulsantes (supervivencia: -12 a +54°C), los amplificadores de potencia de estado sólido (supervivencia: -20 a +60°C en operación), y las baterías (supervivencia: -19 a +40°C), las cuales son críticas especialmente en el límite superior de los dos últimos casos, ya que dichos componentes generan calor.

El principio general del control térmico se basa en que cualquier cuerpo en el espacio, en el cual se produzca internamente calor, alcanzará una temperatura de equilibrio cuando la suma de la energía térmica absorbida de la radiación del Sol (y en su caso de otro cuerpo) y la generada internamente sea igual a la radiada al espacio. La temperatura absoluta  $T$  en °K a la cual se logra dicho equilibrio térmico satisface la ecuación

$$\varepsilon A_r \sigma T^4 = \alpha A_a S + Q \quad (7-9)$$

donde  $\varepsilon A_r \sigma T^4$  es la energía radiada por el cuerpo,

$\varepsilon$	es el índice de emisión de la superficie radiadora,
$A_r$	es el área de la superficie de radiación en $m^2$ , $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(m^2 \text{ K}^4)$ ,
$\alpha A_a S$	es la potencia solar absorbida por el cuerpo
$\alpha$	es el índice de absorción de la superficie que recibe la radiación solar
$A_a$	es la proyección de la superficie que recibe la energía solar sobre un plano normal a la dirección de esa radiación
$S$	es el flujo o potencia/ $m^2$ de la energía solar* y
$Q$	es la potencia generada internamente en W.

Despejando  $T^4$  se puede apreciar que para obtener la temperatura que se requiera pueden seleccionarse valores adecuados de  $\alpha$  y  $\varepsilon$ , si los demás parámetros no cambian. Estos índices tienen valores menores a 1, diferentes entre sí y para cada material, influidos por el distinto espectro de la radiación solar y la producida por el cuerpo, y su relación  $\alpha/\varepsilon$  puede ser menor o mayor que 1, según se necesite que una superficie tenga mayor índice de emisión o mayor índice de absorción. Una característica de las relaciones de la ecuación anterior, favorable al control térmico, consiste en que  $T$  es proporcional a la raíz cuarta de la suma de la potencia absorbida y la generada internamente, por lo que, por ejemplo, un aumento de 50% en dicha suma solo produce un aumento de 10.7% en el valor de  $T$ .

El flujo directo de la radiación del Sol, como ya se mencionó, tiene una densidad de potencia casi constante de  $1370 \pm 46 \text{ W}/m^2$  según la época del año. Sin embargo, durante los eclipses se produce un cambio brusco al dejar de recibirse la energía solar, y aun así deben mantenerse las temperaturas de operación. Por otro lado, los amplificadores de potencia convierten en calor entre 40 y 60% de la energía eléctrica que consumen (que a su vez es 70% o más de la total consumida por el satélite), dependiendo de su eficiencia. Además, aunque la energía generada internamente por los amplificadores de potencia de un satélite de difusión directa puede considerarse constante, la generada por un satélite de uso general depende de la proporción entre los transpondedores operados a saturación con una sola portadora y los operados con múltiples portadoras, así como de la ocupación de su capacidad a lo largo de su vida útil.

Aplicando la ecuación 7-9 a un caso hipotético simplificado en que las condiciones sean:  $S = 1370 \text{ W}/m^2$ ,  $\alpha_l = 0.6$ ,  $A_{a1} = 4.5 \text{ m}^2$ ,  $\alpha_2 = 0.2$ ,  $A_{a2} = 2 \text{ m}^2$ , consumo total de energía eléctrica = 2500 W, consumo de los amplificadores de

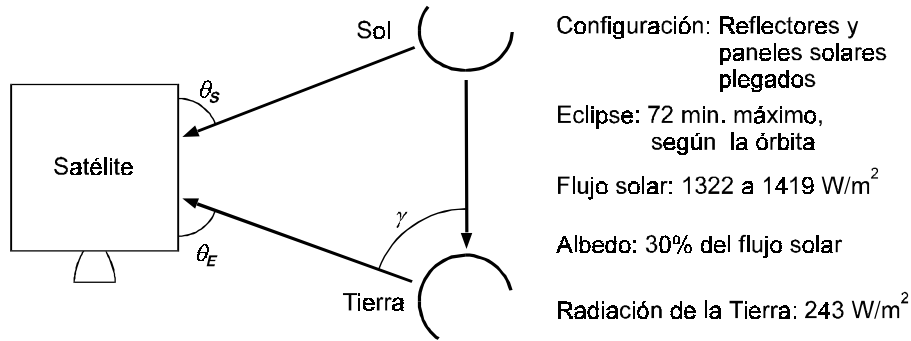
---

\* Se denomina flujo a la intensidad de una radiación, o cantidad de energía por unidad de tiempo y por unidad de área, es decir, es la densidad de potencia por unidad de área. El flujo en un punto del espacio (*flujo directo*) depende de la intensidad de la fuente de energía (*flujo en la fuente*), de su extensión, y de la distancia a la misma.

potencia = 68% del total con eficiencia media de 56%,  $\varepsilon = 0.8$  y  $A_r = 14 \text{ m}^2$ , se obtiene para  $T$  el valor de 309.1 K (36° C).

En el caso de un cuerpo no homogéneo como lo es un satélite, que produce energía variable en diversos puntos en su interior, que presenta distintas superficies hacia el Sol durante el día, que en ciertos períodos deja de recibir su energía y en el que interesa la temperatura de cada uno de sus componentes, la situación es más compleja que la supuesta en la ecuación 7-9, la cual no obstante puede usarse como un punto de partida si se cuenta con la información de los parámetros requeridos. Cada fabricante de satélites dispone de un modelo de control térmico que toma en cuenta el conjunto completo de variables necesario para diseñar el subsistema de control térmico de cada satélite.

En realidad, en los modelos de control térmico se debe tomar en cuenta la radiación de calor de la Tierra hacia el satélite en órbita transitoria y en la final, incluyéndolas en un término adicional del lado derecho de la ecuación 7-9. Dicha radiación tiene dos componentes: por un lado el albedo o reflexión del flujo directo solar, cuyo valor medio es 30% de éste último en el eje Sol-Tierra (considerado entonces como flujo en la fuente), y por otro la radiación propia de la Tierra, cuyo flujo superficial o en la fuente varía entre 189 y 262  $\text{W/m}^2$ , y cuyo valor medio generalmente se considera 243  $\text{W/m}^2$ . La figura 7.25 muestra las condiciones ambientales térmicas en que se encuentra un satélite estabilizado en tres ejes en una órbita de transferencia, que es la elíptica previa a la geostacionaria, y cuya distancia mínima a la superficie de la Tierra generalmente está entre 200 y 300 kilómetros, aunque se mantiene próximo a la Tierra por un tiempo relativamente corto durante cada circunvolución.



**Figura 7.25. Condiciones térmicas ambientales en una órbita de transferencia**

En las condiciones mostradas, los paneles solares y los reflectores, que se encuentran todavía plegados, impiden la radiación de calor desde las superficies destinadas a máxima emisión, pero como la energía térmica generada internamente es muy baja, por no operar la carga de comunicaciones, no se presentan dificultades

mayores para el control de la temperatura. En las órbitas bajas, antes del despliegue de los paneles solares, se presentan condiciones similares en el sentido de que la Tierra está relativamente próxima.

A una altura de 800 km el flujo directo sobre el satélite  $F_{AL}$ , causado por el albedo, y el  $F_{RE}$ , causado por el calor remanente de la Tierra, tienen los valores medios:

$$F_{AL} = 329 \cos \gamma \text{ W/m}^2, F_{RE} = 195 \text{ W/m}^2$$

donde  $\gamma$  es el ángulo mostrado en la figura 7.25.

Los flujos directos que producen ambos tipos de radiación en la ubicación de un satélite son insignificantes a alturas mayores de 13000 km sobre la superficie de la Tierra <sup>[2]</sup>, a la cual representan menos de 3% del flujo directo máximo recibido del Sol. En cualquier caso la potencia térmica que absorbe el satélite depende del coseno del ángulo de incidencia  $\theta_E$  sobre cada superficie del mismo, del tamaño de ésta y de su índice de absorción.

En el interior del satélite la temperatura no es uniforme, sino que presenta gradientes, que dependen de la cantidad de calor y de la ubicación de los puntos en que se genera, y de su flujo, en el cual intervienen tanto la conducción como la radiación entre ellos. En general, las unidades tienen superficies de alto índice de emisión para promover un alto intercambio de calor por radiación.

Sería deseable un sistema de control térmico pasivo, para que no fuera necesario ejercer acción alguna a fin de mantener las temperaturas en las gamas requeridas, gracias a la selección de índice de emisión e índice de absorción de las superficies externas, y de los materiales adicionales de conducción o aislamiento térmico, así como al diseño de las adaptaciones térmicas y ubicación de cada unidad de equipo. Sin embargo, como complemento normalmente es necesario introducir elementos de control activo, como los calefactores eléctricos, los cuales intervienen ocasionalmente para evitar que algunas unidades alcancen temperaturas demasiado bajas para operar satisfactoriamente. Los llamados tubos de calor pueden considerarse también como elementos activos, dado que circula en ellos un fluido en forma gaseosa y líquida.

En los satélites estabilizados por rotación hay menos opciones para el control del intercambio de energía con el exterior, debido a que la mayor parte de la superficie que puede cumplir ese propósito está cubierta por las células solares. En cambio, en los triaxiales las células solares no intervienen en el control térmico del cuerpo principal, por lo que existe gran libertad en la selección de materiales de las superficies del cuerpo principal. Mientras los satélites estabilizados por rotación presentan el mismo tipo de superficie de absorción de la radiación solar todo el tiempo, y un área proyectada de absorción con variación cíclica anual menor de 10%, los triaxiales presentan áreas e índices de absorción que cambian con ciclos

diario y anual, y en el caso de las caras Norte y Sur cada medio año alternativamente no recibe una de ellas la energía del Sol y la otra la recibe a un ángulo muy oblicuo que varía entre 0 y 23.4°.

Algunos de los materiales usados en la superficie exterior de los satélites aumentan su índice de absorción progresivamente durante la misión, debido a los efectos de la misma radiación solar y la contaminación, por lo que la temperatura media tiende a aumentar y el control térmico debe diseñarse para tomar en cuenta esa variación. El cuadro 7.6 presenta valores típicos de  $\alpha$  y  $\varepsilon$  para algunos materiales al principio y al final de una misión de 12 años.

**Cuadro 7.5. Índices de absorción y de emisión**

SUPERFICIE	$\alpha$ PDV/FDV*	$\varepsilon$ (INFRARROJOS)
EXTERIORES		
Aluminio pintado de blanco	0.4/0.57	0.8-0.94
Espejo plata/cuarzo	0.08/0.22	0.80-0.90
Negros selectivos (absorbentes solares)	0.75/0.90	0.05-0.15
Células solares con cubierta y filtro	0.73/0.73	0.82
Mantas térmicas (superaislantes):		
Para superficies externas		0.03**
Protectora de antena		0.016**
De aislamiento del motor de apogeo		0.003**
INTERIORES		
Aluminio desnudo	-----	0.09
Grafito	-----	0.87
Negro conductivo	-----	0.87

\* PDV- Principio de vida, FDV- Fin de vida, \*\*a través de la manta

En un satélite triaxial generalmente se utilizan los paneles de las caras norte y sur del cuerpo principal, poco expuestos a la radiación solar, para liberar calor del interior mediante superficies de alto índice de emisión y bajo índice de absorción solar, como los espejos de plata y cuarzo, colocando los amplificadores de potencia inmediatos o sobre la parte interior de los paneles. También se utilizan los llamados dobladores, consistentes en placas de aluminio colocadas bajo los equipos de alta disipación, para extender las áreas de máximo calor reduciendo su temperatura, aunque aumentan el peso de la nave en mayor proporción que otros elementos de control.



Los tubos de calor son elementos cilíndricos que funcionan más eficientemente que el mejor metal conductor de calor, utilizados para extraer y trasladar calor por medio de la evaporación y condensación de un fluido volátil, por ejemplo a partir de amoníaco, como el mostrado esquemáticamente en la figura 7.26. Los tubos generalmente son de aluminio, y pueden estar embebidos en los paneles de la estructura. El gas producido por evaporación en el lado caliente del tubo se condensa en el extremo más frío, desde donde el fluido regresa al lado caliente por conductos capilares con los que cuenta. En esta forma se dispersa el calor y se conduce a las superficies radiadoras externas.

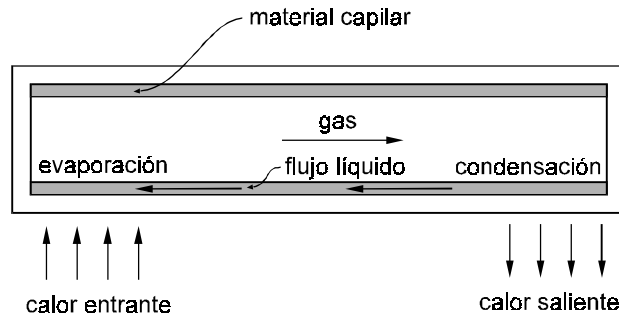


Figura 7.26. Esquema de un tubo de calor

Las mantas térmicas se utilizan extensamente y se construyen con diversas características según su aplicación que cumple una función generalmente de alto aislamiento térmico. Las mantas son flexibles y están formadas por 2 a 10 o más capas no adheridas entre sí de materiales laminados de poco espesor, empleándose en cada capa, según las características deseadas, además de materiales sintéticos: carbón, depósitos de aluminio, níquel y cuarzo, y deben diseñarse para evitar que emitan gases contaminantes hacia las superficies radiadoras. También es indispensable que tengan conductividad eléctrica para evitar los efectos de las descargas electrostáticas. Por ejemplo, una manta de 20 capas de Mylar de 0.25 mil, con una capa de aluminio de 0.001 mil depositado por vaporización en cada una, tiene un índice de emisión teórico de aproximadamente 0.0025. Se utilizan en las superficies externas del cuerpo principal del satélite para reducir la penetración de radiación solar y en la parte posterior de los reflectores de antena para reducir las distorsiones por calor, así como para aislar entre sí algunos elementos internos y para evitar el congelamiento de los impulsores. Se requieren mantas eficientes para conservar las temperaturas del motor de apogeo y de las sustancias propulsantes sobre las mínimas de ignición, y se emplea una barrera térmica entre el motor y otras partes de la plataforma.

Se utilizan calefactores eléctricos para evitar los extremos de bajas temperaturas en elementos sensibles cuando falta la radiación solar, y cuando los

transpondedores generan muy poco calor. Estos dispositivos pueden operar mediante controles autónomos o ser activados desde tierra. Su construcción puede ser ligera en forma de cinta, con una densidad de potencia calorífica generada de menos de  $1 \text{ W/cm}^2$ . Se usan comúnmente para los multiplexores de salida como substitutos de calor de los amplificadores de potencia cuando éstos inician su operación en modo de multiportadoras o con muy alta retención de potencia, en unidades de control de canal, en sensores de Tierra, en las baterías, en los impulsores y en los conductos de propulsión, entre otras aplicaciones.

### 7.3.6 SISTEMA DE PROPULSIÓN

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

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

Se han utilizado comúnmente dos tipos alternativos de motor de apogeo: de propulsante sólido y de propulsantes líquidos. En el primer caso dicho motor opera como una unidad independiente ya que entonces los impulsores de menor potencia emplean un propulsante o ergol líquido. En el segundo caso usualmente tanto el motor de apogeo como los impulsores menores emplean los mismos dos ergoles líquidos, un combustible y un oxidante, contenidos en tanques de almacenamiento diferentes, quedando integrados con la red de filtros, conductos y válvulas que los alimentan, o alternativamente se puede contar con impulsores de baja potencia que operan empleando gases ionizados o algún otro medios para proporcionar impulso.

Los motores de apogeo de combustible sólido conocidos como AKM (apogee kick motor) solo pueden ser encendidos una vez, por medio de un dispositivo pirotécnico, produciendo un fuerte impulso de poca duración para circularizar la órbita. Aunque estos motores son sencillos y eficientes, tienen el inconveniente de que cualquier desviación de su impulso en dirección o magnitud causa un error de la órbita que debe corregirse después por medio de los impulsores de baja potencia. Algunos de los satélites que los utilizan descartan el motor cuando se extingue y otros conservan su poca masa remanente. Se debe lograr un aumento aproximado de velocidad de la nave en el apogeo de 1500 o de 1850 m/s dependiendo del sitio de

lanzamiento, considerando dos de los más utilizados (Kourou y Cabo Cañaveral), independientemente de cual sea la masa del satélite, debido a la necesidad de hacer una mayor corrección de la inclinación de la órbita si se lanza desde un sitio a mayor latitud.

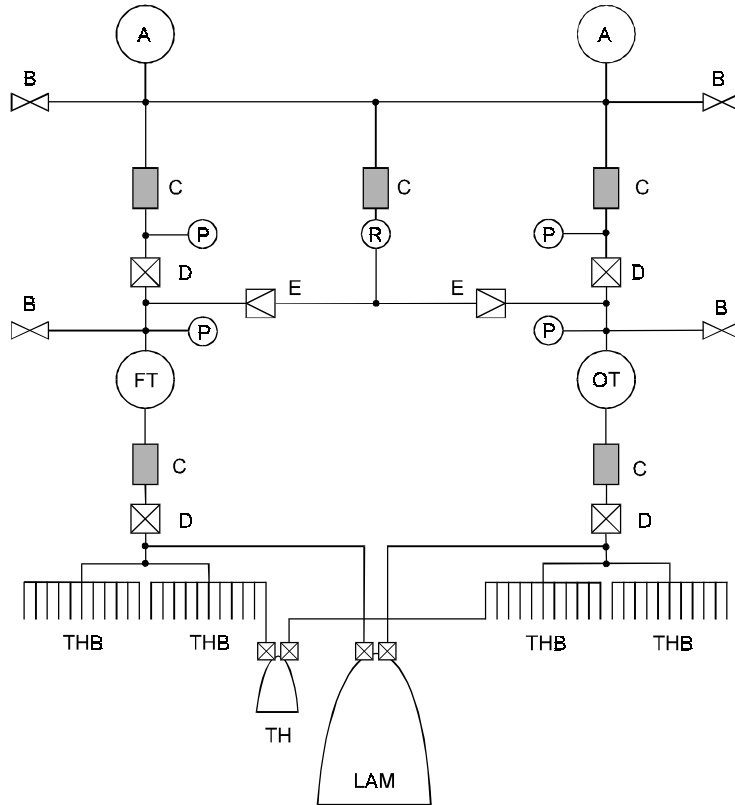
La figura 7.27 muestra el esquema simplificado de un subsistema de propulsión de biergol para un satélite estabilizado en tres ejes con 2 tanques de gas inerte a presión, tanque de combustible, tanque de oxidante y la red de alimentación. Un subsistema completo usualmente tendrá otros elementos no mostrados en la figura, además de los de redundancia, como un mayor número de válvulas, tanques y conductos. Debido a la gran masa de los tanques de propulsantes y la variación de la misma al consumirse éstos, se ubican en la parte central del satélite, con lo cual se reduce el desplazamiento de su centro de masa.

El motor de apogeo de biergol queda integrado al sistema completo de propulsión, incluyendo el subsistema de control de reacción que está constituido por la parte que contiene los impulsores de baja potencia. En esta forma, dicho motor representa un impulsor más, pero con una potencia mucho mayor. Tienen la ventaja de que pueden pasar de la órbita de transferencia a la geoestacionaria en varios pasos de encendido con impulso de valor controlado, verificándose los parámetros de cada órbita intermedia después de cada uno, con lo cual se puede llegar a la deseada con mayor precisión, sin desperdicio de los propulsantes. El aumento de velocidad requerido es el mismo que empleando el motor AKM a base de sólidos, pero se aplica progresivamente. Para circularizar la órbita y aumentar el perigeo los encendidos se realizan aproximadamente en el apogeo y para aumentar el apogeo, si ello es necesario, se realizan en el perigeo. Un motor de este tipo puede consumir en dichas operaciones orbitales iniciales hasta el 85% del total de los propulsantes en una misión de 10 años, y cerca del 80 % de ellos en una misión de 15 años.

Todos los tanques se mantienen aislados, y en general todo el subsistema de propulsión se mantiene inactivo, hasta que el satélite se separa del vehículo de lanzamiento. Los tanques de gas inerte a presión se requieren para inyectar el combustible y el oxidante hacia los impulsores. Para evitar que se inyecte gas inerte a los impulsores se utilizan membranas flexibles divisoras dentro de los tanques de ergol o barreras y mallas metálicas con tecnología de tensión superficial. Durante la ignición del motor de apogeo en la órbita de transferencia es necesario que un regulador controle la presión de los tanques de biergol. La parte central de la red de conductos opera con dicho motor, quedando bloqueadas las partes superiores de las dos ramas laterales por medio de otras válvulas no mostradas que están normalmente cerradas.

En órbita geoestacionaria se habilitan las ramas mencionadas, y se cierra definitivamente la central, a través de válvulas que se accionan una sola vez por medio de dispositivos pirotécnicos. Los transductores de presión se utilizan para vigilar ésta y poder controlarla, y para estimar la cantidad remanente de líquidos, y

por tanto la vida útil restante en órbita, aunque el cálculo, aun en el momento en que puede ser más preciso, tiene un margen de error de algunos meses. El control posterior de la presión dentro de cada tanque de propulsante, abriendo en el momento oportuno las válvulas de los tanques de gas inerte, permite establecer la proporción de mezcla adecuada de combustible y oxidante en los impulsores. Dicho control se facilita porque al terminar la órbita de transferencia el gas inerte ocupa más del 80% del volumen de cada tanque de biergol, dando estabilidad a la presión. Por último, muchos de los elementos de la red de alimentación cuentan con alguna forma de redundancia, como bobinas dobles en el caso de algunas válvulas.



- |                         |                           |                          |
|-------------------------|---------------------------|--------------------------|
| A -Tanque de gas inerte | FT -Tanque de combustible | THB -Banco de impulsores |
| B -Válvula de llenado   | OT -Tanque de oxidante    | TH -Impulsor             |
| C -Filtro               | P -Transductor de presión | LAM -Motor de apogeo     |
| D -Válvula de traba     | R -Regulador              |                          |

**Figura 7.27. Esquema simplificado de un subsistema de propulsión con un combustible y un oxidante. El sistema real en que está basado tiene mayor número de válvulas, interconexiones en los conductos, dos tanques de combustible y dos de oxidante**

El número mínimo de impulsores de baja potencia para los satélites estabilizados en tres ejes es de 6, más los de redundancia, por lo que algunos satélites cuentan con más de 20 en total por grupos en distintas direcciones. En caso de falla del motor de apogeo se pueden utilizar 4 impulsores de baja potencia axiales como respaldo, siendo necesaria una duración mayor de cada intervalo de combustión. En cambio, en los satélites estabilizados por rotación puede disponerse de menos impulsores activos, debido a que cada uno puede utilizarse en muchas direcciones, dependiendo del momento de su encendido mientras gira la plataforma.

La propulsión química ha sido la más utilizada en los satélites, y está usándose también la de procesos eléctricos, la cual se aplica solo a algunas de las maniobras en órbita por su poco impulso. Se ha experimentado con otros métodos, como la expulsión de gases fríos, con poco éxito. El hidrógeno y el oxígeno son muy atractivos, porque se combinan generando mucha energía y produciendo agua, pero deben mantenerse líquidos a muy baja temperatura por lo que solo son convenientes en otras aplicaciones en las que se consumen totalmente en unos minutos, como en los vehículos de lanzamiento.

Uno de los productos químicos más empleados ha sido el ergol hidracina anhídrica ( $N_2H_4$ ), que puede almacenarse a temperatura ambiente, aunque tiene el inconveniente de ser tóxica. La hidracina es un líquido corrosivo incoloro, con densidad similar a la del agua, que se descompone por calor o al entrar en contacto con un lecho de catalizador. En los sistemas en que se usó este propulsante inicialmente la descomposición ocurre a una temperatura de 1300 K en la cámara de combustión de donde los gases son expulsados, en cuyo caso el peso del propulsante consumido anualmente equivale a poco menos de 2.5% de la masa del satélite al principio de dicho período. En los impulsores reforzados eléctricamente, la hidracina se calienta después de la descomposición hasta 2500 K o más, lográndose más impulso, por lo que su consumo anual representa alrededor de 1.8% de la masa del satélite.

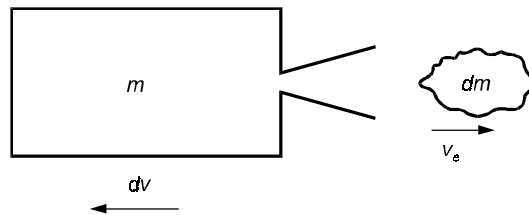
Los sistemas de dos líquidos, un combustible y un oxidante, que entran en combustión al contacto (reacción hipergólica), permiten obtener una mayor eficiencia que con la micropropulsión monoergólica mencionada. También es ventajoso que pueden emplearse para el motor de apogeo, aunque, como se aprecia en la figura 7.27, es necesario duplicar toda la cadena de alimentación. Un ejemplo de la combinación hipergólica mencionada consiste de tetróxido de nitrógeno y monometilhidracina, cuyo consumo anual en órbita puede representar alrededor de 1.7 % de la masa del satélite.

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

$$m dV = -v_e dm \quad (7-10)$$

donde  $m$  es la masa instantánea del cuerpo,  
 $dV$  es el incremento diferencial de su velocidad,  
 $v_e$  es la velocidad de la masa expulsada y  
 $dm$  es la diferencial de la masa expulsada.

La figura 7.28 ilustra este principio.



**Figura 7.28. Principio de la propulsión de un satélite**

Para lograr el máximo impulso posible con el mínimo consumo de masa, se procura utilizar procesos y sustancias propulsantes que proporcionen el máximo valor de  $v_e$ , que es característico para cada una, y en el caso de la propulsión por procesos químicos es proporcional a la raíz cuadrada de la temperatura absoluta de la combustión. La fuerza de empuje de la materia expulsada, que tiene la misma magnitud aunque sentido opuesto a la de impulso al satélite es

$$F = \dot{m}_p v_e \quad \text{N} \quad (7-11)$$

donde  $\dot{m}_p$  es la masa de ergol expulsada por unidad de tiempo. Esta ecuación indica que, debido a que al utilizar un determinado tipo de propulsante y de proceso queda determinado el valor de  $v_e$ , la fuerza de empuje depende del valor del flujo de expulsión de masa del satélite. Un factor de mérito muy utilizado es el llamado impulso específico

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_p g} = \frac{v_e}{g} \quad \text{s} \quad (7-12)$$

donde  $g$  es la aceleración de referencia de la gravedad. Como puede apreciarse en las relaciones anteriores, un valor de  $I_{sp}$  más alto indica que se tendrá más fuerza de impulso con la misma masa expulsada por unidad de tiempo.

El impulso específico de la combinación oxígeno e hidrógeno (no usada en satélites) es 440 s, de la hidracina es de 215 a 230 s, de la hidracina con refuerzo

eléctrico entre 290 y 300 s y del tetróxido de nitrógeno con monometilhidracina hasta 310 s. Estos valores son característicos solo en determinadas condiciones, porque tienen alguna variación con la relación de áreas de la boca de la tobera a su cuello (hasta 300:1), y con la presión de la inyección. La combustión pulsante de muy corta duración (centésimos de segundo) reduce notablemente el valor efectivo de  $I_{sp}$ , por ejemplo de 285 continua a 175 pulsante. Los valores de pulsos de ignición más cortos (10 a 15 ms) se utilizan para el control de actitud, correspondiendo a la más baja eficiencia, pero no afectan en forma perceptible la eficiencia total del subsistema de propulsión por su poco consumo. En el caso de este tipo de impulsores es más importante su capacidad de soportar un gran número de activaciones (hasta de cientos de miles de pulsos), que obtener de ellos un alto valor de  $I_{sp}$ . Además, todos los impulsores muestran un leve deterioro con el tiempo.

En la ecuación 7-10 pueden despejarse, por un lado, los conceptos de masa, y por el otro, los de velocidad relativa, así como integrarse la velocidad entre 0 y  $\Delta V$  y la masa entre  $m_0$  y  $m_F$ , y siendo  $v_e = I_{sp} g$  constante se obtiene

$$\Delta V = I_{sp} g \ln \frac{m_0}{m_F} \quad \text{m/s} \quad (7-13)$$

la que al despejar  $m_F/m_0$  se convierte en

$$\frac{m_F}{m_0} = \exp\left(\frac{-\Delta V}{v_e}\right) = \exp\left(\frac{-\Delta V}{I_{sp} g}\right) \quad (7-14)$$

donde  $m_0$  es la masa del cuerpo al principio de un intervalo de propulsión,  
 $m_F$  es su masa al final del mismo y  
 $\Delta V$  es la magnitud del cambio de su velocidad al final del impulso.

Las dos ecuaciones anteriores son aplicables en cualquier caso, tanto para un vehículo de lanzamiento como para el motor de apogeo, o para los impulsores de baja potencia, sean químicos o no. Debe notarse que los cálculos de consumo de masa basados en las ecuaciones anteriores no solo son aplicables a un impulso lineal, sino también a la suma escalar de incrementos de velocidad de un conjunto secuencial de impulsos, aunque sus vectores individuales tengan direcciones distintas, siempre que el valor de  $I_{sp}$  sea constante. En el caso de impulsos sucesivos, combinando los de larga duración con los pulsantes de muy corta duración, en los cuales se reduce mucho el impulso específico, la ecuación 7-14 puede aplicarse por separado a la proporción de uno y de otro (en función de los tiempos de activación) multiplicando los resultados entre sí.

Al aplicar la ecuación 7-14 a un motor de apogeo que utilice una combinación de líquidos y proceso con  $I_{sp} = 300$ , requiriéndose un aumento de velocidad de 1500 m/s para pasar de la órbita de transferencia a la geoestacionaria, y teniendo una masa inicial  $m_0$  de 2500 kg, se obtiene  $m_F/m_0 = 0.60$ , que corresponde a un consumo de 1000 kg. de propulsante.

El regulador de presión mostrado en la rama central de la figura 7.27 permite que aquella sea constante entre la órbita de transferencia y la geoestacionaria, por lo que el tiempo  $t$  de duración total del impulso, para lograr un cambio de velocidad determinado, se puede obtener conociendo la fuerza de empuje y calculando la masa del consumo de propulsores necesario, por medio la ecuación 7-14, al aplicar la ecuación

$$t = \frac{(m_0 - m_F)}{F} g I_{sp} \quad \text{segundos} \quad (7-15)$$

La ecuación anterior se deriva de que, en general, un impulso  $Ft$  es igual a una variación de momento lineal (variación del producto de masa por velocidad). En el caso de un impulsor, la variación del momento a partir del encendido es igual a la suma de momentos  $v_e dm$  de las masas diferenciales expulsadas con la misma velocidad  $v_e = g I_{sp}$ , es decir,  $Ft = (m_0 - m_F) g I_{sp}$ . Aplicando la ecuación 7-15 al ejemplo anterior, si la fuerza del motor de apogeo es de 480 N, se obtiene  $t = 102.2$  minutos. Esta misma ecuación se aplica para la duración del encendido de los impulsores de baja potencia, usados para el control de actitud y de la órbita.

Aparte de la propulsión química, la propulsión por iones se basa en la ionización de moléculas como las de mercurio, cesio o argón que son aceleradas a alta velocidad por un campo eléctrico. Por este medio se alcanzan velocidades de proyección de las moléculas varias veces superiores que las obtenidas por medios químicos ( $I_{sp} = 2000$  a  $6000$ ), pero como el flujo de masa es muy pequeño, la fuerza total de impulso es baja, por lo que solo pueden ser eficientes para las funciones de control de actitud y de la órbita, requiriéndose propulsores químicos para los motores de apogeo. El gas monoatómico xenón, ionizado, está siendo ya utilizado regularmente como propulsante con un impulso específico efectivo de 2000 s, empleando para ello adaptadores eléctricos fiables de alta tensión, y aunque éstos producen un mayor peso de masa seca, en conjunto se logra una importante reducción de la masa inicial del satélite. La tecnología conocida como de arco eléctrico produce valores de  $I_{sp} \geq 500$  s, y una mayor fuerza de empuje que la ionización. Las tecnologías electromagnéticas requieren un campo magnético para interactuar con un plasma que conduce corriente eléctrica, y en algunos casos producen un mayor empuje que cualquier otra basada en energía eléctrica. Algunas de estas tecnologías pueden producir degradación adicional a las células solares por



contaminación, y la degradación de sus impulsores puede ser mayor que la de los que utilizan medios químicos.

El cuadro 7.7 muestra un resumen del consumo anual de propulsores con distintos valores de  $I_{sp}$  como % de la masa total al principio de cada año suponiendo un valor de  $\Delta V = 52$  m/s/año. Si parte de la propulsión se realiza en forma de pulsos muy breves (lo cual no ocurre en el caso del gas xenón correspondiente a la última fila), el consumo anual será mayor que lo señalado en el cuadro, debido a la reducción del valor efectivo de  $I_{sp}$ .

**Cuadro 7.6. Proporciones de consumo propulsores**

$I_{sp}$ (s)	$m_F / m_0$ , anual	% $m_0$ , anual
230	0.9772	2.28
285	0.9816	1.84
300	0.9825	1.75
500	0.9895	1.05
2000	0.9974	0.26

Suponiendo los siguientes datos de un satélite: misión de 15 años, incrementos anuales de velocidad requeridos para maniobras Norte-Sur de 50 m/s,  $I_{sp} = 2000$  s y una masa seca de 1200 kg. Si no tomamos en cuenta la cantidad de propulsante requerido para otras maniobras, el consumo anual de éste será 0.25% de la masa total al principio del año (aplicando la ecuación 7-14), y la cantidad total de gas para la misión será 46.8 kg. más la necesaria para sacar de órbita al satélite al concluir ésta. Con propulsión química en condiciones similares, pero con  $I_{sp} = 285$  y masa seca de 1100 kg. (debido a que en el caso anterior los dispositivos de adaptación de energía eléctrica de los impulsores hipotéticamente aumentan el peso seco en 100 kg.) se requieren 338.6 kg. de propulsante, por lo que al lanzamiento la reducción mínima de peso sería de 291.8 kg., con un ahorro muy considerable en el costo.

### 7.3.7. 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 ocasional o continuo entre partes mecánicas de la nave. Estos dispositivos, en general ya mencionados brevemente en la descripción de cada uno de los subsistemas, en muchas ocasiones constituyen puntos únicos de falla que a menudo no pueden contar con redundancia o no es conveniente que la tengan, en cuyo caso requieren una fiabilidad 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 selección del lubricante que deben emplear. Cada mecanismo puede tener su movimiento fundamental en una sola ocasión, en forma continua o en forma intermitente.

## 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 pivote, 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. Otros diseños hacen que el propio brazo de soporte se flexione y tenga suficiente elasticidad para desplegarse por sí mismo al eliminar la traba que lo inmoviliza. Así mismo, otros mecanismos permiten el despliegue de antenas telescópicas en los satélites de órbitas bajas.

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. Cada uno de tales reflectores puede construirse 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 de su forma con precisión al eliminarse las trabas de éste y de su soporte. En este caso, el mecanismo de despliegue puede, ya en órbita, permitir primero la extensión del brazo de soporte y después el desarrollo del reflector.

La antena omnidireccional que se utiliza en órbita de transferencia para telemetría y telemando puede requerir también ser desplegada, empleándose para ello un mecanismo similar a los mencionados.

### *Despliegue de paneles solares*

En un satélite geoestacionario estabilizado en tres ejes se sujeta una ala, o conjunto de 2, 3 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 6 trabas, con el objeto de fijar 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 mencionada en el título 7.1 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 de los primeros debe ser cuando menos cuatro veces superior a la de fricción inicial en las articulaciones <sup>[6]</sup>, 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. Debido a lo anterior, la fuerza excedente debe amortiguarse por medio de fluidos, frenos de fricción, electromagnetismo u otros métodos.

## MECANISMOS DE ACCIÓN CONTINUA

### *Orientación de los paneles solares*

En los satélites estabilizados en tres ejes los paneles solares giran continuamente sobre su eje longitudinal (que en los geoestacionarios es el de cabeceo), para captar la mayor cantidad posible de radiación. Los paneles giran una revolución por día en el caso de los satélites geoestacionarios y hasta 15 revoluciones por día en el de los de órbitas bajas. El mecanismo se hace 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 requerirse mucha precisión en el resultado. En los satélites geoestacionarios no se emplean mecanismos de orientación respecto de los otros dos ejes para aumentar la captación solar, los cuales requerirían un movimiento angular de  $\pm 23.4^\circ$ .

### *Ruedas de momento y de reacción*

Cada una de las ruedas de momento o de reacción es un mecanismo constituido esencialmente por un motor y un volante interno, usado para modificar transitoriamente la actitud de los satélites estabilizados en tres ejes. No obstante, a diferencia de otros motores, estos mecanismos no actúan sobre partes que tengan movimiento respecto de la estructura de la plataforma, ya que solo hacen girar una masa interna en forma de anillo (a fin de proporcionarles mayor inercia con el mínimo peso), la cual en sus lapsos de aceleración produce por reacción un momento de giro sobre la totalidad de la estructura del satélite. Como ya se mencionó en títulos

anteriores, ambos tipos de ruedas pueden absorber y almacenar, dentro de ciertos límites, momentos de giro causados por fuerzas perturbadoras; y la de momento proporciona adicionalmente estabilidad al satélite.

Las ruedas de momento tienen momentos de 50 a 200 N-m-s y velocidad máxima de 6000 rpm, en tanto que las de reacción tienen momentos de alrededor de 2 N-m-s y un intervalo de velocidades de hasta 3500 rpm en ambas direcciones. Una rueda de momento típica puede tener poco más de 40 cm de diámetro, poco más de 20 cm de altura y velocidad media de 4500 rpm. Un aspecto muy importante de estas ruedas es la duración de su vida, que depende de los cojinetes empleados, existiendo los mecánicos de bolas lubricadas y los magnéticos. Aunque los cojinetes mecánicos son simples y de menor costo, tienen como principales inconvenientes su menor duración y su dificultad para tener un perfecto balance. Algunas ruedas de momento cuentan también con dispositivos de balancín motorizados, comúnmente instalados en una base exterior, para inclinar en órbita su eje principal en dos direcciones perpendiculares, en un ángulo no mayor de  $\pm 2.5^\circ$ , permitiendo el control de actitud transitorio de la nave por almacenamiento de momentos de los tres ejes con una sola rueda, la cual debe contar con redundancia, en cuyo caso no son necesarias las ruedas de reacción.

En los satélites geoestacionarios estabilizados por rotación de una parte mayor de su cuerpo se requiere también un motor de contrarrotación para conservar la orientación de las antenas, con una velocidad de 60 rpm o menor.

## MECANISMOS DE ACCIÓN INTERMITENTE

### *Apuntamiento de antenas*

Cuando se emplean antenas puntuales orientables 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  $\pm 8.6^\circ$ , avanzando en pasos angulares discretos según la resolución requerida por la precisión del apuntamiento, que comúnmente es de  $\pm 0.01^\circ$ .

### *Ajuste de inclinación de paneles solares*

Algunos satélites cuentan con mecanismos de ajuste ocasional de la inclinación de los paneles solares, respecto de un eje perpendicular al longitudinal, para cancelar cualquier desbalance de la presión solar en las dos alas, movidos por motores de pasos acoplados a un actuador de tornillo, permitiendo una gama de inclinaciones no

mayor de pocos grados en pasos menores de  $0.01^\circ$ . La activación de estos mecanismos se realiza con el fin de reducir el consumo de propulsores para el control de actitud.

## COMPONENTES Y PARTES

### *Motores*

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

Los motores de pasos son de *imán permanente*, con pasos grandes de  $90$  y  $120^\circ$ , pequeñas dimensiones y momento de retención positivo cuando no están activados; de *reluctancia variable*, con pasos de  $15^\circ$ , 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.

### *Engranajes*

Los engranes usados en el espacio son metálicos o de plástico, con esfuerzo muy reducido en sus dientes respecto de otras aplicaciones, y con lubricantes muy especializados, predominantemente sólidos. Los engranes de plástico se hacen girar siempre contra engranes metálicos.

Los esfuerzos en los engranes metálicos generalmente se limitan a un máximo de  $10$  N por milímetro de ancho del diente y los de plástico se sujetan a esfuerzos  $10$  veces menores. Los engranes metálicos con mayor esfuerzo utilizan como lubricante películas delgadas de un metal suave como el oro o el plomo, o un compuesto de molibdeno, los cuales se prefieren sobre grasas o aceites, que requieren precauciones para evitar su migración en vacío.

### *Dispositivos para destrabar*

Como muchos de los mecanismos deben inmovilizarse por medio de trabas, para evitar que sufran daño durante el lanzamiento, antes de que puedan realizar su función normal se requiere abrir o romper dichas trabas. Los dispositivos pirotécnicos son los más empleados para cortar en órbita las trabas de los mecanismos, ya que son muy confiables y muy eficientes respecto de su energía por peso, y operan en menos de  $10$  ms desde su activación. Su inconveniente principal

consiste en que no pueden ser probados, porque solo operan una vez. En algunos satélites con instrumentos de alta precisión se prohíben los dispositivos pirotécnicos, debido a la gran magnitud del impulso transitorio que producen, aunque éste solo tiene una duración de 1 hasta varios ms.

Otros dispositivos empleados son los actuadores metálicos con memoria basado en níquel y titanio, que pueden ser deformados a una temperatura baja crítica y al calentarlos posteriormente recuperan su forma original, con suficiente fuerza para liberar trabas. También se emplean cápsulas de parafina de alta energía, cuya operación depende de la fuerza generada por la gran expansión de dicho material (hasta 15%) al pasar de su estado sólido al líquido. La ventaja de estos últimos reside en que su acción puede repetirse indefinidamente mediante ciclos térmicos y por tanto pueden ser probados. El inconveniente de estos dispositivos alternativos consiste en que requieren para operar de un tiempo no muy preciso de alrededor de un minuto, por lo que no puede garantizarse la liberación simultánea de múltiples trabas.

Los solenoides, que son dispositivos electromagnéticos para producir movimientos lineales cortos, se utilizan también para destrabar. De hecho, un solenoide puede actuar como parte de la traba de un mecanismo, que puede por sí mismo destrabarlo mediante las señales de mando correspondientes.

#### **7.4 INTEGRACIÓN Y CONFIGURACIÓN FÍSICA**

El conjunto de todos los componentes de un satélite, ubicados cada uno en el sitio más conveniente de la estructura, de acuerdo con el diseño del mismo, determina su 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 los resultados de desempeño se desvíen fuera de tolerancia respecto de lo previsto por el diseño, como de precauciones extremas para evitar errores durante la propia integración y fallas en las pruebas.

Las empresas integradoras de satélites hacen sus ofertas técnicas y económicas a un operador partiendo de un diseño en el cual se han previsto adaptaciones a una plataforma básica prototipo de acuerdo con las especificaciones de la carga útil, el cual debe afinarse posteriormente. Obtenida la orden de compra, el contratista principal produce el diseño final ajustado, que se sujeta a una *revisión crítica* exhaustiva, en las cuales pueden participar el cliente y los asesores con que cuente, en su caso, después de la cual puede iniciarse la integración.

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

- **Ensamblado de la estructura (4 a 5 meses)**

La estructura, determinada por la plataforma prevista, se ensambla generalmente con partes prefabricadas que pueden agruparse en secciones. Por ejemplo, si se utiliza un cilindro metálico tanto como parte central de la estructura, como para recibir el empuje del lanzador, sobre éste se fija un panel que representa el piso de fondo de la nave.

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.

A la estructura ensamblada se le prueba su resistencia, y se verifica tanto respecto del buen ajuste en posición de todas sus partes como de sus puntos y ejes de alineamiento, que sirven de referencia para otras partes conforme se integran a la sección correspondiente.

- **Ensamblado de módulos (4 a 5 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 módulos a cada una, contando a la vez con mayor facilidad de acceso para hacerlo.

El módulo de la plataforma incluye todo lo necesario para colocar el satélite en su órbita final y mantenerla en ella. Por ejemplo, el sistema de propulsión se integra con la tubería cortada y formada de acuerdo al diseño, los tanques, válvulas, impulsores, filtros, reguladores, calefactores, y los transductores de presión y temperatura. Después de ensamblado y soldadas las uniones que lo requieren, el sistema de propulsión se somete a presiones internas mayores que las encontradas en órbita, dentro una cámara a prueba de explosiones, para probar su capacidad en ese aspecto. Además de las pruebas a presión, las soldaduras se someten a verificación de su calidad mediante rayos X.

El módulo de la carga de comunicaciones se somete a pruebas en cada una de sus partes conforme se integra a la nave. Además, al completarse cada canal del satélite se somete también a pruebas de extremo a extremo. Cuando el satélite cuenta con más de uno, cada repetidor se somete a pruebas separadas incluyendo la activación de cada una de las redundancias.

- **Energía solar y antenas (hasta 6 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 estará sometida durante años a los ciclos de temperatura más extremos encontrados en el satélite.

En otros sitios se conforman y prueban las antenas y sus reflectores. Los conjuntos ensamblados de sus partes se verifican en campos de prueba especiales.

- **Integración de secciones (hasta 2.5 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, que se describen en el título siguiente de este capítulo, la nave integrada, incluyendo las antenas, se instala en una cámara anecoica recubierta con conos de carbón que absorben 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 continua de los mismos, en un proceso que se aproxima en mayor o menor medida a la llamada producción en serie, además de que dichos satélite comúnmente son menos complejos que los geoestacionarios.

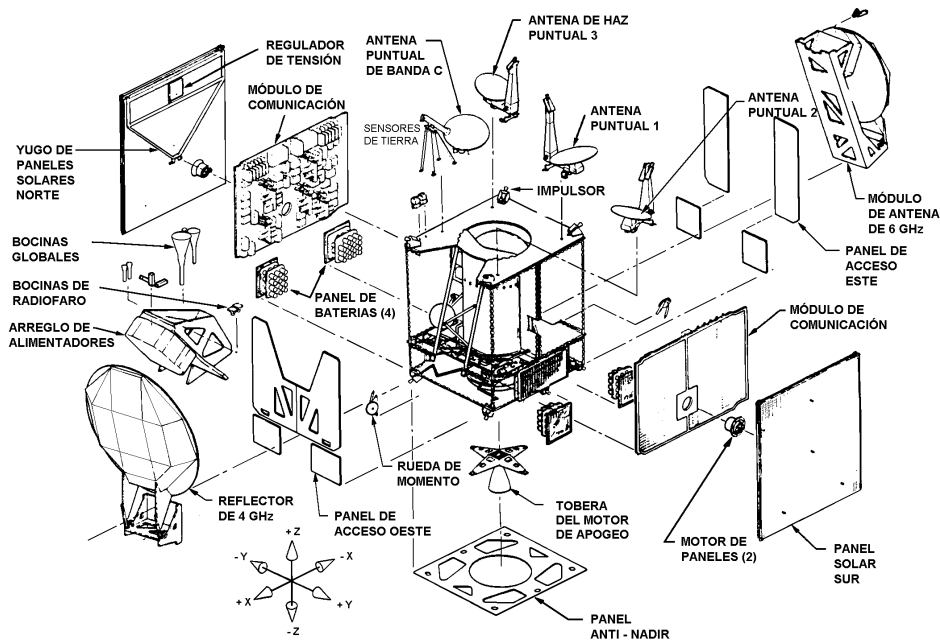
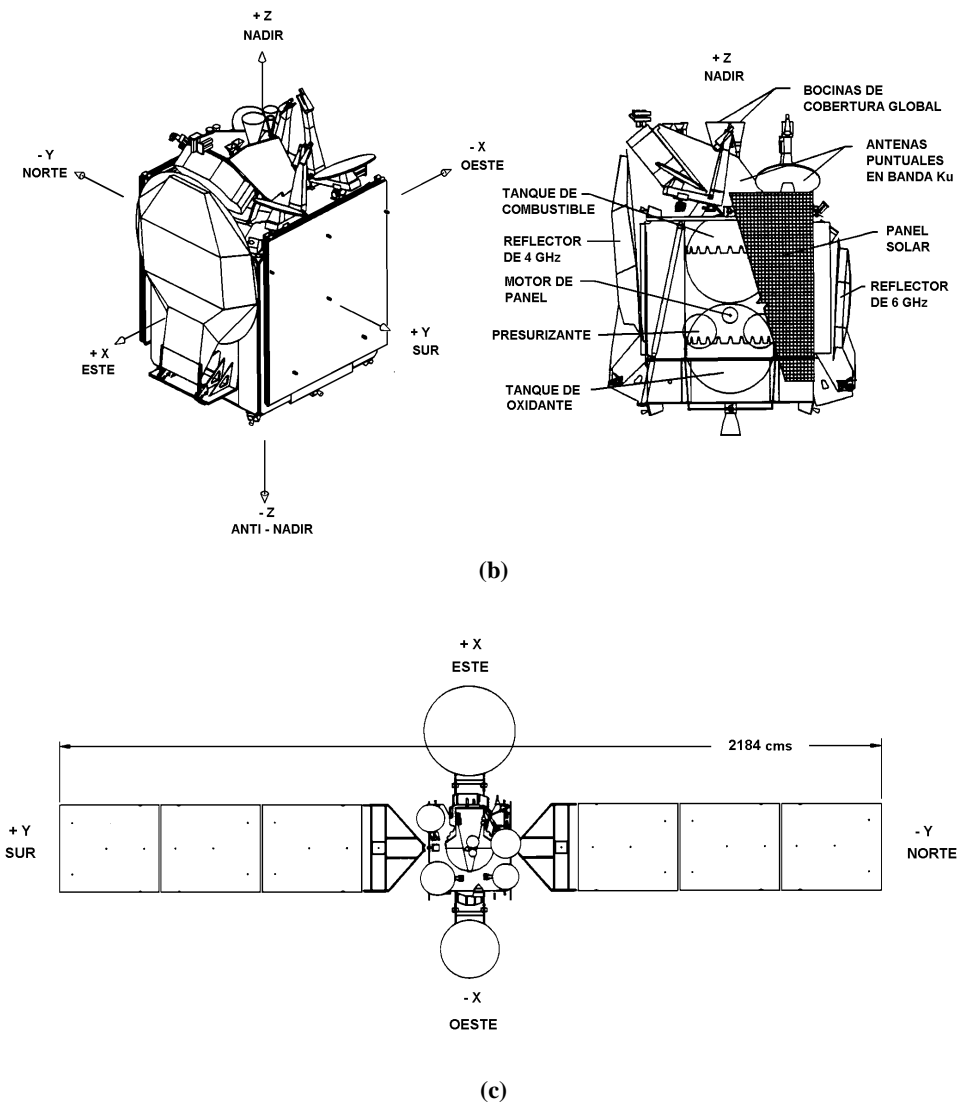


Figura 7.29. Satélite Intelsat VII, (a) en forma desintegrada





**Figura 7.29. Satélite Intelsat VII, (b) integrado y plegado, en perspectiva isométrica y en vista lateral; y (c) desplegado, mostrando su aspecto hacia el nadir**

Como ejemplo de la ubicación de partes y componentes en un satélite de comunicación geoestacionario, la figura 7.29 muestra la configuración de uno cualquiera de los satélites Intelsat VII en tres condiciones: (a) en forma hipotética desintegrada de sus partes o módulos, (b) integrado y plegado para el lanzamiento, y (c) desplegado en el espacio, con el aspecto que presenta hacia la Tierra. Cada una

de dichas representaciones del satélite permite relacionar los elementos mostrados con algunos de los subsistemas y mecanismos descritos en los títulos anteriores.

## 7.5 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. Las más importantes se aplican a subsistemas completos en forma individual y a la nave total o casi totalmente integrada. 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. Tales fallas, llamadas también *de mortalidad infantil*, las cuales se tratan junto con las de otros tipos en el apéndice D sobre fiabilidad, son causadas principalmente por errores de diseño y de integración. Otras de las pruebas tienen la finalidad de verificar que se cumplen los parámetros de operación requeridos.

Las pruebas realizadas en la planta de integración y en los campos de pruebas requieren de edificios, instalaciones y equipos con costos de inversión extraordinariamente altos. El espacio interior requerido para algunas pruebas debe alojar un satélite completo y varias veces el volumen que ocupa, pudiendo representar en total 4000 m<sup>3</sup> o más, según el tamaño de plataforma para el que se haya diseñado, que además puede estar especializado para solo un tipo particular de prueba. Así mismo, las pruebas que se efectúan en planta durante el proceso de integración o posteriormente a éste son complejas y consumen un tiempo muy considerable que en conjunto representa varios meses.

**Cuadro 7.7. Simulación de condiciones del espacio**

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

Muchas de las pruebas deben simular en la medida de lo posible una o más de las condiciones del espacio, lo cual en algunos casos no puede lograrse con suficiente aproximación, como la falta de gravedad. El cuadro 7.8 muestra las condiciones del espacio que se intenta simular y las componentes o funciones cuyas pruebas lo requieren.

Las pruebas que se realizan a materiales, partes y componentes de los satélites, por sus propios fabricantes, por laboratorios independientes, o por los centros de calificación, generalmente son previas a su fabricación regular para ser comercializados. Los contratistas que construyen subsistemas o integran los satélites solo utilizan componentes calificados, y aun cuando hacen también pruebas a algunos de ellos, tienen la responsabilidad mayor de realizar las integrales a cada satélite construido, para asegurar la calidad del producto final. El cuadro 7.9 muestra una secuencia típica de las pruebas fundamentales a que debe someterse el satélite integrado.

**Cuadro 7.8. Pruebas a satélites integrados**

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

Las pruebas de carga, vibraciones y acústica reproducen aproximadamente condiciones de riesgo durante el lanzamiento y la de termo-vacío las de operación en órbita. Además de las incluidas en el cuadro, otras pruebas importantes son las que tienen por objeto la verificación y ajuste de la alineación de sensores, antenas, impulsores y ruedas de momento y de reacción; las de campo a fin de comprobar los diagramas de radiación de las antenas; y las de propiedades de masa para verificar el centro de masa y momentos de inercia.

### 7.5.1 PRUEBAS EN PLANTA

#### CARGAS ESTÁTICAS

Las pruebas de cargas estáticas permiten conocer si el satélite soporta la aceleración continua de las etapas de lanzamiento, así como registrar sus flexiones elásticas correspondientes. Durante el lanzamiento la aceleración puede llegar en una o en las dos primeras etapas hasta 6 g o más al final de las mismas, debido a que aunque su fuerza de empuje tiende a ser constante, la masa del vehículo se reduce rápidamente

por el consumo de propulsores, aumentando la aceleración y fuerza aplicadas al satélite, cuya masa permanece constante. La forma más realista de simular dichas condiciones consiste en un brazo que hace girar la nave en círculo a cierta distancia del centro de giro, en forma similar a un centrifugador, lo cual acelera a todas las partes del satélite, aunque con un gradiente que produce mayor aceleración en las más lejanas, por lo que generalmente solo se utiliza para plataformas relativamente pequeñas. Para plataformas grandes de satélites se aplican cargas por medio de pesos o mecanismos hidráulicos en nodos específicos de la estructura, lo cual cuando menos reproduce los esfuerzos estáticos más importantes en la misma, y se comparan las flexiones reales con las previstas. Debe tomarse en cuenta que además de las aceleraciones estáticas axiales el satélite está sujeto durante el lanzamiento a aceleraciones axiales dinámicas, y también a laterales, tanto estáticas como dinámicas, con los valores máximos esperados que muestra el cuadro 8.14 del Capítulo 8.

### VIBRACIÓN SENOIDAL

La prueba de vibración senoidal, que produce esfuerzos en los componentes del satélite 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 2 a 4 octavas por minuto. El oscilador es seguido por una cadena de circuitos que termina en el 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. Debido al acoplamiento de las frecuencias naturales de vibración entre el satélite y el vehículo durante el lanzamiento, el modelo de control del procesador debe tomar en cuenta este efecto, para simularlo. Para conocer la amplitud de la vibración y el esfuerzo en distintos componentes del satélite se utilizan múltiples acelerómetros en los puntos deseados, así como transductores de esfuerzo.

### VIBRACIÓN ALEATORIA

La prueba de vibración al azar corresponde a condiciones más similares a las del lanzamiento que la senoidal. Para este propósito, 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  $g^2/Hz$ .

## VIBRACIÓN ACÚSTICA

La prueba de vibración acústica, que es también de ondas con espectro aleatorio, algunas veces se utiliza alternativamente a la de vibración aleatoria, pero ninguna de las dos es suficientemente adecuada para representar satisfactoriamente a ambas en todos los puntos de la estructura. La prueba acústica es más adecuada para satélites grandes y efectos en todos sus componentes, pero menos adecuada para los puntos más cercanos al adaptador de acoplamiento al lanzador. Para realizarla se emplea una cámara de reverberación con ambiente de nitrógeno. La diferencia más notable con la anteriormente descrita 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 rígido 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 entre 125 y 1000 Hz, con las características mencionadas en el título 8.8.4 sobre sistemas de lanzamiento del capítulo 8 (Medio ambiente de la carga).

## PRUEBA TERMO - VACÍO

Esta prueba permite verificar el desempeño del subsistema térmico del satélite comparándolo con las predicciones derivadas del modelo utilizado para diseñarlo, el cual no puede incluir o reproducir con exactitud el efecto de todas las partes y componentes utilizadas en la nave. Por otra parte, la misma prueba, al someter a todos los componentes del satélite (excepto a los paneles solares de los satélites estabilizados en tres ejes que en su caso se someten a pruebas separadas) a condiciones similares a las del espacio, respecto de variaciones de temperatura y exposición al vacío, puede provocar fallas en algunos componentes, o anomalías en su desempeño, que se detectan y corrigen evitando daños irreparables en el espacio.

La prueba se realiza en una cámara con superficies negras de muy baja reflexión de la radiación térmica, con emisividad mayor de 0.9, y con área total de las mismas que sea cuando menos de 4 a 10 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 reducir la conducción de calor en el medio a valores despreciables. Para dicho propósito, la presión atmosférica final debe ser

menor de  $10^{-4}$  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 inicia una serie de cambios extremos de temperatura con duración total aproximada de 2 semanas, como muestra la secuencia típica de la figura 7.30.

Los extremos de temperatura de la prueba generalmente exceden en  $5^{\circ}$  C los esperados en el espacio, o en  $10^{\circ}$ 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, las cuales se conservan a temperatura muy baja, por ejemplo por medio de nitrógeno líquido en su exterior.

El registro de las temperaturas en diversos puntos de la nave se basa en la información del subsistema de telemetría, pero es común que para la prueba se agreguen en múltiples puntos sensores adicionales a los que normalmente tiene el satélite.

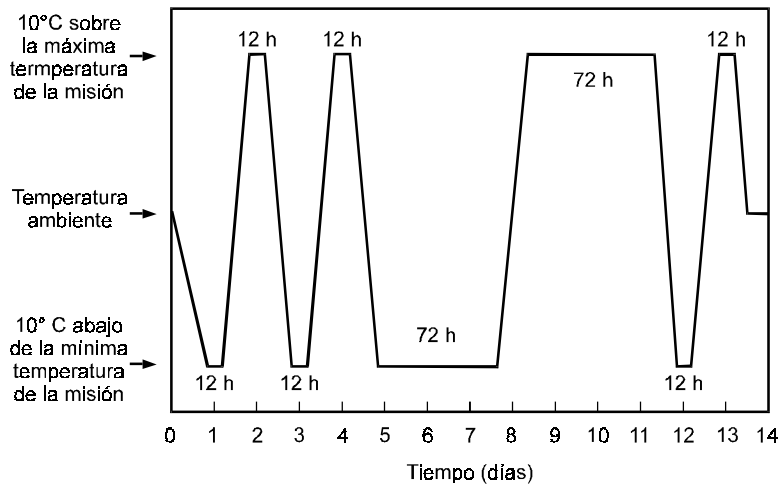


Figura 7.30. Secuencia típica de una prueba de termo - vacío

Como complemento de las pruebas anteriormente descritas, en el sitio de lanzamiento se realizan pruebas esenciales de funcionalidad, que reducen el riesgo de orbitar el satélite con fallas producidas durante su transportación.

### 7.5.2. PRUEBAS EN ÓRBITA

Después de la colocación de un satélite geoestacionario en su posición orbital, y del despliegue de paneles solares y antenas, normalmente se realizan pruebas en órbita con una duración de varias semanas. El cuadro 7.10 muestra un resumen de pruebas representativas.

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

**Cuadro 7.9 Pruebas en órbita**

SUBSISTEMA	PRUEBA
General	Funcional: Conmutación de haces, conmutación de componentes de reserva
Orientación	Pérdida de apuntamiento de la Tierra, calibración de impulsores, modos, descarga de momentos, operación del momento magnético, calibración de la inclinación de paneles solares.
Energía	Potencia de los paneles solares, potencia consumida por diversos componentes, rotación de paneles solares para orientación
Térmico	Operación de calefactores, temperaturas con distintas cargas en los amplificadores de potencia
Telemetría telemando y distancia	PIRE y frecuencia del radiofaro, umbral de comando
Carga útil	Diagramas de direccionalidad 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 cada canal; respuesta en frecuencia dentro y fuera de cada banda para cada haz y cada canal; retardo de grupo.

Algunos de los resultados de las pruebas incluidas en el cuadro sirven de referencia para comprobar las predicciones de la magnitud de la degradación de diversos componentes, por medio de pruebas programadas, que se realizan posteriormente en pocas ocasiones durante la vida útil del satélite, efectuándose también en algunos casos otras de verificación de los cálculos de la cantidad remanente de los propulsores.

## 7.6 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 separadas cierta distancia en distintos terrenos. 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 optima el uso del personal, pero si ambos se encuentran en una ciudad grande puede incurrirse en altos costos del terreno y tener más riesgos de interferencia de 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 7.31 muestra el diagrama por bloques de ambas instalaciones para un sistema de dos satélites operando en una sola banda.

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 esta 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 períodos prolongados. El personal de dinámica orbital diseña las maniobras futuras de corrección de la órbita a partir de las mediciones de distancia y ángulo y entrega la información correspondiente a los controladores para su ejecución.

En un sistema típico debe ser posible registrar e imprimir en forma automática todas las acciones realizadas por los controladores, y los datos de telemetría que muestren desviaciones fuera de los límites de tolerancia. La información acumulada de telemetría se usa también para medir la degradación de los subsistemas a bordo y mediante el análisis de sus tendencias prever futuras degradaciones, o para deducir las posibles causas de fallas imprevistas que hayan ocurrido.

Las unidades básicas de equipo mostradas están asociadas o contienen otras con funciones menos esenciales que no se ilustran en la figura. Por ejemplo, existe una terminal del sistema de cómputo que se utiliza para tener acceso a los programas y hacerles las modificaciones o actualizaciones que sean necesarias. También deben existir equipos de medición que se utilizan para aplicaciones ocasionales, como las pruebas en órbita, a fin de verificar las características de los satélites antes de ponerlos en operación.



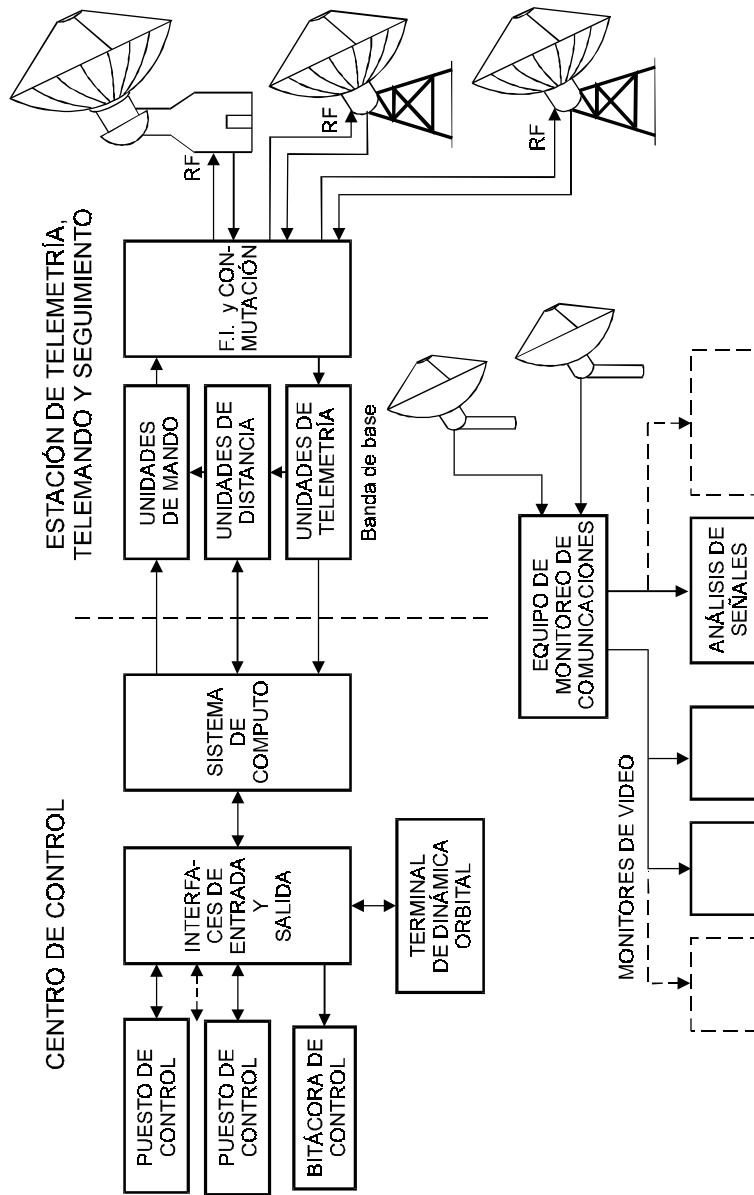


Figura 7.31. Diagrama por bloques del centro de control y estación TT y S para un sistema de dos satélites

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 la dirección 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, o justificativas de las interrupciones futuras o cambios de frecuencia necesarios en las estaciones terrenas para poder realizar pruebas especiales en la carga útil.

El propio centro de control puede participar en las maniobras posteriores al lanzamiento de un satélite de su sistema, ya sea captando las señales de telemetría en la órbita de transferencia y retransmitiéndolas por un medio adecuado al centro de control principal de la operación, midiendo las características de dicha órbita, o emitiendo señales de mando al satélite. También es común que algunos centros de control con experiencia, y el equipo adecuado, participen en operaciones similares de satélites de otros sistemas.

En la parte superior derecha de la figura se muestra la *estación de telemetría, telemando y seguimiento* (TT y S), que es el medio de 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, ambos descritos en el título 7.3.4. Las antenas empleadas normalmente tienen un diámetro de entre 10 y 13 metros, ya sea que operen en banda C o en banda Ku, con el propósito de disponer de un margen amplio del enlace en cualquier circunstancia. Cuando un sistema de satélites opera en más de una banda, es común que la estación TT y S opere en banda C para evitar las atenuaciones ocasionadas por la lluvia.

La estación TT y S usualmente cuenta con una antena de movimiento angular limitado, destinada al control de cada satélite, y una de movimiento ilimitado, para el seguimiento completo de los satélites en órbita de transferencia, para pruebas y para situaciones de emergencia, aun cuando todas pueden participar en la determinación de distancia, así como de ángulos de acimut y elevación en órbita geoestacionaria.

Las unidades en banda de base modulan las señales de mando que se transmiten, y tanto demodulan como demultiplejan las señales de telemetría recibidas. En la sección de frecuencia intermedia se realizan las intercomunicaciones y conmutaciones necesarias para las distintas etapas y circunstancias de operación, como la etapa de órbita de transferencia, en la cual se emplea la antena de movimiento ilimitado, las condiciones de pruebas periódicas u ocasionales, y las situaciones de falla y reparación de alguna de las unidades de circuitos o de una antena.

La parte inferior de la figura 7.31 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. A diferencia de

las áreas de control del satélite y de dinámica orbital que operan en una parte mínima de una banda (generalmente banda C), para esta función se requieren antenas para cada una de las bandas de los repetidores. Esta área de comunicaciones debe verificar como prueba la p.i.r.e., 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 verificará ocasionalmente por muestreo las señales de todas las redes en operación. Las señales de televisión habitualmente se vigilan por medio de monitores de vídeo para captar rápidamente cualquier degradación antes de proceder a realizar en caso necesario mediciones de pureza, de pureza de la polarización y de otros parámetros. Otra de las funciones del área de actividades genéricamente designada como *comunicaciones o control de comunicaciones* consiste en apoyar a los usuarios cuando es necesario cambiar sus redes a otro transpondedor o a otro satélite; y cuando se requiere reubicar un satélite o pasar todas sus redes a otro, debe programar todo el proceso de cambio. Cuando un satélite cuenta con múltiples haces y la estación receptora de monitoreo se encuentra nominalmente fuera de sus coberturas puede ser necesario contar con otras estaciones de supervisión dentro de ellas.

Para la ubicación orgánica de esta actividad existen diversas opciones en función de los servicios que esté proporcionando el operador de los satélites, de consideraciones prácticas respecto del sitio de sus instalaciones y de otras relaciones en su estructura de organización, ya que no es necesario que forme parte del centro de control. La forma más simple de realizar esta función cuando se desempeña en el mismo lugar de la estación TT y S es utilizar sus mismas antenas para la recepción de las señales que van a ser supervisadas, pero en caso de disponerse de más de una banda de cualquier forma serán necesarias otras, junto con sus respectivas cadenas de recepción.

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 monitoreo de las mismas, tanto para vigilar los enlaces terrenales por los cuales le entregan las señales, como las transmitidas por los satélites. Entonces, la función señalada anteriormente para el control de comunicaciones puede desempeñarse en parte mediante las instalaciones del telepuerto. Una de las alternativas a considerar implica que esta función dependa de la parte de la organización del operador a cargo de la venta de capacidad y que se encuentren en el mismo sitio, la cual, como las otras, tiene ventajas y desventajas que deben valorarse.

Obviamente tanto en el centro de control como en la estación TT y S se utiliza extensamente la redundancia de respaldo en los equipos más críticos.

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, consistente en un ordenador o computadora con programas especiales para este propósito.
- 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 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. Un sistema de este tipo es una herramienta del control de comunicaciones y por tanto su ubicación en la estructura de la organización puede ser ajena al centro de control de acuerdo con la decisión tomada sobre dicha área de actividad.

El centro de control de un sistema geoestacionario constituido por numerosos satélites tiene una mayor complejidad que lo descrito, ya que debe vigilarse y controlarse a cada uno de ellos, y dependiendo de su dispersión en la órbita pueden requerirse múltiples centros de control coordinados entre sí, como en el caso de un sistema de cobertura global. No obstante, la máxima complejidad se presenta en los centros de control de las constelaciones de satélites de órbita baja, ya que algunas cuentan con más de 70 satélites con movimiento angular relativamente rápido, visto desde dichos centros. Además, en dichas constelaciones las órbitas individuales se intersectan con otras del mismo sistema, y como generalmente tienen la misma altura, deben sincronizarse para reducir la probabilidad de colisiones. Otra de sus muchas complejidades consiste en que, debido a la alta reutilización de frecuencias en los sistemas de órbitas bajas, puede ser necesario desactivar transpondedores de algunos satélites en las proximidades de la intersección de órbitas para evitar interferencias. Debido a la extraordinaria complejidad del control de dichas constelaciones, la mayoría de sus funciones deben ser automatizadas por medio de los programas lógicos de control, lo que los hace una o más órdenes de magnitud mayores que los empleados en los sistemas más sencillos.

## REFERENCIAS Y BIBLIOGRAFÍA

- [1]. Griffin, M.D. and French, J.R., *Space Vehicle Design* (1991), AIAA Education Series.
- [2]. Sarafin, T. P. (Editor) and Larson, W. J. (Managing editor), *Spacecraft Structures and Mechanisms* (1995), Space Technology Library and Microcosm, Inc., Kluwer Academic Publishers.

- [3]. *Manual sobre Telecomunicaciones por Satélite* (1985). Unión Internacional de Telecomunicaciones, Ginebra, Suiza.
- [4]. Elbert, B.R. *Introduction to Satellite Communication* (1987), Artech House, Inc.
- [5]. Larson, W.J. y Wertz, J.R.(editores), *Space Mission Analysis and Design* (1992), Microcosm, Inc., Kluwer Academic Publishers.
- [6]. Fortescue, P. and Stark, J., editors, *Spacecraft Systems Engineering* (1995), Second Edition, John Wiley and Sons, Ltd.
- [7]. 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.
- [8]. Morgan, W.L. y Gordon, G.D., *Communications Satellite Handbook* (1989), John Wiley & Sons, Inc.
- [9]. Blake, L.V., *Antennas* (1984), Artech House, Inc.



## Órbitas, cobertura y lanzamiento

### 8.1. CONSIDERACIONES GENERALES

Las órbitas de los satélites de comunicación pueden tener diversas alturas sobre la superficie de la Tierra, distinto ángulo de inclinación respecto del plano ecuatorial, y ser circulares o elípticas, de acuerdo con las coberturas geográficas requeridas, y con los demás objetivos de un sistema. Las leyes físicas que gobiernan las características de las órbitas de los satélites artificiales de la Tierra son las mismas que se aplican en astronomía al sistema planetario solar, descubiertas o expresadas matemáticamente por pensadores privilegiados como Kepler, Newton, Gauss y muchos otros, que fueron antecidos por siglos de observación sistemática de los cuerpos celestes. La interacción entre los cuerpos del sistema solar es muy compleja, porque depende de múltiples relaciones cambiantes, y para conocer sus efectos es necesario emplear alta precisión en los cálculos correspondientes. Además, para poder entender los fenómenos de dicha disciplina hay que visualizar con certeza cambios progresivos en las relaciones geométricas durante la evolución de un evento en el espacio, lo cual en ocasiones se dificulta considerablemente. Por fortuna, en el caso de los satélites de comunicación solo es necesario tomar en cuenta, además de su interacción con la Tierra, los efectos del Sol y de la Luna, ya que otros no son significativos para su misión.

El análisis de las cuestiones relativas a las órbitas terrestres incluye los principios que les sirven de fundamento, sus relaciones espaciales, sus relaciones temporales, y también los medios y el impulso que permiten a un satélite circunnavegar una órbita precisa. Es útil para los propósitos de este capítulo emplear inicialmente algunas simplificaciones que faciliten la determinación de los parámetros y la apreciación de las relaciones primarias del movimiento de un satélite en su órbita, y después señalar el efecto de los factores menos determinantes. En un

principio se analiza solo la interacción y la geometría entre la Tierra, hipotéticamente esférica y homogénea, y el satélite, que se supone de masa comparativamente muy pequeña, ya que actualmente solo existen casos en que la de aquella es más de  $10^{20}$  veces mayor que la de éste.

## 8.2 CARACTERÍSTICAS DE LAS ÓRBITAS

### 8.2.1 FUNDAMENTOS

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 el sustento matemático de la ley de la gravitación universal de Newton y de su segunda ley de movimiento. Las leyes de Kepler se pueden expresar en 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 período 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; y 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 leyes se pueden representar en magnitud, respectivamente por

$$F = -\frac{GMm}{r^2} \quad (8-1)$$

$$F = m \frac{dv}{dt} \quad (8-2)$$

donde  $F$  es la fuerza de atracción,  
 $G$  es la constante de gravitación fundamental,  
 $M$  es la masa del Sol, o en un caso más general, la del cuerpo mayor,  
 $m$  es la masa del satélite,  
 $r$  es la distancia entre los centros de los dos cuerpos,  
 $v$  es la velocidad relativa al centro de coordenadas, y  
 $dv/dt$  es la aceleración correspondiente.



En los casos que más nos interesan la masa mayor es de la Tierra ( $5.9742 \times 10^{24}$  kg) y podemos hacer la substitución  $GM = \mu \cong 398601 \text{ km}^3/\text{s}^2$ . Además, como normalmente es más útil la aceleración gravitacional que la fuerza, dividiendo entre  $m$  y combinando las ecuaciones anteriores la ley de la gravitación universal aplicada a los satélites artificiales de la Tierra se puede representar en forma escalar por

$$\frac{dv}{dt} = -\frac{\mu}{r^2}, \text{ o vectorialmente como } \ddot{\mathbf{r}} + \mathbf{r}(\mu r^{-3}) = 0 \quad (8-3)$$

definida como la *ecuación de movimiento de dos cuerpos*.

La primera ley de Kepler puede demostrarse por medio de la integración de la ecuación 8-3. La segunda y tercera leyes pueden demostrarse a partir de las leyes de conservación de la energía y del momento angular. De cualquier modo, para ubicar un cuerpo en una dirección y a una distancia determinadas de la Tierra con un vector de velocidad específico, a fin de que se convierta en un satélite artificial de la misma, o para que se proyecte hacia el espacio sideral, es necesario lanzarlo con un impulso acumulado de valor preciso en magnitud y dirección.

Al terminar el impulso que le haya aplicado el vehículo de lanzamiento, transfiriéndole una determinada cantidad de energía por unidad de masa, las características esenciales de la órbita de un satélite dependen totalmente de la magnitud y dirección que en ese momento tengan sus vectores de velocidad y posición con referencia al centro de la Tierra. De hecho, en ausencia de impulsos adicionales, de arrastre o fricción atmosférica, o del efecto de otros cuerpos que modifiquen su órbita, ésta estará caracterizada también unívocamente por los vectores de posición y velocidad en uno cualquiera de los puntos de su trayectoria, la cual se conservará en un mismo plano. El impulso que lleva al satélite a una órbita determina también la inclinación de su plano respecto del ecuatorial.

La trayectoria de un cuerpo relativamente pequeño regido por la ley de movimiento de dos cuerpos describe una *sección cónica*, que se puede definir geoméricamente como la intersección de un plano con un cono. Las curvas conocidas como círculo, elipse, parábola e hipérbola describen secciones cónicas, pero solo las dos primeras corresponden a formas posibles de órbitas.

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, en cuyo caso continuarán siendo perpendiculares en todos los puntos de la trayectoria, por lo que no habrá una 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 gravitacional y la inercia. En un movimiento circular cualquiera la aceleración centrífuga aparente debida a la inercia, opuesta y de igual magnitud que la de gravitación, o de la naturaleza que corresponda en otros casos, tiene la

magnitud  $v^2/r$ , y al sustituirla en el lado izquierdo de la ecuación 8-3 permite determinar el valor de  $v$  en función de  $r$

$$v = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \quad (8-4)$$

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

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{r^3}{\mu}} \quad (8-5)$$

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 tanto en una órbita circular como en una elíptica

$$\mathbf{h} = \mathbf{v} \times \mathbf{r} \quad (8-6)$$

cuya magnitud es  $h = v r \sin \xi$ , siendo  $\xi$  el ángulo entre los vectores de los dos parámetros.

Se puede demostrar que de la integración de la ecuación de movimiento 8-3 en un espacio de dos dimensiones se obtiene la ecuación general

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos v} \quad (8-7)$$

que tiene dos constantes de integración explícitas ( $a$  y  $e$ ).

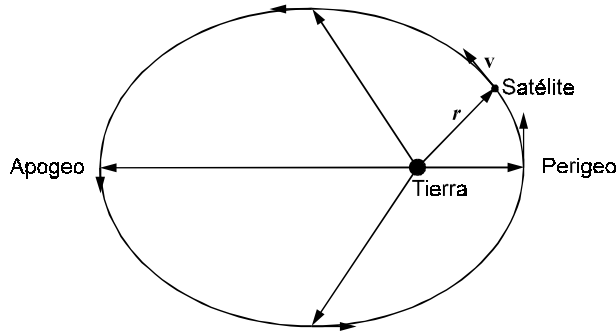
La distancia  $r$  se mide al origen de coordenadas, que al mismo tiempo es el vértice del ángulo polar  $v$  llamado en astronomía *anomalía verdadera* desde tiempos antiguos. El lugar de todos los posibles valores de  $r$  y de  $v$  es una curva en un plano, cuyas dimensiones dependen del valor de  $a$ , y cuya forma depende del valor de  $e$ , llamada *excentricidad*. En el caso de que  $0 < e < 1$  la curva descrita es una elipse, y el foco queda desplazado de su centro en proporción a dicho parámetro, el cual determina a la vez la relación de las dimensiones de la curva en sus dos ejes de simetría.

A causa de la excentricidad, en una órbita elíptica la distancia del satélite al foco no es constante, como muestra la figura 8.1 para una órbita terrestre.

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 (perigeo), y en el punto más alejado al mismo (apogeo), por lo que de acuerdo con la ecuación 8-6 se obtiene la relación de magnitudes

$$v_A r_A = v_P r_P \quad (8-8)$$

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



**Figura 8.1. Dirección y magnitud de los vectores de velocidad y posición en una órbita elíptica**

Debido a las relaciones definidas por la ecuación 8-8, la velocidad será mayor en el perigeo y menor en el apogeo que lo indicado por la ecuación 8-4, por lo que puede reconocerse aun en ellos que la órbita no es circular. En dos puntos intermedios de la órbita coincidirán las relaciones de magnitud indicadas por la ecuación 8-4, pero sus vectores no serán perpendiculares. Es decir, en ningún punto de la trayectoria elíptica del satélite se cumplirán las relaciones mencionadas para una órbita circular. La órbita estará determinada por la ecuación 8-7 con todos sus puntos en el mismo plano mientras no existan perturbaciones externas, y aun en presencia de ellas puede tener distorsiones cíclicas estables.

Como se puede considerar en primera aproximación que no existen pérdidas por arrastre o fricción, salvo en órbitas muy bajas (la densidad atmosférica a 600 km de altura es menor de  $1/10^{13}$  veces que en la superficie de la Tierra), la energía específica  $E_m$  o energía por unidad de masa del satélite será la misma en todo momento, cuyo valor dependerá de la acumulada en la trayectoria ascendente del vehículo de lanzamiento, que se refleja inicialmente en la velocidad y posición del primero en el instante de su separación. 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

$$E_m = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} \quad (8-9)$$

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. No obstante, el diseño de una órbita se deriva de la especificación de otras de sus características, o

sólo de la misión del satélite, por lo que el valor de  $E_m$  como factor a considerar entra en juego como resultado de las dimensiones necesarias de la primera.

Por otra parte, la ecuación 8-9 determina la existencia o inexistencia de una trayectoria orbital cerrada de un cuerpo cercano a la Tierra. Cuando  $E_m < 0$  la trayectoria será circular o elíptica, cuando  $E_m = 0$  será parabólica, y cuando  $E_m > 0$  será hiperbólica. Por tanto, de la ecuación anterior se puede determinar la velocidad mínima para que un cuerpo que se encuentre a una distancia  $r$  de su centro escape de la gravedad de la Tierra, que resulta ser:  $v = (2\mu / r)^{1/2}$ . Por ejemplo, si un objeto se encuentra a 200 km sobre la superficie terrestre en el plano ecuatorial (siendo el radio de la Tierra = 6378.14 km), estará en una órbita circular o elíptica si su velocidad es menor de 11 km/s, y escapará de la gravedad si es mayor.

## 8.2.2 PARÁMETROS DE LAS ÓRBITAS

Aun cuando los vectores variables de velocidad lineal y distancia, en un instante y en un punto, identifican completamente a una órbita, para analizar sus características es necesario determinar los parámetros que representan constantes de la misma, como la forma y dimensiones en su propio plano, siendo los más utilizados:

- Los relativos a su forma y distancia al centro de la Tierra representados por dos determinados elementos de su geometría (por ejemplo, su eje semimayor  $a$  y su excentricidad  $e$ ).
- Los relativos a su orientación respecto de la Tierra y el espacio, es decir, el ángulo de inclinación  $i$  del plano de la órbita respecto del ecuatorial y el ángulo de *ascensión recta del nodo ascendente*  $\Omega$ , el cual determina en el plano ecuatorial una dirección de referencia del firmamento con el vector de posición del satélite al cruzar éste dicho plano en dirección ascendente (ver figura 8.12).
- El ángulo de argumento  $\omega$  del perigeo con el nodo ascendente, medido en dirección del movimiento del satélite, en el caso de una órbita elíptica (figura 8.12).
- El tiempo  $\tau$  del perigeo respecto del tiempo cero en el caso de una órbita elíptica, o de un punto de referencia en el de una circular.

Los seis parámetros anteriores son los clásicos empleados para caracterizar una órbita, y serán descritos con mayor detalle en los títulos siguientes, pero algunos pueden ser substituidos por otros equivalentes. Por ejemplo, en muchos casos, como en el de una órbita geoestacionaria, un parámetro esencial es su período, y en otros se destaca la altura del satélite sobre la superficie de la Tierra.

### 8.2.3 CLASIFICACIÓN POR ALTURAS

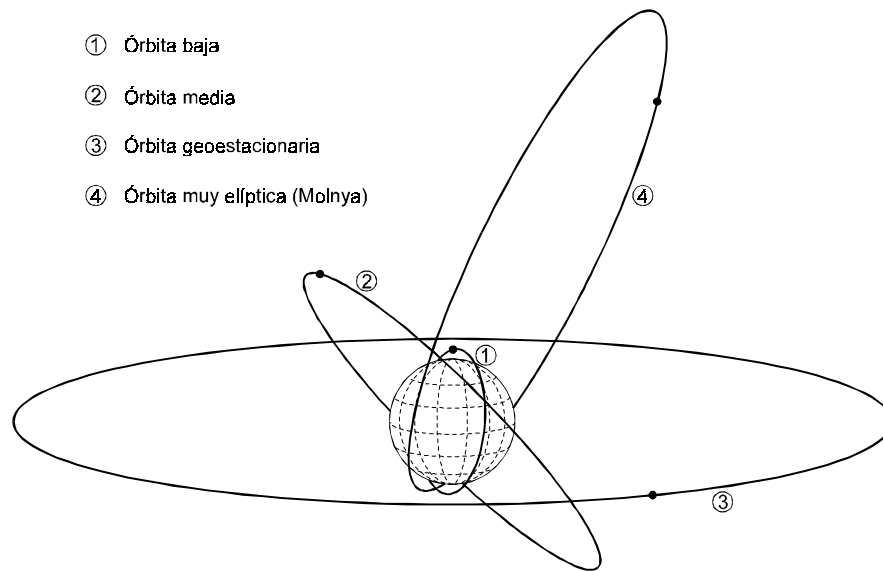
En algunas ocasiones en un contexto determinado se prefiere utilizar los parámetros alternativos de alturas máximas y mínimas del satélite sobre la superficie del planeta en lugar de la distancia o el intervalo de distancias a su centro.

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 500 y 1500 km de altitud. El límite inferior generalmente no conviene que sea menor, debido a razones de cobertura y a la existencia de alguna fricción atmosférica, en tanto que el superior evita la proximidad del primer cinturón de radiación de Van Allen. Se les conoce también por las siglas en inglés LEO.
- Órbitas medias, aproximadamente entre 6000 y 11 000 km de altura (MEO). Los límites señalados permiten que los satélites queden ubicados entre el primero y el segundo cinturón de Van Allen, evitando su radiación perjudicial.
- Órbita geoestacionaria, a 35 787 km de altitud (GEO), en la que los satélites parecen prácticamente inmóviles desde las estaciones terrenas que tienen acceso a ellos.
- Órbitas muy elípticas (HEO), que permiten cubrir algunas regiones, especialmente en zonas polares donde los satélites geoestacionarios no pueden dar servicio.

Los intervalos de alturas señalados en la clasificación anterior corresponden tanto a las de las órbitas circulares como a los límites de variación de las altitudes de las órbitas elípticas. La figura 8.2 ilustra ejemplos de órbitas de acuerdo con la clasificación antedicha.

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 una región, a pesar del hecho paradójico de que al mismo tiempo son las que permiten mayor cobertura. Esto se debe a que basta un satélite GEO o hasta tres HEO para prestar servicio a un país (en este último caso, porque puede hacerse que un satélite HEO sea visible durante unas 11 horas diarias desde las estaciones terrenas de interés). Sin embargo, los HEO son más convenientes para cubrir territorios cercanos al polo norte, con un número total de estaciones terrenas relativamente bajo, cada una con tráfico relativamente alto.



**Figura 8.2. Ejemplos de órbitas de diversas altitudes y formas. Las señaladas con los números (1) a (3) son circulares y la (4) es elíptica**

En cambio, un satélite LEO, con un período orbital muy corto de menos de 2 horas, solo cubre un territorio nacional por breve lapso, y se requeriría lo que se denomina una *constelación* de ellos (a semejanza de las constelaciones de estrellas) para prestar a un solo país los servicios más comunes, aunque la capacidad necesaria no fuera grande, teniendo que considerarse utilizarlos solo para cobertura global a fin de que sean económicamente viables. Los sistemas más conocidos de órbitas bajas necesitan hasta 66 satélites simultáneos y se ha considerado un sistema con cerca de 300 satélites cuya viabilidad aun no está bien definida. Los satélites MEO tienen el mismo inconveniente en menor grado, ya que actualmente utilizan constelaciones hasta de 12 satélites.

#### 8.2.4 GEOMETRÍA, COORDENADAS, ORIENTACIÓN Y TIEMPO

##### RELACIONES GEOMÉTRICAS EN EL PLANO DE LA ÓRBITA

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 la dirección 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, o justificativas de las interrupciones futuras o cambios de frecuencia necesarios en las estaciones terrenas para poder realizar pruebas especiales en la carga útil.

Como se indicó anteriormente, la elipse es una de las curvas denominadas cónicas, como el círculo, la parábola y la hipérbola. Se caracterizan porque la distancia  $r$  del foco ( $F$ ) sobre su eje mayor a un punto cualquiera de la curva tiene una relación constante (excentricidad  $e$ ) con la distancia del mismo punto a una línea recta llamada directriz. En el caso de la elipse  $0 < e < 1$ . Las relaciones entre los parámetros de la geometría de una trayectoria orbital elíptica, mostrados en la figura 8.3 se basan en la ecuación general 8-7, obteniendo directamente algunos de ellos al hacer  $\nu = 0, \pi/2$  y  $\pi$ .

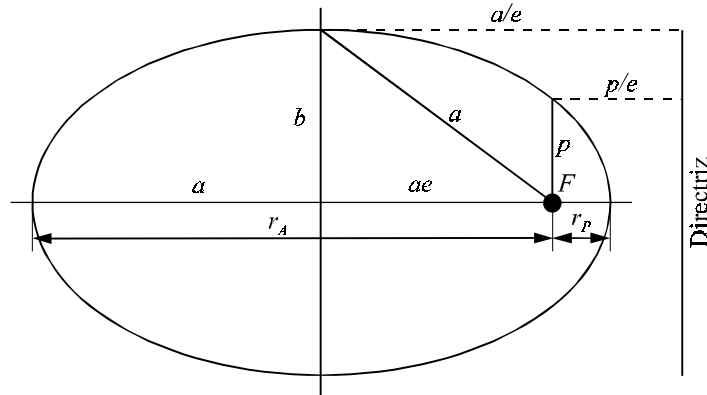


Figura 8.3. Geometría de una órbita elíptica

Las relaciones entre los parámetros de la figura son:

Excentricidad 
$$e = \frac{r_A - r_P}{r_A + r_P} = \frac{a^2 - b^2}{a^2}$$

Distancia al perigeo 
$$r_P = a(1 - e)$$

Distancia al apogeo 
$$r_A = a(1 + e)$$

Eje semimayor 
$$a = \frac{1}{2}(r_A + r_P)$$

Eje semimenor 
$$b = a\sqrt{1 - e^2} = \sqrt{r_A r_P}$$

$$\text{Parámetro} \quad p = a(1 - e^2) = \frac{2r_A r_P}{r_A + r_P} \quad (8-10)$$

Obviamente, cuando  $r_A = r_P$ ,  $e = 0$ , y la curva se convierte en círculo.

## COORDENADAS Y COBERTURA

Las coordenadas tridimensionales para calcular el movimiento de los satélites, denominadas *geocéntricas de inercia* o *celestiales*, con origen en el centro de la Tierra, son las más utilizadas para calcular la velocidad y posición de un satélite. También se usan otros dos sistemas de coordenadas terrestres: uno geocéntrico en el plano de la órbita que facilita su análisis, el cual es esencial porque en dicho plano se relaciona su geometría con los parámetros más importantes, y otro denominado topocéntrico, empleado para calcular la dirección y distancia de un satélite desde la estación terrena que interese, con origen en ésta misma. En cualquier caso, al considerar la cobertura de los satélites, debe tomarse en cuenta el propio sistema de coordenadas de la superficie de la Tierra, basado en longitudes y latitudes. Finalmente, se utilizan también sistemas de coordenadas referidos al satélite que se esté considerando, y a la órbita, por lo que es frecuente la necesidad de hacer conversiones de un sistema a otro.

## COORDENADAS GEOCÉNTRICAS TRIDIMENSIONALES

La figura 8.4 muestra el sistema inercial en dos formas. El eje  $x$  es la intersección del plano del ecuador con el plano de la *eclíptica* descrito por la órbita de la Tierra alrededor del Sol, eje que también se identifica como *equinoccio vernal* (de marzo) debido a que la línea virtual que une el centro del Sol con el centro de la Tierra coincide con tal intersección cuando ocurre el mencionado equinoccio, aproximadamente el 21 de marzo. Dicho eje se identifica también con el símbolo  $\Upsilon$  (y a veces  $\Upsilon$  o T) que representa a la constelación de Aries, cuyo primer punto coincidía en la antigüedad con el equinoccio de marzo, ya que se intentó asociar el sistema de coordenadas con estrellas fijas en el espacio. En la versión rectangular el eje  $y$  está a  $90^\circ$  al Este del eje  $x$ , y el eje  $z$  es el de rotación de la Tierra, a menos de un grado de la dirección de la estrella polar o del Norte en la época actual.

En realidad, el eje de rotación de la Tierra tiene un movimiento cónico de precesión con un período de 26 000 años, principalmente por efecto de la Luna, y el plano de la eclíptica tiene también un giro oscilatorio, principalmente por efecto de Venus y de Júpiter, por lo que el equinoccio de marzo se desvía muy lentamente hacia el Oeste de las estrellas de referencia, a razón de 50.29 segundos de arco ( $0.01397^\circ$ ) por año. Por tal motivo, el sistema de coordenadas debe referirse a una



época determinada, ya que desde la antigüedad el eje  $x$  pasó por la constelación de Piscis y actualmente está apuntando hacia la de Acuario, pudiendo ajustarse a cualquier fecha (denominándose entonces True of Date o TOD).

En la otra forma de estas coordenadas la posición de un satélite se determina por medio de la distancia  $r$ , el ángulo de *ascensión recta*  $\alpha$ , medido sobre el plano ecuatorial, con valores positivos hacia el Este desde el eje  $x$ , y el de *declinación*  $\delta$ , positivo hacia el Norte y negativo hacia el Sur.

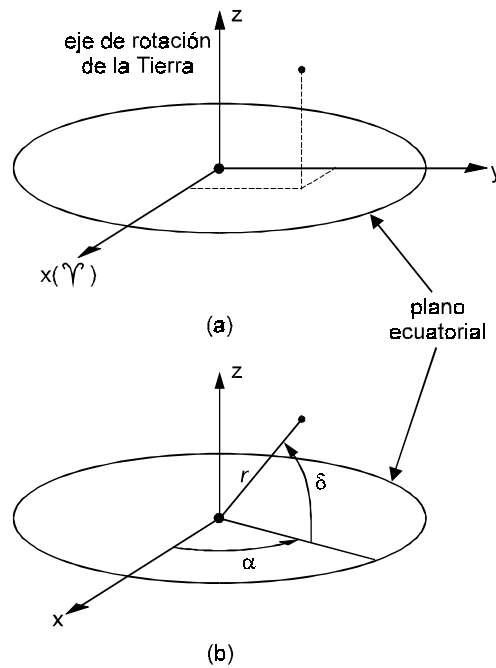


Figura 8.4 Coordenadas inerciales o celestiales

Para convertir de una a otra forma de estas coordenadas se utilizan las ecuaciones

$$r = (x^2 + y^2 + z^2)^{1/2} \quad (8-11)$$

$$\tan \alpha = \frac{y}{x} \quad (8-12)$$

$$\tan \delta = \frac{z}{(x^2 + y^2 + z^2)^{1/2}} \quad (8-13)$$

Al convertir de tangente a grados, el resultado será correcto si se utiliza una función arco tangente con argumento doble (numerador y denominador cada uno con su propio signo). Para convertir de coordenadas inerciales a rectangulares se utilizan las ecuaciones

$$x = r \cos \delta \cos \alpha \quad (8-14)$$

$$y = r \cos \delta \sin \alpha \quad (8-15)$$

$$z = r \sin \delta \quad (8-16)$$

### COORDENADAS EN EL PLANO DE LA ÓRBITA

Las coordenadas en el plano de una órbita elíptica generalmente utilizan como eje principal el mayor de aquella. En coordenadas rectangulares, los valores positivos del eje  $x_\omega$  (o eje de ápsides) se miden del centro de la tierra hacia el perigeo y los negativos hacia el apogeo. El plano de la órbita debe quedar orientado en tal forma que el satélite cruce el perigeo hacia donde los valores del eje  $y_\omega$  son positivos. La figura 8.5 muestra este sistema de coordenadas.

En coordenadas polares los parámetros de posición del satélite son su distancia al origen  $r$  y el ángulo  $\nu$  conocido en astronomía con la antigua designación de *anomalía verdadera*.

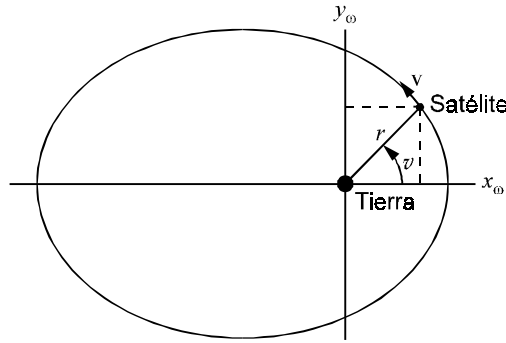


Figura 8.5. Coordenadas rectangulares y polares en el plano de la órbita

La conversión de coordenadas rectangulares a polares se hace mediante

$$r = \left( x_\omega^2 + y_\omega^2 \right)^{1/2} \quad \tan \nu = \frac{y_\omega}{x_\omega} \quad (8-17)$$

La conversión de coordenadas polares a rectangulares se realiza por medio de

$$x_{\omega} = r \cos v \quad y_{\omega} = r \sin v \quad (8-18)$$

## COORDENADAS TOPOCÉNTRICAS Y GEOGRÁFICAS

El sistema de coordenadas topocéntricas, con origen en una estación terrena cualquiera, emplea como parámetros la distancia  $d$  al satélite y los ángulos  $Az$  de acimut respecto del norte medido en el plano horizontal y  $\theta_{ES}$  de elevación sobre dicho plano, como se describe en el título 6.2.5 del Capítulo 6 para los satélites geoestacionarios y se muestra en la figura 6.12 (en la exposición siguiente  $\theta_{ES}$  será representada por  $\theta$ ). Como este 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 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 sidéreo, en tanto 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 ( $\Upsilon$ ) en un momento dado, denominado *ángulo horario de Greenwich* (GHA), o *tiempo sideral de Greenwich* (GST), que a menudo se expresa en forma de horas o en segundos, y puede convertirse a ángulo. La posición en longitud geográfica ( $\lambda_S$ ) de un satélite en un momento dado puede expresarse entonces por la ecuación (ver figura 8.6).

$$\lambda_S = \alpha - \text{GHA} \quad \text{grados} \quad (8-19)$$

en la cual tanto  $\alpha$  como GHA son función del tiempo (la forma de calcular GHA se incluye en la exposición relativa a sistemas de tiempo de este mismo título). 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. Cuando el satélite no es

geoestacionario normalmente  $\alpha$  varía en valor medio más rápidamente que GHA y puede ser necesario restar múltiplos de  $360^\circ$  a la ecuación 8-19 para obtener valores de  $\lambda_S$  menores de  $360^\circ$ . 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

$$\Delta\lambda = \alpha - \text{GHA} - \lambda_{ES} \quad (8-20)$$

que en el Capítulo 6 se representó por el símbolo  $\Lambda$ . La figura 8.6 muestra la posición de un satélite tanto en coordenadas topocéntricas como inerciales, así como la posición de la estación terrena de referencia en coordenadas geográficas.

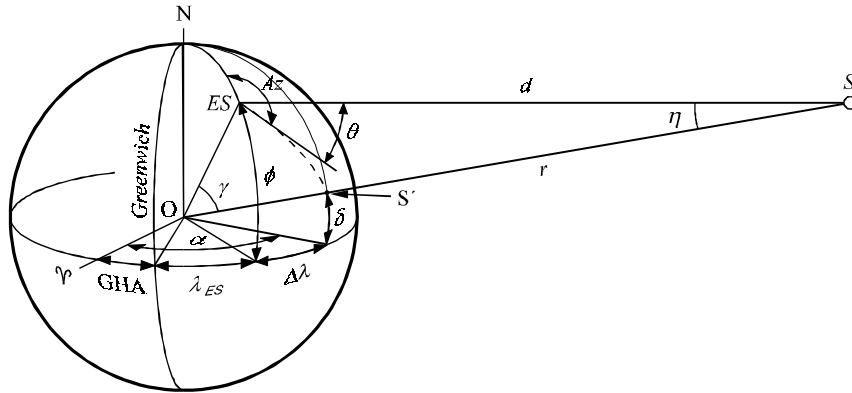


Figura 8.6. Parámetros de la posición de un satélite y de una estación terrena en los sistemas de coordenadas topocéntrico e inercial

El ángulo  $\phi$  de latitud de la estación terrena es positivo hacia el Norte del ecuador y negativo hacia el Sur igual que el ángulo  $\delta$ , y  $\Delta\lambda$  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  $\Delta\lambda$ , en tanto que  $\theta$  solo tiene valores positivos de  $0$  a  $90^\circ$  hacia satélites visibles desde la estación terrena.

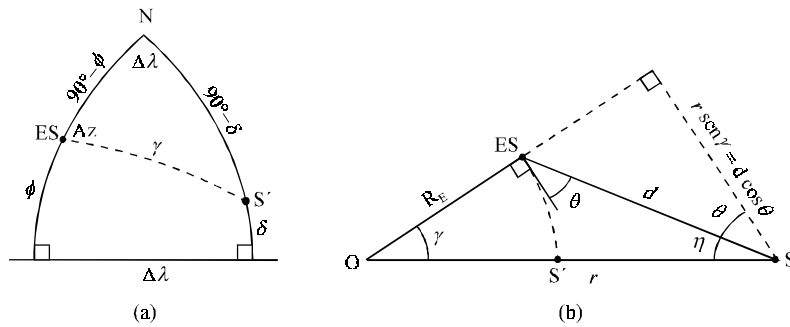
La conversión de uno a otro sistema de coordenadas está basado en las relaciones de los ángulos mostrados en la figura 8.6, junto con las distancias  $r$  y  $R_E$  (radio de la Tierra). El ángulo de acimut está determinado por un triángulo esférico mayor con dos ángulos rectos formado por el círculo ecuatorial y los dos círculos mayores que pasan por la estación terrena  $E_S$ , y por el punto subsatelital  $S'$ , así como por el triángulo menor que se forma al trazar la línea superficial que une los dos sitios mencionados, la cual describe el *ángulo central*  $\gamma$  con vértice en el centro

del planeta como se muestra en la figura 8.7(a). Los ángulos de acimut y  $\gamma$  se pueden determinar por trigonometría esférica empleando las ecuaciones

$$\tan Az = \frac{\text{sen}\Delta\lambda}{\tan\delta \cos\phi - \text{sen}\Delta\lambda \cos\phi} \quad (8-21)$$

$$\cos \gamma = \text{sen}\delta \text{sen}\phi + \cos\Delta\lambda \cos\delta \cos\phi \quad (8-22)$$

donde los valores resultantes de  $Az$  serán correctos si al calcularlos se utiliza la función ATAN2 con dos argumentos



**Figura 8.7. Ángulos y lados para deducir las relaciones entre parámetros en distintos sistemas de coordenadas.**

Los valores de  $\theta$  y  $d$  se deducen de la figura 8.7(b) que representa el triángulo O/ES/S más uno adicional de apoyo para deducir las relaciones, empleando trigonometría plana

$$d = \sqrt{r^2 + R_E^2 - 2rR_E \cos \gamma} \quad (8-23)$$

$$\cos \theta = \frac{r \text{sen} \gamma}{d} \quad (8-24)$$

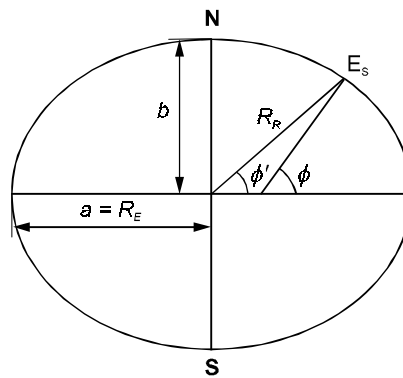
También, de la misma figura 8-7(b) se puede notar que el *ángulo de nadir* entre ES y O con vértice en el satélite es

$$\eta = 90^\circ - \gamma - \theta \quad (8-25)$$

La distancia  $d$  de la estación terrena al satélite puede medirse o calcularse según se requiera. En realidad, en el caso de satélites geoestacionarios los usuarios de sus

servicios suponen constante la distancia al satélite, y las estaciones con antenas pequeñas solo utilizan los ángulos de acimut y elevación al instalarlas y cuando requieren apuntar hacia otro satélite. Las estaciones de los usuarios con reflector de antena grande o mediano cuentan con sistemas de seguimiento del satélite que permiten modificar los referidos ángulos en forma automática sin intervención constante del dato de la distancia. En cambio, las estaciones de control de dichos satélites necesitan el dato preciso de la distancia  $d$  y de hecho la obtienen por medición empleando el método indicado en el título 7.2.4 del capítulo 7, debido a que es esencial para mantener al satélite dentro de los límites de posición tolerados, ya que al variar  $d$  cambia el período de la órbita.

Las estaciones terrenas con antenas múltiples de alta ganancia al operar con satélites en órbitas distintas a la geostacionaria necesitan calcular los valores de  $d$ ,  $Az$  y  $\theta_{ES}(\theta)$ , ya que como no tienen visibilidad continua de cada uno de ellos, cada antena en algún momento debe estar orientada para comunicarse con uno que se tiene previsto que surja en un punto preciso en el horizonte, por lo que no pueden depender únicamente de sistemas de rastreo o seguimiento. Para este propósito se requiere tener prevista la posición del satélite en cada instante en coordenadas inerciales y hacer la conversión a topocéntricas.



**Figura 8.8. Latitud geocéntrica y distancia al centro de la Tierra de una estación terrena**

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 debe substituirse 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 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 puede representarse por una elipse como se muestra en la figura 8.8, 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 correcciones que se basan en la geometría de la figura mencionada. El parámetro de reducción  $f_R$  y el cuadrado de la excentricidad  $e^2$  son

$$f_R = \frac{a-b}{a} = \frac{1}{298.257}, \quad e^2 = 2f_R \cdot f_R^2 = 6.6943846 \times 10^{-3} \quad (8-26)$$

La conversión de la latitud geodésica  $\phi$  de la estación a la geocéntrica  $\phi'$  se logra por medio de

$$\tan \phi' = (1 - f_R)^2 \tan \phi \quad (8-27)$$

y el valor corregido de la distancia  $R_R$  en km del centro del planeta a la estación terrena se obtiene con suficiente exactitud con una de las ecuaciones

$$R_R = R_E \left( \frac{1 - e^2}{1 - e^2 \cos^2 \phi'} \right)^{1/2}, \text{ o}$$

$$R_R = R_E (1 - f_R \sin^2 \phi') \quad (8-28)$$

Ambas ecuaciones se basan en el elipsoide de referencia descrito que se supone dentro de un intervalo de  $\pm 100$  m del nivel medio del mar, por lo que  $R_R$  puede incrementarse con la altura de la estación terrena sobre dicho nivel sin introducir errores significativos. Los valores obtenidos de  $\phi'$  y de  $R_R$  se pueden incluir en las ecuaciones 8-21 a 8-24 (así como en cualquiera otra en que sea útil), en substitución de  $\phi$  y de  $R_E$ , respectivamente.

Por ejemplo, si un satélite se encuentra en una órbita a 15 000 km del centro de la Tierra, teniendo en un momento dado una declinación  $\delta = +10^\circ$  y una diferencia de longitudes  $\Delta\lambda = +20^\circ$  respecto a una estación terrena que esté en una latitud geodésica  $\phi = +30^\circ$ , las coordenadas topocéntricas del satélite, sin hacer correcciones a los parámetros serían ( $\gamma = 27.345^\circ$ )

$$Az = 132.84^\circ, \quad \theta = 45.23^\circ \text{ y } d = 9783.54 \text{ km}$$

Con las correcciones correspondientes se obtiene primeramente  $\phi' = 29.834^\circ$  y  $R_R = 6372.827$  km, por lo que las coordenadas corregidas son ( con  $\gamma = 27.232^\circ$ )

$$Az = 132.60^\circ, \theta = 45.42^\circ, \text{ y } d = 9778.48 \text{ km}$$

En muchas ocasiones se hacen mediciones de  $Az$ ,  $\theta$  y  $d$  desde estaciones terrenas (ubicadas en  $\phi'$ ,  $\lambda_{ES}$ ) siguiendo la trayectoria de un satélite, y es necesario hacer la conversión de las mismas a coordenadas geográficas o a coordenadas inerciales. Entre otros métodos equivalentes, de las mismas figuras 8.7(a) y 8.7(b) que se utilizaron para obtener otras relaciones se puede deducir la conversión mencionada, resultando la secuencia de ecuaciones

$$\tan \gamma = \frac{d \cos \theta}{R_R + d \sin \theta}$$

$$\sin \delta = \sin \phi' \cos \gamma + \cos \phi' \sin \gamma \cos Az$$

$$\sin \Delta \lambda = \frac{\sin Az \sin \gamma}{\cos \delta}, \quad \lambda_S = \lambda_{ES} + \Delta \lambda \quad (8-29)$$

Puede apreciarse que de las ecuaciones anteriores se obtiene primeramente  $\gamma$ , después  $\delta$  y finalmente  $\Delta \lambda$  y  $\lambda_S$ . Si se desea obtener  $\alpha$  se puede aplicar la ecuación 8-19.

## 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 8.5 y 8.6(b)) del satélite a puntos o contornos de la mencionada cobertura, y que es la misma distancia utilizada en el sistema topocéntrico, salvo que los puntos o contornos considerados no necesariamente corresponden a la ubicación de estaciones terrenas existentes o por instalarse.

La figura 8.9 muestra ejemplos de coberturas desde satélites geoestacionarios y no geoestacionarios, que necesariamente tienen características distintas. Los satélites no geoestacionarios en muchos casos no se diseñan para cubrir solo una área geográfica reducida como la de un país específico, porque no permanecen sobre ella, y por tanto no es útil conformar su haz de radiación para adaptarlo a un contorno geográfico irregular. En esas circunstancias, es conveniente que el eje de la antena coincida con la dirección del centro de la Tierra, lo que hace que su cobertura en cualquier momento tenga su centro en el punto subsatelital, que está en movimiento siguiendo la trayectoria de la órbita, y que describe sobre la superficie del planeta la



traza terrestre de la misma. En este caso, para determinar el lugar geométrico de curvas de igual píre en la cobertura en cualquier momento basta con especificar el ángulo  $\eta$  respecto del eje de la antena al cual la ganancia tiene un valor específico, ya que cada una corresponderá a un círculo, como muestra el lado derecho de la figura 8.9.

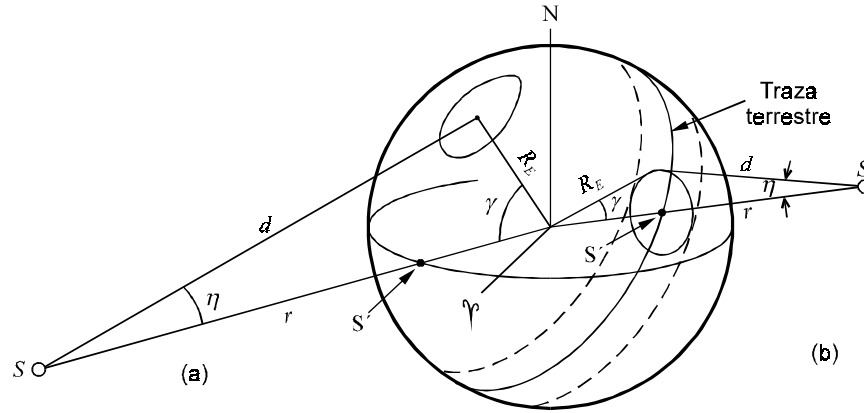


Figura 8.9. Cobertura de haces circulares: (a) de un satélite geostacionario, (b) de un satélite no geostacionario

El centro del círculo es el punto subsatelital  $S'$ , y la mitad del ángulo de cobertura es  $\eta$  visto desde el satélite, y  $\gamma$  desde el centro del globo terráqueo, que equivale a una distancia en kilómetros sobre la superficie de  $R_E \gamma$  o  $R_E \gamma (\pi / 180)$  alrededor del mismo, según que  $\gamma$  se exprese en radianes o grados. Cada círculo representa la cobertura instantánea, pero la anchura angular de la *faja de cobertura* de la traza terrestre es menor que  $2\gamma$ , y depende del traslapeo de huellas entre satélites.

En el caso de una estación terrena o de un sitio geográfico determinado, se puede apreciar de la figura 8-7(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  $\gamma$

$$\tan \gamma = \frac{d \operatorname{sen} \eta}{r - d \cos \eta}, \quad \tan \eta = \frac{R_E \operatorname{sen} \gamma}{r - R_E \cos \gamma} \quad (8-30)$$

El valor de  $\gamma$  será el mismo para cualquier punto sobre la superficie terrestre mientras  $\eta$  y  $r$  tengan los mismo valores y se suponga esfericidad de aquella. La distancia  $d$  se puede expresar también en función de dichos parámetros como

$$d = r \cos \eta - \sqrt{R_E^2 - r^2 \operatorname{sen}^2 \eta} \quad (8-31)$$

Estas mismas relaciones se aplican al contorno de la cobertura de un satélite y serán constantes si el eje de su antena apunta al punto subsatelital.

Los valores máximos de  $\eta$  y de  $\gamma$  ( $\eta_M$  y  $\gamma_M$ ) ocurren cuando  $\theta = 0$ , porque entonces el contorno del haz de la antena del satélite es tangente a la Tierra y de acuerdo con la ecuación 8-25 en ese caso  $\eta_M + \gamma_M = 90^\circ$ . Es fácil comprobar que

$$\text{sen } \eta_M = \cos \gamma_M = \frac{R_E}{r} \quad (8-32)$$

No obstante, las coberturas útiles son generalmente aquellas en que  $\theta \geq 5^\circ$ , por lo que en función del ángulo de elevación mínimo deseado de la figura 8-7(b) se encuentra que

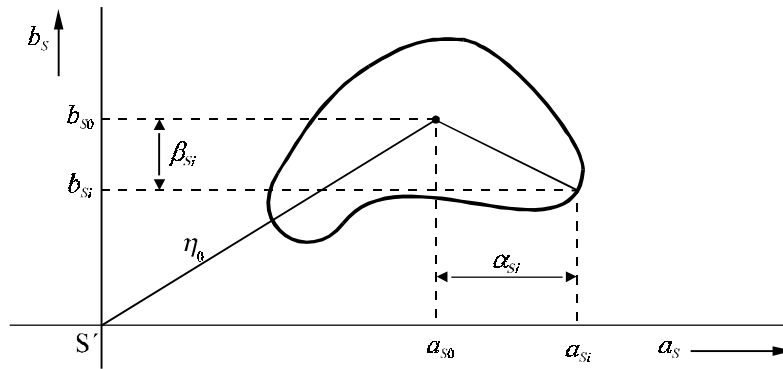
$$\text{sen } \eta = \cos (\gamma + \theta) = \frac{R_E}{r} \cos \theta \quad (8-33)$$

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

Salvo para algunos haces globales o posibles zonas de cobertura menores ubicadas en el ecuador, el eje de la antena de un satélite geoestacionario no estará 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 será un círculo, como se ilustra en la huella de la parte izquierda de la figura 8.9. Se producirá un alargamiento en la dirección del arco mayor que pasa por el punto subsatelital y por el centro de la cobertura en la cual aumenta la distancia  $d$ . Las ecuaciones 8-30 y 8-31 se pueden aplicar tanto al centro del haz, en el caso de que sea simétrico, como a cada una de las direcciones correspondientes a ganancia constante en un haz conformado. En el segundo caso, para determinar la ubicación del contorno de la huella en coordenadas geográficas, no es suficiente determinar el ángulo  $\gamma$  de cada punto de un contorno, sino también su inclinación respecto del círculo ecuatorial, o sus dos componentes angulares perpendiculares. Debido a que la declinación del satélite es  $\delta = 0$ , el ángulo  $\gamma$  entre el punto subsatelital y cualquier otro del contorno de la huella queda totalmente definido por su componente en el plano ecuatorial o diferencia de longitudes  $\Delta\lambda$ , y su componente perpendicular o latitud  $\phi$ , simplificándose la ecuación 8-22 para quedar:  $\cos \gamma = \cos \Delta\lambda \cos \phi$ . Los ángulos equivalentes con vértice en el satélite son  $\eta$ , su componente  $a_S$  en el plano ecuatorial, que es el mismo de la órbita, y la perpendicular  $b_S$ .

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 que en algunos puntos excederá los límites originalmente señalados. Partiendo de cada una de las componentes angulares individuales  $a_{Si}$  y  $b_{Si}$  para ganancia constante de una antena de satélite, se obtienen las coordenadas geográficas  $\Delta\lambda_i$  y  $\phi_i$  de cada punto de un mismo contorno.

La figura 8.10 representa gráficamente la determinación de los valores de los dos ángulos componentes en cada dirección de desviación respecto del eje de un haz conformado.



**Figura 8.10. Representación plana de un conjunto de ángulos  $\alpha_{Si}$  y  $\beta_{Si}$  respecto del eje de la antena de un satélite geostacionario 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**

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

$$a_{Si} = a_{S0} + \alpha_{Si}, \quad b_{Si} = b_{S0} + \beta_{Si} \quad (8-34)$$

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

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

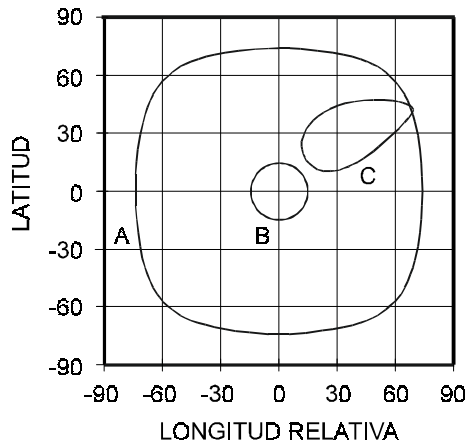
$$\text{sen } b_{S_0} = \frac{R_E}{d_0} \text{sen } \phi_0, \quad \text{sen } a_{S_0} = \frac{R_E}{d_0} \text{sen } \Delta\lambda_0 \frac{\cos \phi_0}{\cos b_{S_0}} \quad (8-35)$$

Substituyendo el valor constante de  $R_E$  y el de  $r$  se pueden hacer los cálculos con la ecuación simplificada  $d_0 = 35786.2 (1.42 - 0.42 \cos \gamma_0)^{1/2}$  para la órbita geostacionaria. Por supuesto que para obtener mayor precisión en los resultados deben hacerse las correcciones de coordenadas por la imperfecta esfericidad de la Tierra substituyendo el valor de  $\phi_0$  por  $\phi'_0$  y el de  $R_E$  por  $R_R$  de las ecuaciones 8-27 y 8-28.

La conversión a coordenadas geográficas para determinar la huella del haz se realiza mediante

$$\begin{aligned} \cos \eta_i &= \cos a_{S_i} \cos b_{S_i}, \quad d_i = r \cos \eta_i - \sqrt{R_E^2 - r^2 \text{sen}^2 \eta_i} \\ \text{sen } \Delta\lambda_i &= \frac{d_i \text{sen } a_{S_i} \cos b_{S_i}}{\sqrt{R_E^2 - d_i^2 \text{sen}^2 b_{S_i}}}, \quad \text{sen } \phi_i = \frac{d_i}{R_E} \text{sen } b_{S_i} \end{aligned} \quad (8-36)$$

Para un haz circular los valores de  $\alpha_{S_i}$  y de  $\beta_{S_i}$  varían entre 0 y  $\pm \Delta\eta$ , y la relación entre las dos componentes angulares es  $\cos \beta_{S_i} = \cos \Delta\eta / \cos \alpha_{S_i}$ . La figura 8.11 muestra la aplicación de las ecuaciones anteriores a 3 haces circulares.



**Figura 8.11. Representación plana lineal de la cobertura 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 subsateliteal 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 aprecia 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. En cualquier caso las coordenadas geográficas de los puntos del contorno de una cobertura, calculadas por los procedimientos señalados, son correctas, y su escala debe adaptarse a la del mapa en el cual se representen.

Aparte de las coordenadas geocéntricas en el plano de la órbita consideradas en un título anterior, se utiliza el sistema orientado por dicho plano, con origen en el satélite, cuyo polo o eje  $z$  está en dirección del nadir, es decir, hacia el centro de la Tierra. Este sistema, llamado también RPY (Roll, Pitch, Yaw) o LVLH (Local Vertical/ Local Horizontal), como ya se comentó en el capítulo 7 se utiliza como referencia para corregir las desviaciones de actitud del satélite, y es también utilizado para observaciones de la Tierra. El eje  $x$  es perpendicular al eje  $z$ , es positivo en el sentido de la trayectoria de la órbita y se encuentra sobre el plano de ésta. El eje  $y$  es perpendicular a la órbita en un sentido tal, que visto desde su exterior está girado  $90^\circ$  respecto del eje  $x$  en dirección de las manecillas del reloj. El plano horizontal local es el determinado por los ejes  $x$  y  $y$ , designándose como *ángulo de vuelo* el formado por el vector de velocidad con dicho plano.

Para fines de control de actitud las mediciones se hacen en ángulos de giro sobre cada uno de los ejes mencionados (mostrados en la figura 7.12 del Capítulo 7), designados como eje de balanceo ( $x$ ), eje de cabeceo ( $y$ ) y eje de guiñada o de giro de los haces ( $z$ ), es decir, se miden tres ángulos de desviación positivos o negativos con valor absoluto de fracciones de grado en operación normal o de pocos grados en caso extremo. Por ejemplo, en una órbita ecuatorial directa las desviaciones sobre el eje de cabeceo son positivas hacia el Este y negativas hacia el Oeste, sobre el de balanceo son positivas hacia el Norte y negativas hacia el Sur, y sobre el de guiñada son positivas en dirección de las manecillas del reloj vistas desde el exterior de la órbita, es decir, siguen la regla de la mano derecha. Debe notarse que las desviaciones de actitud del satélite afectan proporcionalmente la cobertura del haz, ya que las desviaciones de cabeceo afectan los valores calculados de  $a_{Si}$ , las de balanceo los de  $b_{Si}$  y las de guiñada a ambos grupos de valores.

## ORIENTACIÓN DE LA ÓRBITA Y ARGUMENTO DEL PERIGEO

En la figura 8.12 se muestra la orientación del plano de la órbita respecto de los sistemas geocéntricos de coordenadas, determinada por dos parámetros.

El punto del plano ecuatorial donde la trayectoria del satélite lo cruza de sur a norte es el *nodo ascendente*. La *ascensión recta del nodo ascendente*  $\Omega$  es el ángulo

medido hacia el Este en el plano ecuatorial desde la dirección del equinoccio de marzo hasta dicho nodo, cuyo valor puede estar entre 0 y 360°. El ángulo  $i$  es la inclinación de la órbita del satélite y de su normal  $\mathbf{W}$  respecto del plano ecuatorial y del polo de la Tierra, respectivamente. El valor de  $i$  es menor de 90° para satélites que se desplazan hacia el Este, como son la mayoría, y de 90 a 180° para satélite que se desplazan hacia el Oeste.

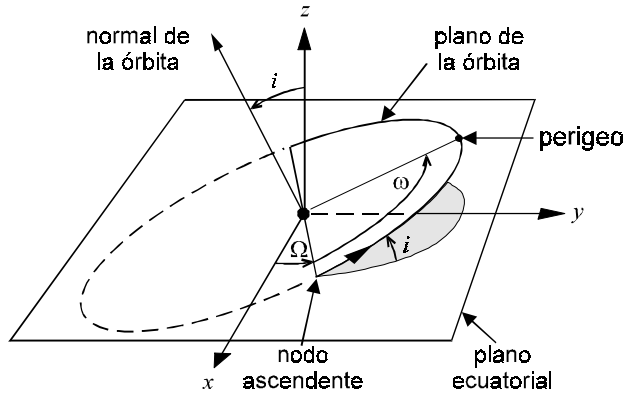


Figura 8.12. Orientación de la órbita ( $\Omega$  e  $i$ ) y argumento del perigeo ( $\omega$ )

Una forma alternativa de especificar la orientación consiste en considerar a la normal de la órbita como un vector unitario  $\mathbf{W}$  con componentes en los ejes  $x$ ,  $y$  y  $z$  de magnitudes  $W_x$ ,  $W_y$ , y  $W_z$ .  $\mathbf{W}$  sigue la regla de la mano derecha, estando dirigido hacia el Norte para satélites que se desplazan hacia el Este y hacia el Sur para los que lo hacen hacia el Oeste.

Las relaciones entre las dos formas mencionadas de especificar la orientación son

$$W_x = \text{sen } \Omega \text{ sen } i \quad i = \text{arco cos } W_z$$

$$W_y = -\text{cos } \Omega \text{ sen } i \quad \Omega = \text{arco tan } \left( \frac{-W_x}{W_y} \right)$$

$$W_z = \text{cos } i \quad (8-37)$$

La misma figura 8.12 muestra el ángulo de argumento  $\omega$  entre el nodo ascendente y el perigeo medido sobre el plano de la órbita en dirección del movimiento del satélite, cuyo valor puede estar entre 0 y 360°.

## SISTEMAS DE TIEMPO

Para completar los parámetros de una órbita es indispensable una referencia de tiempo para el momento en que el satélite se encuentra inicialmente en el perigeo, si es elíptica, o en un punto específico seleccionado, si es circular. También puede ser necesario verificar periódicamente sus parámetros en distintos puntos de la trayectoria desde distintas estaciones terrenas, para lo cual se requiere que el tiempo medido en cada una tenga una referencia común precisa.

La medición del tiempo ha sido un aspecto de interés especial de la astronomía, el cual se ha basado tradicionalmente en la rotación de la Tierra sobre su eje, tomando como referencia al Sol o las estrellas, y en el movimiento orbital de los planetas. Se ha buscado constantemente la mayor precisión y la mayor uniformidad posible en lo que se concibe como tiempo, para su uso en los sistemas físicos y en casi cualquier actividad organizada, coordinado también en la mayor medida posible con la percepción natural del tiempo derivada del cambio alternativo entre la noche y el día.

En la actualidad se cuenta ya con el *segundo* del Sistema Internacional (SI) como unidad fundamental, basada en relojes atómicos de cesio, que son los que permiten la reproducción más precisa del mismo, el cual se usa como referencia para todos los sistemas de tiempo, pero la duración de otras unidades depende de cual de los sistemas se utilice, según la conveniencia para el campo de aplicación que interese.

Los sistemas de tiempo actualmente utilizados tienen su origen directa o indirectamente en la periodicidad de algún movimiento planetario, y cuentan con un conjunto de unidades y un momento inicial o cero. En forma general los más relacionados con las aplicaciones que nos interesan son:

- El *tiempo atómico*, en el cual la unidad básica de duración está representada por un determinado número de ciclos de la radiación de un isótopo en condiciones específicas.
- El *tiempo universal*, en el cual la unidad de duración es un día solar medio relativamente uniforme, a pesar de las variaciones en la rotación de la Tierra en su órbita y sobre su eje.
- El *tiempo sideral*, en el cual la unidad de referencia es el período de rotación de la Tierra respecto de una dirección casi fija en el firmamento.
- El *tiempo dinámico*, el cual es un sistema uniforme que se ajusta al movimiento orbital de la Tierra, la Luna, y los planetas del sistema solar.

El *tiempo atómico internacional* (Temps Atomic International, o TAI), introducido oficialmente en 1972, es una norma coordinada de tiempo basada en la definición del segundo SI que resulta del análisis continuo realizado por la Oficina

Internacional de Pesas y Medidas de los datos de relojes atómicos de cesio y patrones de frecuencia en todo el mundo, a fin de conservar una unidad de tiempo tan cercana como sea posible a la definición del segundo SI. La forma práctica de aplicación de esta norma se realiza a través de las correcciones publicadas para cada uno de los relojes y patrones de frecuencia que contribuyen a su determinación. La época de referencia para el sistema TAI es el 1º de enero de 1958. En esa forma se cuenta con una norma muy precisa y estable, cuya principal función es de referencia científica para los sistemas de medición del tiempo. Se estima que entre 1977 y 1990 se puede haber acumulado un error de  $\pm 10\mu s$  en el tiempo TAI y que es posible lograr que se incremente más lentamente en el futuro gracias a mejoras en el sistema.

El sistema TAI es principalmente una referencia estadística y para las actividades cotidianas de todo tipo se acostumbra un sistema de tiempo más estrechamente asociado al movimiento aparente del Sol, con su organización en años, días, horas, minutos y segundos.

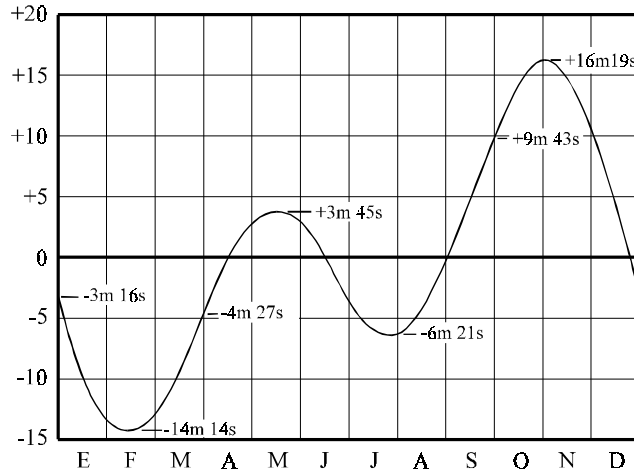
El *tiempo universal* es la base para medir el tiempo en la mayoría de las aplicaciones. La actividad humana en general está regida ineludiblemente por el día como dimensión de la misma, y como unidad que tiene como referencia natural más notoria en gran parte del globo el medio día como momento único en el que el Sol alcanza su máxima elevación respecto del horizonte. El principal inconveniente de medir la duración del día como intervalo entre las elevaciones máximas consecutivas del movimiento aparente del Sol consiste en que, no siendo la órbita terrestre completamente circular, en distintas fechas del año el tiempo entre dos intersecciones consecutivas del Sol con un determinado meridiano tiene distinta duración. En la búsqueda de un sistema de tiempo uniforme se introdujo el concepto de un Sol medio virtual, que se mueve en el plano ecuatorial en lugar de en el de la eclíptica, y a una velocidad angular constante, el cual es la base para el *tiempo universal* referido al meridiano de  $0^\circ$  de longitud. La diferencia en tiempo entre el Sol real y el ficticio a lo largo del año se denomina la *ecuación de tiempo*, fluctuando en valores positivos y negativos desde 0 en cuatro ocasiones en el año (15 de abril, 14 de junio, 1º de septiembre y 24 de diciembre), hasta un máximo de 16 minutos el 2 de noviembre por la acumulación de las diferencias diarias de duración, como muestra la figura 8.13, de modo que el valor medio anual de la duración de un día es el mismo en ambos casos.

Los valores de la ecuación de tiempo se deben tanto a la variación en la distancia al Sol, cuyo valor relativo se dio en el cuadro 7.5 del Capítulo 7 para cuatro fechas (0.996, 1.016, 1.0034, 0.984, respectivamente para equinoccio de marzo, solsticio de junio, equinoccio de septiembre y solsticio de diciembre), como a la inclinación del plano del ecuador con el de la eclíptica ( $23.4393^\circ$  en la época 2000).

Aunque el movimiento angular de la Tierra en su órbita fuera uniforme, la rotación sobre su propio eje tampoco lo es totalmente, ya que tiene una tendencia



secular de aumento de la duración de un día, proporcional a  $1.5 \times 10^{-3}$  segundos por cada siglo transcurrido. Además, la duración de cada rotación de la Tierra puede tener variaciones periódicas complejas con extremos de hasta  $\pm 3 \times 10^{-3}$  o más de segundo respecto de la tendencia secular en una época cualquiera, que al acumularse originan desviaciones positivas o negativas de uno o más segundos por año respecto de dicha tendencia. Por fortuna, estas fluctuaciones se cancelan a largo plazo, quedando solo la variación secular. En contraste, los relojes atómicos pueden tener errores menores de  $1 \times 10^{-8}$  de segundo en un día.



**Figura 8.13. Variación de la ecuación del tiempo durante el año. Representa los minutos anteriores o posteriores al medio día solar aparente (verdadero) en el meridiano de Greenwich cuando es el medio día (12 hs) del tiempo universal en cualquier fecha del año**

El valor del tiempo universal sin corregir obtenido por los observatorios es UT0, el cual depende del sitio de observación. Al corregir este tiempo por el desplazamiento del polo se obtiene UT1, que es independiente del punto de observación, pero está influido por la leve variación de la velocidad de rotación de la Tierra.

El *tiempo universal coordinado* (UTC) puede considerarse como un puente entre el tiempo TAI y el UT1, ya que se mantiene con una diferencia máxima de 0.9 de segundo del tiempo UT1, y de un número entero de segundos del TAI, disminuyendo el efecto de las variaciones de la rotación de la Tierra en la medición del tiempo. Para satisfacer las dos relaciones mencionadas es necesario ajustar ocasionalmente en un segundo el tiempo UTC, usualmente al final del último día de junio o diciembre. Como puede apreciarse, el tiempo UTC tiene la uniformidad del tiempo atómico en cada intervalo entre ajustes de su valor. Desde hace varias décadas, el llamado *tiempo medio de Greenwich* (GMT) que rige en las islas del Reino Unido del norte europeo coincide con el tiempo UTC.

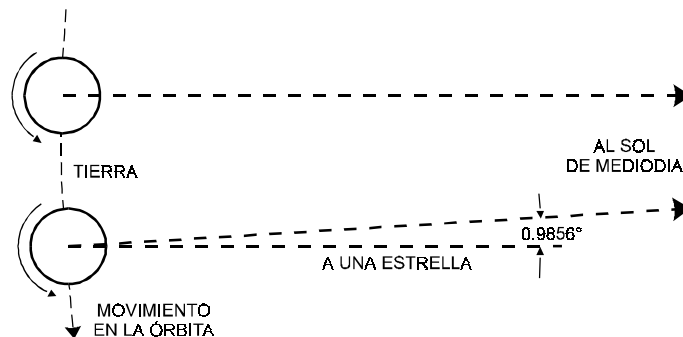
La necesidad de utilizar un sistema de tiempo basado en un movimiento ficticio casi uniforme como es el tiempo universal, especialmente para sincronizar y coordinar actividades de transporte y de comunicación, y para facilitar toda clase de actividades cotidianas, hizo que se pasara de los sistemas horarios locales basados en el movimiento aparente del sol visto desde cada población al sistema actual de tiempo para dichas aplicaciones en todo el mundo, conocido como *hora civil o legal*, que coincide con el UTC en el meridiano de  $0^\circ$  de longitud. Este sistema tiene zonas o husos horarios que permiten que poblaciones distantes entre sí cientos, o hasta más de mil kilómetros en longitud, tengan el mismo horario, y que las diferencias del tiempo civil en todo el mundo sean de un número entero de horas respecto al meridiano de longitud cero. La división de las zonas horarias se realiza por medio de meridianos, separados  $15^\circ$  geográficos entre sí (con algunas desviaciones), que corresponden a las diferencias de una hora, de tal forma que las 24 zonas representan el ángulo total de  $360^\circ$ . Debe notarse que en una población particular, cercana a la división entre dos zonas horarias, en ciertas épocas del año puede haber una diferencia grande entre el medio día de este sistema y el local aparente (solar real), llegando hasta 1 hora 16 minutos el 2 de noviembre, de la cual casi una hora es causada por la cercanía al límite de la zona horaria, y 16 minutos lo es por la diferencia entre las posiciones del Sol real y el ficticio.

La hora civil no se aplica directamente a los satélites artificiales terrestres, porque el tiempo de todas las observaciones de su movimiento desde distintos sitios debe medirse respecto de una referencia común (idealmente un sistema completamente uniforme) y relacionarse con precisión con su posición orbital instantánea respecto del mismo marco inercial que se usa para medir el tiempo sideral. Si por alguna conveniencia la hora se expresa en dicho sistema, debe convertirse a UTC como primer paso, agregando o restando el número entero de horas que corresponda. Sin embargo, la hora civil se necesita para información a los usuarios de un sistema de satélites, a fin de darles a conocer, por ejemplo, las horas de las interferencias solares en distintas poblaciones, o algún otro fenómeno o actividad concreta que pudiera afectar sus enlaces, así como para cualquier otra comunicación al exterior.

El *tiempo sideral* (ST) está basado en el valor medio de la rotación de la Tierra alrededor de su propio eje, pero medido respecto de la dirección de alguna estrella. El *día solar o sinódico* tiene una duración media de 24 horas, en tanto que el *día sideral* tiene una duración media aproximada de 23 horas 56 minutos y 4.1 segundos, ya que representa el tiempo medio entre dos intercepciones consecutivas del plano de un mismo meridiano con una determinada estrella, como muestra la figura 8.14.

La diferencia entre el día sideral y el día sinódico de 24 horas se debe a que como la Tierra gira también alrededor del Sol, éste no se encuentra en la misma dirección respecto del fondo de estrellas después de cada rotación sobre su eje, y

cada día nuestro planeta gira un poco más de una revolución en el intervalo medio en que la proyección de un mismo meridiano cruza dos veces consecutivas el centro del astro, de tal forma que en el período de la órbita eclíptica ese incremento diario significa una revolución completa adicional de  $360^\circ$ . El incremento diario de giro es de  $0.98564736^\circ$  (época 2000) en valor medio, que corresponde aproximadamente a una diferencia de 3 minutos 56 segundos. La relación entre el día solar medio y el día sideral permite calcular la posición del meridiano de Greenwich respecto de la dirección del equinoccio de marzo en cualquier momento, como referencia para determinar la posición de un satélite en el sistema inercial de coordenadas, que es la función principal del tiempo sideral en el campo de actividad que nos interesa.



**Figura 8.14. Incremento de la rotación de la Tierra respecto de una revolución en el intervalo medio entre dos intercepciones del Sol. Las líneas paralelas corresponden a la dirección de una estrella distante y las convergentes a la dirección del Sol**

El *tiempo dinámico* representa la variable independiente de la ecuación de movimiento de los cuerpos del sistema solar. En teoría pueden existir distintos sistemas dinámicos según el de coordenadas usado, pero el de referencia es el geocéntrico llamado *tiempo dinámico terrestre* (TDT), que es el que nos concierne. En 1991 la Unión Astronómica Internacional cambió el nombre de este sistema (TDT) al de *tiempo terrestre* (TT). Es un sistema uniforme de tiempo que en la práctica puede determinarse por medio del estudio de las efemérides aparentes del sistema solar con relación al centro de la Tierra, en tal forma que sus días tengan una duración de 86400 segundos SI. El origen del sistema TT se escogió de tal manera que en la actualidad la relación entre el tiempo TAI y el TT es  $TT = TAI + 32.184$  segundos, para que tenga continuidad con el *tiempo de efemérides* que actualmente se identifica con el TT.

El tiempo universal (UT1) se relaciona con el tiempo medio sideral, en el mismo meridiano de cero grados o de Greenwich (GMST), por una ecuación en la cual interviene el número de días transcurridos desde una fecha y hora de referencia determinada hasta la fecha y hora en UT1 que interese. GMST se relaciona

directamente con UT1, porque los dos siguen proporcionalmente las variaciones en la duración de la rotación de la Tierra.

Para muchas aplicaciones de la astronomía se utiliza una cuenta continua de días que se conoce como días Julianos, que parten de la fecha arbitraria 4713 A.C y que empiezan a medio día, por lo que la fecha de un día juliano a las 0<sup>h</sup> UT termina en .5. Como el número de días Julianos hasta cualquier año cercano de la época presente tiene el inconveniente de ser muy alto, usualmente se utiliza una fecha de referencia más próxima en el pasado o en el futuro, para facilitar el cálculo de días, modificando a la vez el término constante en las ecuaciones pertinentes para preservar la continuidad del tiempo sideral. La época que actualmente se recomienda es el primero de enero del año 2000 al medio día (2000 enero 12<sup>h</sup> UT1), que se puede representar en notación astronómica como

$$J2000.0 = 2000 \text{ enero } 1.5 = \text{JD } 2451545.0 \quad (8-38)$$

que corresponde al día juliano 2451545.

Desde el primero de enero de 1984 el tiempo medio sideral de Greenwich (GMST) se relaciona con UT1 por medio de <sup>[3]</sup>

$$\begin{aligned} \text{GMST1}(\text{de } 0^{\text{h}}\text{UT1}) = & 24110^{\text{s}}.54841 + 8640184^{\text{s}}.812866 T_{\text{u}} + \\ & 0^{\text{s}}.093104 T_{\text{u}}^2 - 6.2 \times 10^{-6} T_{\text{u}}^3 \quad (*) \end{aligned} \quad (8-39)$$

donde GMST1 (de 0<sup>h</sup>UT1) = GMST1<sub>0</sub> es el tiempo medio sideral de Greenwich a la media noche del tiempo universal del principio del día que interese,

$$T_{\text{u}} = d_{\text{u}} / 36525; \text{ y}$$

$d_{\text{u}} = \text{JD} - 2451545$  es el número de días de tiempo universal transcurridos desde el 1<sup>o</sup> de enero 2000, 12<sup>h</sup>UT1.

Para muchas aplicaciones, como para los satélites de comunicación, los dos primeros términos de la ecuación anterior son suficientes, debido a que los dos últimos representan menos de 1/40 de segundo para fechas con diferencia de menos de 50 años respecto de la de referencia, ya que ésta se cambia periódicamente haciendo  $|T_{\text{u}}| < 1$  en casi cualquier caso. Con dicha aproximación se comete un error inicial no acumulativo en el tiempo total de referencia, el cual no se detecta como error angular aun con las antenas de comunicación más direccionales y precisas.

---

\* En notación astronómica se utilizan letras iniciales que representan: d = día, h = horas, m = minutos, s = segundos, agregadas como superíndices después de los enteros de una cifra.

Por ejemplo, a las 0<sup>h</sup>UT1 del 1<sup>o</sup> de enero 2000,  $d_u = - 0.5$ , porque falta medio día para la fecha y hora de referencia. La conversión al tiempo sideral medio de Greenwich en este caso resulta  $GMST_0 = 6^h.6645196$ , representando los minutos y segundos como fracción de una hora.

El cuadro 8-1 facilita el cálculo del valor de  $d_u$  para cualquier mes desde enero de 1998 hasta diciembre de 2006 como ejemplo, proporcionando el valor  $d_0$  que es el de  $d_u$  al principio del último día anterior al mes considerado, a fin de obtener el de cualquier día como

$$d_u = d_0 + n_u \tag{8-40}$$

donde  $n_u$  es el número de días del mes correspondiente a la fecha de interés.

**Cuadro 8.1. Valores de  $d_0$  para fechas seleccionadas**

	2000	2001	2002	2003	2004	2005	2006	2007	2008
ENERO	-1.5	364.5	729.5	1094.5	1459.5	1825.5	2190.5	2555.5	2920.5
FEBRERO	29.5	395.5	760.5	1125.5	1490.5	1856.5	2221.5	2586.5	2951.5
MARZO	58.5	423.5	788.5	1153.5	1519.5	1884.5	2249.5	2614.5	2980.5
ABRIL	89.5	454.5	819.5	1184.5	1550.5	1915.5	2280.5	2645.5	3011.5
MAYO	119.5	484.5	849.5	1214.5	1580.5	1945.5	2310.5	2675.5	3041.5
JUNIO	150.5	515.5	880.5	1245.5	1611.5	1976.5	2341.5	2706.5	3072.5
JULIO	180.5	545.5	910.5	1275.5	1641.5	2006.5	2371.5	2736.5	3102.5
AGOSTO	211.5	576.5	941.5	1306.5	1672.5	2037.5	2402.5	2767.5	3133.5
SEPTIEMBRE	242.5	607.5	972.5	1337.5	1703.5	2068.5	2433.5	2798.5	3164.5
OCTUBRE	272.5	637.5	1002.5	1367.5	1733.5	2098.5	2463.5	2828.5	3194.5
NOVIEMBRE	303.5	668.5	1033.5	1398.5	1764.5	2129.5	2494.5	2859.5	3225.5
DICIEMBRE	333.5	698.5	1063.5	1428.5	1794.5	2159.5	2524.5	2889.5	3255.5

Escribiendo la ecuación 8-39 con solo sus dos primeros términos y expresándola en horas en lugar de segundos queda

$$GMST_0 = 6^h.69737456 + 0^h.0657098235 d_u, \text{ módulo } 24 \tag{8-41}$$

Para cualquier hora del mismo día posterior a las 0<sup>h</sup>UT1, se puede obtener el tiempo medio sideral de Greenwich GMST por medio de

$$GMST = GMST_0 + 1.00273790935 UT1 \tag{8-42}$$

Debe notarse que la hora UT1 de cualquier momento de un día no puede ser agregada como fracción de un día ( $UT1/24$ ) al valor de  $d_u$  en la ecuación 8-39 (al calcular  $T_u$ ) o en la 8-41 (al calcular  $GMST_0$ ), porque el coeficiente de su segundo término ya tiene deducidas 24 horas por día para el cálculo modular, perdiéndose la proporcionalidad de las horas adicionales.

Aplicando el cuadro 8.1 al ejemplo anterior, se obtiene para el día primero de enero de 2000 a las  $0^h UT1$ ,  $d_u = -1.5 + 1 = -0.5$ . Aplicando las ecuaciones anteriores para el día 15 de septiembre de 2001 a las  $0^h UT1$ ,  $d_u = 607.5 + 15 = 622.5$ ,  $GMST = 6.69737456 + 2400.05133691 \times (622.5/36525)$ , módulo 24 =  $23^h.60174025$  y a las  $10^h UT1$   $GMST = 23.60174025 + 10.02737909$ , módulo 24 =  $9^h.629119$ .

En cualquier momento, el ángulo entre el eje  $x$  del sistema inercial de coordenadas geocéntricas y el meridiano de Greenwich o ángulo horario de Greenwich GHA empleado en las ecuaciones 8-19 y 8-20 es proporcional a GMST a razón de  $15^\circ$  por hora en tiempo sideral ( $15.0410671787^\circ$  por hora en tiempo UT), y se puede calcular en grados multiplicando por 15 el resultado de la ecuación 8-42, o por medio de

$$GHA = 100.4606184 + 0.985647365 d_u + 15.0410672^\circ UT1, \text{ módulo } 360 \quad (8-43)$$

La medición de intervalos de tiempo puede hacerse con precisión más que suficiente para la comunicación por satélite sin emplear relojes muy complejos, no siendo necesaria la alta precisión que utiliza la astronomía debido tanto a la posibilidad de corregir la órbita de los satélites al acumularse los errores y los efectos perturbadores de otros cuerpos después de múltiples circunvoluciones, como a las características direccionales de las antenas de las estaciones terrenas. Sin embargo, los errores en las mediciones de ángulos y distancias pueden reflejarse también como errores de tiempo en el cálculo de los períodos orbitales. Por ejemplo, en la órbita geoestacionaria un error de 0.5 km en la medición de la distancia al satélite (normalmente puede ser  $< 50$  m) produce un error de 1.533 segundos en el período y una deriva de la nave de  $0.064^\circ$  en 10 días, que es excesiva. En el cálculo de una órbita no geoestacionaria se pueden cometer errores mayores por el solo hecho de que las observaciones no se hagan en el número suficiente y en el suficiente intervalo de tiempo, o no se realice adecuadamente el proceso de ajuste de los datos.

Los satélites en órbita geoestacionaria tienen una situación peculiar respecto al tiempo, porque su posición en el espacio no cambia sensiblemente en cuanto a sus efectos en la comunicación de la mayoría de las estaciones terrenas dentro de su cobertura. De hecho, las estaciones con capacidad para detectar y seguir sus movimientos lo hacen alrededor de una pequeña fracción de grado respecto de su posición nominal. Por tanto, aunque la duración correcta del período de la órbita como parámetro de tiempo es muy importante, no se mide en forma directa, sino que

se manifiesta indirectamente a través de la ausencia de una deriva constante del satélite. En realidad, si el período es el correcto, las desviaciones de posición no se deben solo a las relaciones consideradas hasta ahora de la gravitación e inercia de dos cuerpos, sino a los factores secundarios gravitacionales y de otra naturaleza que aún no hemos tomado en cuenta. La medición del tiempo con una referencia común es importante durante la *órbita de transferencia* de estos satélites, ya que intervienen múltiples estaciones de medición y control de la misma, ubicadas en diversas partes del mundo, pero a partir de que el satélite entra en operación solamente intervienen una o dos, las cuales, para fines de control de la órbita, hacen intervenir al tiempo a través de desviaciones de ángulos y distancias respecto de una posición aparentemente fija. Aparte de lo anterior, la precisión del tiempo requerida para este caso es la necesaria para predecir los eclipses y las interferencias producidas a las comunicaciones por la radiación alineada del Sol y de la Luna.

En la *órbita de transferencia* de un satélite, o sea una transitoria elíptica anterior a la final, la precisión del tiempo debe ser la que permita calcular con suficiente aproximación los parámetros esenciales, como el momento en que alcanza el perigeo, para que puedan realizarse con el menor impulso total las maniobras para pasar de ella a la definitiva. En estas condiciones es más importante la precisión en los intervalos de tiempo entre distintos puntos de la trayectoria, que puede lograrse sin gran dificultad, que el relativo al origen del sistema de tiempo, mientras todas las estaciones participantes coincidan en éste último, y siempre que de alguna forma se asocie el mismo con el ángulo correcto GHA, ya sea por cálculo, o indirectamente por las coordenadas geográficas del satélite en un momento dado.

En el caso de las constelaciones de satélites de órbitas bajas (LEO) los errores en el valor del período orbital son más importantes, porque se acumulan rápidamente debido a la relativamente muy corta duración de éste, causando errores crecientes en la predicción de cada posición. Además, debe mantenerse la diferencia de tiempo entre un satélite y otro para que no sea necesario demasiado traslapo de sus coberturas, lo cual aumenta la necesidad de precisión. Como ejemplo, podemos considerar un error de un segundo en una órbita baja de 800 km sobre la superficie del planeta. La ecuación 8-5 para el período  $P$  de una órbita circular en función del radio desde el centro de la Tierra nos permite calcular el efecto de un error de tiempo, a través de la velocidad angular en  $^\circ/s$ , representada por la relación  $360^\circ/P$ . En este caso, si el error de tiempo corresponde al momento en que el satélite pasa por una posición determinada, como el período orbital es de  $100^m.87$ , el correspondiente error angular sería de aproximadamente  $0.059^\circ$ , que probablemente es tolerable. Si el error corresponde a la determinación del período orbital, al cabo de solo un día habrán transcurrido 14.28 órbitas, y el error total será de  $0.84^\circ$ , que puede ser significativo. Aun una fracción de segundo de diferencia en el período puede originar errores que después de cierto tiempo se deben corregir por medio de los dispositivos de control de la órbita.

En estricto rigor, ningún grado de precisión del tiempo garantiza, para una órbita con parámetros cuidadosamente determinados, que éstos permitan predecir durante largo tiempo la posición geográfica del punto subsatelital, aunque no existieran las fuerzas perturbadoras sobre el satélite normalmente causadas por la Luna, el Sol y las características del globo terrestre. Hay siempre una incertidumbre inevitable, que se debe a las desviaciones irregulares de la duración de la rotación de la Tierra, las cuales pueden acumularse en una misma dirección por algún tiempo, pero que en realidad son pequeñas y no tienen significado para las aplicaciones que nos interesan.

### 8.2.5 ÓRBITAS CIRCULARES

En el caso de órbitas circulares la magnitud del vector de posición del satélite es constante en coordenadas geocéntricas, e igual al radio de la órbita, que es un parámetro geométrico, por lo que en lugar del símbolo  $r$  que se empleó en el título de fundamentos emplearemos el símbolo  $a$ , que se usa también para el eje semimayor de las órbitas elípticas. El símbolo  $r$  se reserva para representar la magnitud variable del vector de posición del satélite en una órbita elíptica.

Por lo anterior, los parámetros del movimiento de los satélites en órbitas circulares derivados de las ecuaciones 8-3 a 8-8 se pueden representar en función de su radio al centro de la Tierra, de  $\mu$  y de la velocidad lineal, en la forma siguiente:

$$\begin{aligned}
 \text{Radio} & \quad a = \frac{\mu}{v_c^2} \quad \text{km} \\
 \text{Período orbital} & \quad P = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} = 2\pi \frac{a}{v_c} = 2\pi \frac{\mu}{v_c^3} \quad \text{segundos} \\
 \text{Velocidad lineal} & \quad v_c = \sqrt{\frac{\mu}{a}} \quad \text{km/s} \\
 \text{Velocidad o movimiento angular} & \quad n_r = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} = \frac{v_c}{a} = \frac{v_c^3}{\mu} \quad \text{rad/s} \\
 \text{Aceleración} & \quad g = \frac{\mu}{a^2} = \frac{v_c^2}{a} = \frac{v_c^4}{\mu} \quad \text{km/s}^2 \\
 \text{Energía específica} & \quad E_m = -\frac{\mu}{2a} \quad \text{km}^2/\text{s}^2 \quad (8-44)
 \end{aligned}$$

donde  $a \cong 6378.14 + H$  km en el plano ecuatorial ( $H$  = altura del satélite sobre la superficie de la Tierra en km),



$$\mu = 398601 \text{ km}^3/\text{s}^2 = GM_E \text{ y}$$

$$\sqrt{\mu} = 631.3486$$

El cuadro 8.2 muestra el resultado de aplicar algunas de las ecuaciones 8-44 a satélites de órbita circular, dentro de los intervalos de altura de las primeras tres categorías de la clasificación dada en el título 8.2.3. El último renglón del cuadro corresponde a la órbita geostacionaria, la cual tiene un período de 23 horas 56 minutos y 4.1 segundos, que es la duración de un día sideral.

En las órbitas circulares la relación de las posiciones orbitales con el tiempo es simple considerada en su propio plano, pero debe asociarse también con los demás parámetros orbitales y con la cobertura geográfica. Para representar la posición del satélite en cualquier momento se requiere entonces conocer el radio  $a$ , la inclinación  $i$  y la ascensión recta del nodo ascendente  $\Omega$ , ya que en este caso no existe excentricidad ( $e = 0$ ), ni argumento del perigeo, ni tiempo de éste.  $\Omega$  e  $i$  son determinantes para la conversión de las coordenadas de la órbita a las inerciales tridimensionales y a las geográficas.

**Cuadro 8.2. Parte de los parámetros de órbitas circulares según su altitud**

$H$ (km)	$a$ (km)	Velocidad (km/s)	Período (s)	Período (hr min)
500	6878	7.613	5677	1 35
800	7178	7.452	6052	1 41
1400	7778	7.159	6827	1 54
5000	11378	5.919	12079	3 21
10400	16778	4.874	21628	6 00
15000	21378	4.318	31107	8 38
35786	42164	3.075	86164.1	23 56

Si medimos el tiempo transcurrido  $t'$  como intervalo a partir de un momento  $t_0$  en el cual el satélite cruza el plano ecuatorial en dirección Norte, o sea en el nodo ascendente

$$t' = t - t_0 \tag{8-45}$$

El ángulo polar medido en el plano de la órbita entre el nodo ascendente y la posición instantánea del satélite, llamado *argumento de latitud*, se puede representar por

$$u = n_p t' = 2\pi t' / P = (\mu / a^3)^{1/2} t' \quad \text{radianes} \quad (8-46)$$

Del triángulo de la figura 8-15, trazado sobre una esfera descrita por el radio  $a$ , se puede determinar el ángulo de ascensión recta  $\alpha$  y la declinación  $\delta$  de la época del satélite.

Por trigonometría esférica se obtiene

$$\text{sen } \delta = \text{sen } u \text{ sen } i \quad (8-47)$$

$$\tan(\alpha - \Omega) = \tan u \cos i \quad (8-48)$$

En la ecuación 8-47 se aprecia la razón de llamar a la variable  $u$  argumento de latitud, ya que  $\text{sen } i$  es una constante. Al determinar el ángulo  $(\alpha - \Omega)$  de la ecuación 8-48 se obtendrá el valor correcto si se emplea la función inversa de doble argumento ATAN2 (numerador  $\text{sen } u \cos i$  y denominador  $\cos u$ ).

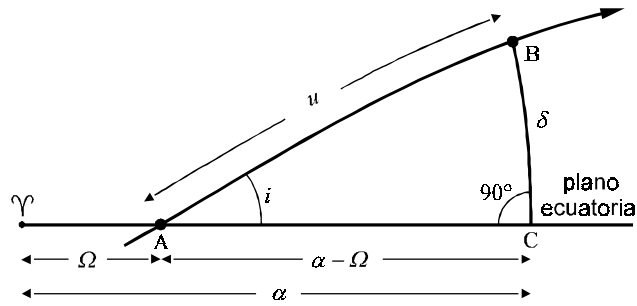


Figura 8.15. Triángulo esférico de un tramo de una órbita circular visto desde el plano ecuatorial. A es el nodo ascendente y B es otro punto de la trayectoria

La traza terrestre del satélite se obtiene de una colección de los vectores  $(t', \alpha - \text{GHA}, \delta)$ , considerando que  $\delta$  corresponde a la latitud del punto subsatelital, con valores extremos  $\pm i$ , en tanto que  $\alpha - \text{GHA}$ , expresado en grados, es la longitud geográfica  $\lambda_s$  del mismo, siendo GHA el ángulo horario de Greenwich. Por tanto, debido a la rotación de la Tierra, después de un ciclo orbital el satélite no vuelve a la misma posición en longitud geográfica, si no se trata de una órbita geosíncrona. El nodo ascendente coincide en el momento  $t_0$  con una determinada posición en longitud geográfica  $\lambda_{s0} = \alpha_0 - \text{GHA}_0 = \Omega - \text{GHA}_0$ , y los valores subsiguientes  $\lambda_s$  en función de  $t'$  y del período orbital de la Tierra se pueden calcular por medio de

$$\lambda_s = \lambda_{s0} + \frac{180}{\pi} \tan^{-1}(\tan u \cos i) - 360 F_E (t' / P) \quad \text{grados} \quad (8-49)$$

donde  $u = 2\pi t'/P$  en radianes y

$F_E = P/P_E$  es la fracción que representa el período orbital del satélite del de rotación de la Tierra ( $P_E = 86164^s.1$ ).

Por ejemplo, si una órbita se inicia convencionalmente en el nodo ascendente, con una longitud  $\lambda_{S0} = 210^\circ$  Este ( $-150^\circ$  E), y tiene un período de  $0.25 P_E$ , al cabo de una circunvolución la longitud geográfica del punto subsatelital será  $\lambda_S = 210 + 360 - 90 = 480^\circ$ , que por módulo 360 representa  $120^\circ$  E.

Cuando  $i < 90^\circ$  la órbita es *directa*,  $\cos i$  es positivo y  $\alpha$  aumenta con el tiempo (en dirección Este). Cuando  $i > 90^\circ$  la órbita es *retrógrada*,  $\cos i$  es negativo y  $\alpha$  disminuye con el tiempo. Cuando  $i = 90^\circ$  se trata de una órbita polar y la longitud Este del satélite disminuye con el tiempo por causa de la rotación media de la Tierra representada en la ecuación anterior por el tercer término. Cuando las órbitas circulares son ecuatoriales ( $i = 0$ ) no existe un nodo ascendente y en substitución del ángulo  $u$  la dirección del vector de posición del satélite se refiere a la del equinoccio de marzo ( $\mathcal{V}$ ), como ángulo  $l = 360(t'/P)$  en grados, con la designación de *longitud verdadera*, por lo que la ecuación 8-49 no contendrá funciones trigonométricas en el segundo término, quedando

$$\lambda_S = \lambda_{S0} + l - 360 F_E \frac{t'}{P} = -GHA_0 + 360 (1 - F_E) \frac{t'}{P} \quad \text{grados} \quad (8-50)$$

donde  $t'$  se mide a partir del momento  $t_0$  en que el satélite pasa por  $\mathcal{V}$ , y  $\lambda_{S0}$  es la longitud geográfica del punto subsatelital en  $t_0$ .

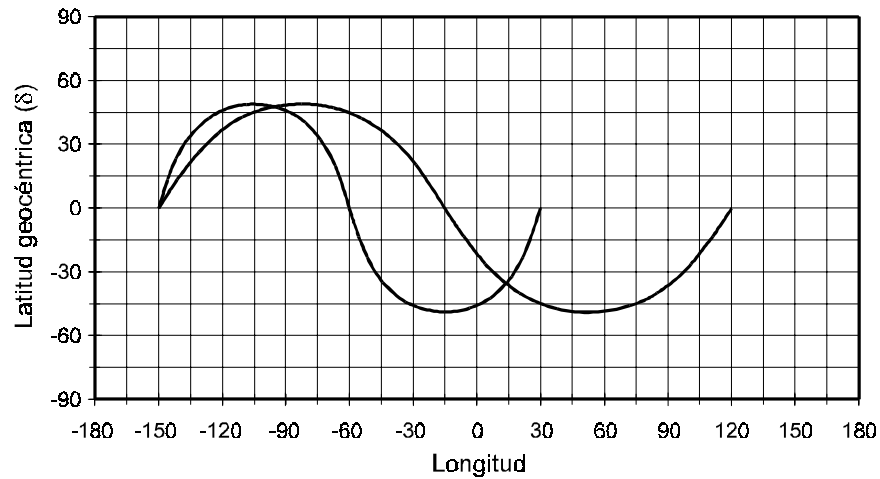


Figura 8.16. Representación plana de la traza terrestre de dos órbitas

La traza terrestre se puede mostrar convenientemente en representación plana, con las latitudes y longitudes obtenidas de las ecuaciones 8-47 y 8-49 como coordenadas rectangulares en un planisferio, como se hace en la figura 8.16 para un solo ciclo de dos órbitas, que para sobreponerla a un mapa mundial debe adaptarse a la escala de éste. Las órbitas tienen períodos de  $0.25 P_E$  y  $0.5 P_E$ , inclinación de  $49^\circ$  y  $\lambda_{s0} = -150^\circ$  E ( $210^\circ$  E). Obviamente, en cualquier órbita su cobertura en latitud depende de otros factores además de la latitud máxima de su traza terrestre (inclinación).

Despejando el período  $P$  de la órbita en la ecuación 8-49 se puede calcular su valor, a partir de la diferencia  $\Delta\lambda_{s1}$  entre las longitudes geográficas del satélite, al cruzar en dos ocasiones sucesivas el plano ecuatorial en dirección ascendente. En esas condiciones, el incremento del segundo término de la ecuación será de  $360^\circ$ , y  $t' = P$  en el tercero, por lo que al hacer las substituciones, incluyendo la de  $P_E = 86164^s.1 = 1436^m.068$ , se obtiene para una órbita directa

$$P = 3.98908 (360 - \Delta\lambda_{s1}) \text{ minutos} \quad (8-51)$$

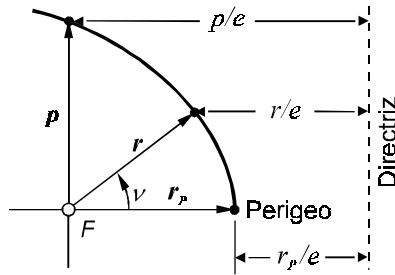
Por otro lado, normalmente los parámetros finales deseados de una órbita no se obtienen o no es conveniente obtenerlos del lanzamiento, y deben ser logrados posteriormente mediante el sistema de propulsión propio del satélite. Los parámetros resultantes del lanzamiento, y de los impulsos aplicados después, se verifican a partir de la colección de observaciones de distancia, y en su caso de ángulos desde una o más estaciones terrenas, utilizando un método general de determinación de la órbita, como el que se describe en el título sobre órbitas elípticas, algunas de cuyas variantes particulares son adecuadas para las circulares.

## 8.2.6 ÓRBITAS ELÍPTICAS

### CARACTERÍSTICAS EN EL PLANO DE LA ÓRBITA

En este caso, para conocer la posición del satélite en cualquier momento es necesario conocer su distancia al centro de la Tierra en función del ángulo polar o anomalía verdadera  $v$ , de acuerdo con la ecuación 8-7 y la relación de dicho ángulo con el tiempo.

El lugar de los puntos que pueden ser determinados por medio de la ecuación 8-7 corresponde a una elipse, una fracción de la cual se muestra en la figura 8.17, en la que se incluyen dos vectores particulares y el genérico de la posición de un satélite.


**Figura 8.17. Relaciones de la curva cónica de una órbita**

De la gráfica se encuentra que

$$r \cos v + r/e = r_p + r_p/e = p/e \quad (8-52a)$$

que también se puede expresar como

$$r = \frac{r_p(1+e)}{1+e \cos v} = \frac{p}{1+e \cos v}, \quad (8-52b)$$

ecuación equivalente a la 8-7, en la cual  $a(1 - e^2) = p$  es la constante de la órbita conocida como *semiparámetro*, o simplemente como *parámetro*, que representa la magnitud del vector de posición perpendicular a la dirección del perigeo. Otras de las relaciones geométricas de las órbitas elípticas se presentan en las ecuaciones 8-10.

El momento  $t_0$  que se tome como referencia de tiempo puede ser cualquiera, pero es conveniente que se utilice el tiempo  $\tau$  del momento en que el satélite pasa por el perigeo, el cual es la referencia para la anomalía verdadera, por lo que los intervalos  $t'$  a partir de él son

$$t' = (t - \tau) \quad (8-53)$$

Para determinar la función  $v(t')$  de la anomalía verdadera se utiliza el recurso de introducir otras dos variables, llamadas *anomalía media* ( $M$ ) y *anomalía excéntrica* ( $E$ ). La anomalía media es simplemente el producto del intervalo de tiempo  $t'$  por la velocidad angular que tendría una órbita circular con radio  $a$  igual al eje semimayor de la órbita elíptica, es decir, con igual período, por lo que en forma similar al argumento de latitud definido por la ecuación 8-45

$$M = n_r t' = 2\pi t' / P = (\mu/a^3)^{1/2} t' \quad \text{radianes} \quad (8-54)$$

La anomalía excéntrica tiene con la verdadera la relación geométrica que se muestra en la figura 8.18. De la figura se aprecia que el ángulo  $E$ , con vértice en el centro de la órbita, corresponde al ángulo del radio  $a$  de cada punto sobre un círculo, en el cual la órbita queda circunscrita, cuya coordenada  $x_o$  es igual a la del satélite cuando su vector de posición  $r$  tiene el ángulo  $v$  correspondiente, con vértice en el foco, es decir

$$r \cos v = a \cos E - ae \quad (8-55)$$

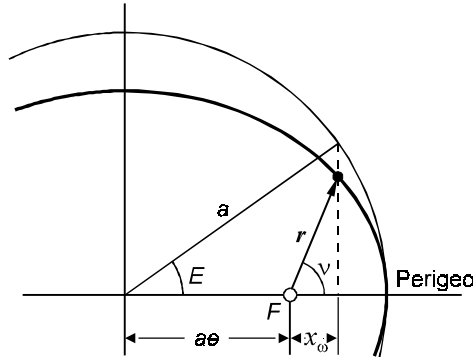


Figura 8.18. Relación de la anomalía excéntrica con la verdadera de una órbita

Combinando la ecuación anterior con la general de las cónicas (8-7) se encuentran las siguientes relaciones en función de  $E$ :

$$r = a(1 - e \cos E) \quad (8-56)$$

$$\cos v = \frac{\cos E - e}{1 - e \cos E} \quad (8-57)$$

Para obtener el valor correcto de  $v$  de la ecuación 8-57, se encuentra  $v^*$  de la función inversa  $\cos^{-1}$  y se convierte a  $v$  por medio del algoritmo: si  $E \leq \pi$  entonces  $v = v^*$ , si  $E > \pi$  entonces  $v = 2\pi - v^*$ .

La anomalía excéntrica  $E$  se relaciona con la media  $M$  por la ecuación de Kepler que no es parte de las tres leyes de Kepler descritas en el título de fundamentos

$$M = E - e \sin E \quad \text{radianes} \quad (8-58)$$

en la cual  $E$  debe estar en radianes.

Debe notarse que  $M = E = v$  en el perigeo y en el apogeo, es decir, cuando tienen el valor de 0 o  $\pi$ .

La relación inversa para obtener  $E$  de  $M$ , que es lo que se requiere inicialmente para predecir  $v$  en función del tiempo, es una función trascendente no característica, por lo que es necesario utilizar una serie o una combinación de una serie con un método iterativo para encontrar en forma más eficiente valores de  $E$  con error despreciable, sin depender de la convergencia de aquella. Para órbitas con  $e < 0.02$  pueden usarse pocos términos de una serie como

$$E = M + e \operatorname{sen} M + \frac{1}{2} e^2 \operatorname{sen} 2M + \frac{1}{8} e^3 (3 \operatorname{sen} 3M - \operatorname{sen} M) + \dots, \quad (8-59)$$

debido a que lo pequeño de la excentricidad hace que sus potencias tengan una rápida convergencia.

Por ejemplo, en una órbita con  $e = 0.007$ , el cuarto término de la serie anterior tendría como máximo un valor absoluto de  $1.7 \times 10^{-7}$  radianes (aproximadamente  $10^{-5}$  grados). No obstante, en esas condiciones es preferible una serie que convierta directamente de  $M$  a  $v$  tal como

$$v = M + 2 e \operatorname{sen} M + 1.25 e^2 \operatorname{sen} 2M + e^3 (1.083 \operatorname{sen} 3M - 0.25 \operatorname{sen} M) + \dots \quad (8-60)$$

Cuando la excentricidad es mayor que lo indicado anteriormente se debe obtener  $E$  de  $M$  por un método iterativo que incluya la ecuación 8-58, y después  $v$  de  $E$ , por medio de la 8-57. Para el primer paso se utiliza un valor aproximado de  $E$  en función de  $M$  (v.g. los dos primeros términos de la ecuación 8-59), y se aplica un método de aproximación como el de Newton para acercarlo a un valor con error despreciable. El cálculo de  $E$  con un valor prescrito de error máximo se puede obtener por medio de

$$E_{n+1} = E_n - \frac{M_n - M}{1 - e \cos E_n}, \quad n = 1, 2, 3, \dots, p \quad (8-61)$$

donde  $E_1 = M + e \operatorname{sen} M$  se da como valor tentativo inicial de  $E$  y

$$M_n = E_n - e \operatorname{sen} E_n.$$

El cálculo se detiene cuando el error  $\varepsilon_E = \text{ABS} [E_{n+1} - E_n] \leq x$  radianes, teniendo  $x$  un valor pequeño como  $10^{-6}$  o  $10^{-7}$ . Por ejemplo, para un valor de  $M = 1$  radian correspondiente a la órbita de transferencia típica de un satélite geoestacionario con excentricidad  $e = 0.73$ , el valor de  $E$  con  $\varepsilon_E < 10^{-6}$  se obtiene con  $n = 4$  iteraciones, encontrando  $E = 1.72170361$ .

Además de la posición del satélite en su plano en función del tiempo, obtenida por los procedimientos señalados en los párrafos anteriores, es posible prever su velocidad en una posición cualquiera. En una órbita circular la magnitud del vector de posición  $r$  es una constante  $a$ , la cual, substituida por  $r$  en la ecuación 8-4 y combinada ésta con la 8-9, permite encontrar que la energía específica característica de una órbita es

$$E_m = - \frac{\mu}{2a} \quad (8-62)$$

Se puede demostrar que la ecuación anterior es válida para la energía total por unidad de masa de una órbita elíptica en la que  $a$  representa el eje semimayor. Como la ecuación 8-9 es también aplicable a cualquier órbita en la que las magnitudes de los vectores de posición y de velocidad no sean constantes, al introducir en ella el valor determinado mediante la ecuación anterior se encuentra

$$v^2 = \mu \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \quad (8-63)$$

que relaciona la velocidad lineal con cualquier posición sobre la trayectoria del satélite en el plano de la órbita. Puede notarse que dicha relación es independiente del ángulo formado por los vectores de velocidad y posición.

Aparte de las ecuaciones 8-6, 8-7 y 8-8, de las 8-10 relativas a la geometría de la elipse y de las numeradas como 8-51 a 8-63, las siguientes resumen algunas de las relaciones más características de una órbita elíptica, considerada en su propio plano

Período  $P = 2\pi \left( \frac{a^3}{\mu} \right)^{1/2}$

Velocidad media  $V_m = \left( \frac{\mu}{a} \right)^{1/2}$

Magnitud de la velocidad en el apogeo  $V_A = \left( \frac{\mu}{a} \cdot \frac{1-e}{1+e} \right)^{1/2} = V_m \left( \frac{r_P}{r_A} \right)^{1/2}$

Magnitud de la velocidad en el perigeo  $V_P = \left( \frac{\mu}{a} \cdot \frac{1+e}{1-e} \right)^{1/2} = V_m \left( \frac{r_A}{r_P} \right)^{1/2}$



$$\text{Magnitud del momento angular} \quad h = [\mu a(1 - e^2)]^{1/2} \quad (8-64)$$

### POSICIÓN INERCIAL Y TRAZA TERRESTRE

Para obtener las coordenadas inerciales de cualquier posición en la órbita es necesario introducir los parámetros de orientación  $\Omega$  e  $i$ , y el argumento del perigeo  $\omega$ . La declinación  $\delta$  y la ascensión recta  $\alpha$  de cualquier posición se obtienen de las ecuaciones 8-46 y 8-47 substituyendo  $u$  por  $v + \omega$ , por lo que

$$\text{sen}\delta = \text{sen}(v + \omega) \text{sen} i \quad (8-65)$$

$$\tan(\alpha - \Omega) = \frac{\text{sen}(v + \omega)\cos i}{\cos(v + \omega)} \quad (8-66)$$

La declinación  $\delta$  es la latitud geocéntrica del punto subsatelital, y como en otros casos el valor correcto de  $\alpha - \Omega$  se obtiene con la función inversa de dos argumentos ATAN2. Recordando que en este caso los intervalos  $t'$  se miden desde el tiempo  $\tau$  de un determinado momento en que el satélite pasa por el perigeo, es decir, cuando  $v = 0$ , de la ecuación 8-66 se puede obtener  $\alpha_0$  en dicho punto. De acuerdo con la ecuación (8-19) la longitud geográfica del satélite en el perigeo es en ese momento

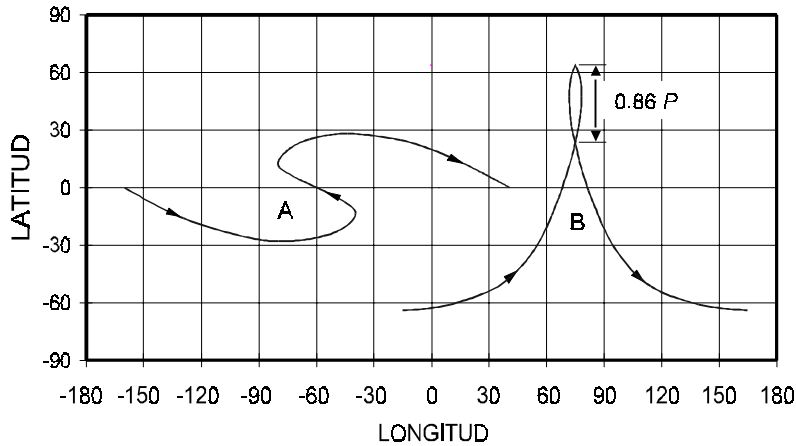
$$\lambda_{SP} = \alpha_0 - \text{GHA}(\tau) \quad (8-67)$$

La longitud geográfica del punto subsatelital en cualquier otro momento se obtiene de

$$\begin{aligned} \lambda_S &= \alpha - \text{GHA}(t') = \alpha - [\text{GHA}(\tau) + \Delta\text{GHA}], \text{ o} \\ \lambda_S &= \tan^{-1} \left[ \frac{\text{sen}(v + \omega)\cos i}{\cos(v + \omega)} \right] + \Omega - \text{GHA}(\tau) - 360F_E(t'/P), \text{ o} \\ \lambda_S &= \tan^{-1} \left[ \frac{\text{sen}(v + \omega)\cos i}{\cos(v + \omega)} \right] + \Omega - \text{GHA}(\tau) - F_E M \quad \text{grados} \quad (8-68) \end{aligned}$$

donde  $F_E = P/P_E$  es la fracción que representa el período orbital del satélite  $P$  del de rotación de la Tierra  $P_E$ . El valor de  $\tan^{-1}[\ ]$  se debe calcular por medio de la función inversa de doble argumento, y los ángulos calculados para cada término deben estar expresados en grados.

Puede apreciarse que los términos  $\Omega - \text{GHA}(\tau)$  de la ecuación anterior solo desplazan en una cantidad constante los valores de longitud, y que la forma de la traza terrestre que se obtiene representando gráficamente la trayectoria del punto subsatelital queda determinada por los valores de los otros dos términos y por los de  $\delta$ . La figura 8-19 muestra las trazas terrestres de un solo ciclo de dos órbitas muy elípticas con parámetros típicos, notándose extremas diferencias en su forma, las cuales se acentúan en cualquier caso debido a la representación plana. La curva A corresponde a una órbita de transferencia de un satélite geostacionario y la B a una órbita de las denominadas Molniya.



**Figura 8.19. Representación plana lineal de un ciclo de la traza terrestre de dos órbitas muy elípticas. (A) Órbita con  $i = 28^\circ$ ,  $e = 0.73$ ,  $\omega = 180^\circ$  y  $F_E = 0.44$ . (B) Órbita con  $i = 63.4^\circ$ ,  $e = 0.75$ ,  $\omega = -90^\circ$  y  $F_E = 0.5$**

Cuando en una parte de la trayectoria de una órbita directa hay un retroceso de la longitud del punto subsatelital, como en ambas curvas de la gráfica, en ese tramo la componente de la velocidad angular que determina el valor del primer término de la ecuación 8-68 es menor que la velocidad angular de la Tierra. En el caso de los satélites de comunicación lo anterior ocurre, con amplitudes grandes de oscilación de la longitud, cuando las órbitas tienen mucha excentricidad y poca inclinación, y con amplitudes muy pequeñas en la operación normal en las geostacionarias. En la órbita de la curva B, que tiene un período de 718.034 minutos o sea la mitad del de la Tierra, durante el 92 % del período el satélite se encuentra en latitudes superiores a  $4^\circ$  y durante 86% a latitudes superiores a  $25^\circ$ , lo cual se muestra como una anotación, porque no puede apreciarse directamente en este tipo de gráficas, sino que debe calcularse de los valores correspondientes de la anomalía media.

### 8.2.7 ORBITAS CASI GEOESTACIONARIAS

Una órbita geoestacionaria perfecta estaría exenta de excentricidad y de inclinación y tendría un período exactamente igual al de rotación de la Tierra, con lo cual el satélite parecería completamente inmóvil respecto de las estaciones terrenas. Dicha perfección es imposible debido a pequeños errores en las maniobras de control del satélite y a perturbaciones causadas por factores externos como los campos de gravedad del Sol, de la Luna y de la propia Tierra. No obstante, un satélite en una órbita geoestacionaria real puede funcionar para las estaciones terrenas que lo utilizan como si tuviera una órbita de Kepler perfecta, mientras la desviación en cada uno de los parámetros mencionados se encuentre dentro de ciertos límites estrechos. Al excederse los valores de los parámetros de la órbita de dichos límites ya no puede considerarse ésta como geoestacionaria desde el punto de vista de las normas de operación del sistema particular en que se encuentre el satélite, sino como casi geoestacionaria, y existen diversas formas de detectar esta situación.

Cualesquiera que sean las causas de la inexactitud de una órbita geoestacionaria, las pequeñas desviaciones en el período, en la excentricidad y en la inclinación tienen cada una manifestaciones particulares que permiten reconocerlas para corregirlas.

#### DESVIACIÓN DEL PERÍODO Y DEL RADIO DE LA ÓRBITA

La desviación del período de una órbita respecto al de rotación de la Tierra se manifiesta como un movimiento del satélite en dirección Este u Oeste, es decir, como un cambio progresivo de la longitud geográfica de su punto subsatelital. Además de otras circunstancias, esta situación se presenta al final del proceso de cambio de la órbita de transferencia a la geoestacionaria después del último impulso mayor, o sea en la órbita llamada de deriva. La velocidad de cambio de la longitud del satélite en grados/s, positivos hacia el Este, se puede obtener derivando la ecuación 8-50 respecto al tiempo y transformándola, quedando

$$\dot{\lambda}_s = \frac{360}{P} - \frac{360}{P_E} = \dot{l} - \frac{360}{P_E} \quad (8-69)$$

donde  $P$  es el período de la órbita,  $P_E$  es el de rotación de la Tierra y  $\dot{l}$  es el incremento de la longitud verdadera por unidad de tiempo en grados/s. En realidad, haciendo el rastreo del satélite desde una estación terrena se obtiene su movimiento aparente en coordenadas topocéntricas y al convertirlas a inerciales o geográficas (por ejemplo por medio de las ecuaciones 8-29), se puede obtener el período  $P$  o el radio de la órbita como información específica para poder corregirla. Una forma

conveniente de realizar las mediciones consiste en tomarlas en un intervalo de uno o dos días solares exactos, con lo que se puede lograr suficiente precisión y se atenúa el efecto de las perturbaciones externas. En este caso, se puede utilizar la deriva en grados/día como  $\Delta\lambda_{S/D} = 86400\dot{\lambda}_S$  y substituyendo ésta y el valor de  $P_E$ , al despejar el período en la ecuación anterior se obtiene

$$P = \frac{86164.1}{1 + 0.00277\Delta\lambda_{S/D}} \quad \text{segundos} \quad (8-70)$$

El cuadro 8.3 muestra la variación del período y del radio de la órbita para algunos valores de la deriva del satélite.

**Cuadro 8.3. Período y radio según la deriva**

$\Delta\lambda_{S/D}$ (grados/día)	P (segundos)	$\Delta P$ (segundos)	a km	$\Delta a$ km
-0.06	86178.4	14.32	42168.86	4.67
-0.04	86173.6	9.55	42167.31	3.12
-0.02	86168.9	4.77	42165.75	1.56
0.00	86164.1	0.00	42164.19	0.00
0.02	86159.3	-4.77	42162.64	-1.55
0.04	86154.6	-9.55	42161.08	-3.11
0.06	86149.8	-14.32	41159.52	-4.67

Las ecuaciones anteriores solo pueden aplicarse con suficiente precisión cuando la deriva en grados/día no es muy pequeña ( $> 0.015^\circ/\text{día}$ ), ya que de otra forma los efectos de las perturbaciones pueden ser significativos y sería necesario incluirlos en la determinación de  $P$  y de  $a$ .

#### DESVIACIÓN DE LA INCLINACIÓN

La desviación de la inclinación de la órbita geoestacionaria respecto del plano ecuatorial se manifiesta para las estaciones terrenas principalmente como una oscilación norte-sur del satélite de amplitud igual a la inclinación, con un ciclo de un día sideral, acompañada de una oscilación este-oeste de amplitud muy pequeña, con un ciclo de medio día sideral. Si  $i \leq 0.02$  rad.( $1.15^\circ$ ) la amplitud de la oscilación este-oeste es aproximadamente  $i^2/4$  cuando la inclinación y la amplitud están en radianes, o  $i^2/229$  cuando la inclinación y la amplitud están en grados. Por ejemplo,

cuando la inclinación es  $1^\circ$ , la amplitud de la oscilación este-oeste es menor de  $0.005^\circ$ .

### EXCENTRICIDAD

Cuando la órbita geoestacionaria deja de ser completamente circular se manifiesta una oscilación aparente este-oeste del satélite respecto del punto subsatelital medio. De la ecuación 8-60 se puede deducir que para valores de excentricidad pequeños ( $e < 0.01$ ) la diferencia entre la anomalía media y la anomalía verdadera es aproximadamente  $2e \sin M$  radianes, es decir, que la mencionada oscilación tiene una amplitud de  $2e$  radianes y período de un día sideral. Por ejemplo, una excentricidad de 0.004 produce una oscilación con amplitud este y oeste de aproximadamente 0.008 radianes o sea  $0.46^\circ$ , que es muy alta.

Las figuras 8-20 muestran la forma de la traza terrestre de órbitas casi geoestacionarias con solo el efecto de su inclinación, y con combinaciones de desviaciones de más de uno de los tres parámetros mencionados. Las tres curvas corresponden a desviaciones de la inclinación de  $0.9^\circ$  respecto de una órbita geoestacionaria perfecta, pero la (b) incluye también la desviación del radio  $a$  (y por tanto, error del período), y la (c) presenta el efecto de excentricidad diferente de cero. Debe tomarse en cuenta que en una órbita que se desea operar estrictamente como geoestacionaria no se tolera que las desviaciones de los parámetros considerados produzcan una traza terrestre que salga de  $\pm 0.05^\circ$  o de  $\pm 0.1^\circ$  de su posición nominal. Por otro lado, en la operación en órbita inclinada se utilizan inclinaciones de la misma hasta de varios grados.

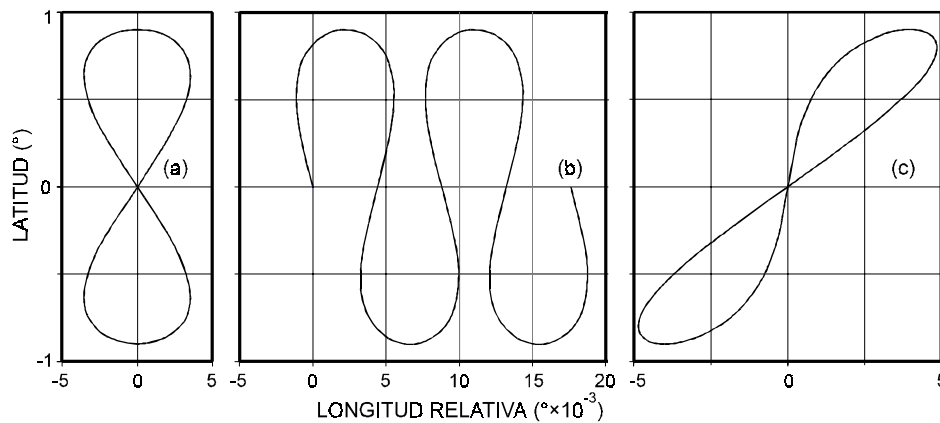


Figura 8.20. Traza terrestre de satélites en órbita casi geoestacionaria con valores incorrectos (a) de inclinación, (b) de inclinación y radio, y (c) de inclinación y excentricidad

## 8.2.8 PERTURBACIONES DE LAS ÓRBITAS

Las ecuaciones de las órbitas de Kepler consideradas hasta ahora se basan en la interacción entre dos cuerpos puntuales, representada por la ecuación 8-3. No obstante, para obtener valores más precisos de la posición y velocidad del satélite es necesario considerar otros factores que afectan a las órbitas de los satélites de comunicación como son el potencial de gravitación del Sol y el de la Luna, la falta de uniformidad de la Tierra, la presión de la radiación solar y la fricción atmosférica. Dichos factores se consideran perturbaciones de las órbitas y tienen distinta importancia para distintos satélites según su altura sobre la superficie terrestre, su superficie y su masa; y algunos pueden considerarse despreciables para un satélite particular.

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, en tanto que las fuerzas que se utilizan para contrarrestarlas en los sistemas más convencionales son de 1 o más N, causando momentos correctores de menos de 1 hasta 25  $\text{N}\cdot\text{m}$ , pero aplicados por muy breve tiempo.

Una forma de tomar en cuenta los factores mencionados consiste en incorporarle a la ecuación 8-3 los vectores de aceleración que cada uno de ellos produce, quedando

$$\ddot{\mathbf{r}} + \mathbf{r}(\mu r^{-3}) = \mathbf{a}_S + \mathbf{a}_M + \mathbf{a}_E + \mathbf{a}_R + \mathbf{a}_F \quad (8-71)$$

donde  $\mathbf{a}_S$  es la aceleración del potencial de gravitación del Sol,  
 $\mathbf{a}_M$  es la causada por el potencial de gravitación de la Luna,  
 $\mathbf{a}_E$  es la debida a las irregularidades en el potencial de gravitación de la Tierra por falta de uniformidad en su forma y masas  
 $\mathbf{a}_R$  es la producida por la presión de la radiación solar y  
 $\mathbf{a}_F$  es la causada por la fricción atmosférica.

La ecuación anterior se debe resolver para encontrar los valores de los vectores de posición y velocidad como función de todas las variables, y la trayectoria de la órbita resultante en muchos puntos se desviará de ser exactamente plana y circular, o elíptica.

Una forma más conveniente de considerar los efectos de las perturbaciones consiste en calcular en que medida hacen cada una de ellas variar a los parámetros clásicos de una órbita en función del tiempo, es decir, representarlas como variaciones de sus parámetros. Este método, que es el que expondremos aquí, permite apreciar con más claridad los efectos de las perturbaciones, y ayuda a diseñar órbitas con características particulares.

El efecto de las perturbaciones sobre los parámetros esenciales de las órbitas puede tener 3 formas: las *variaciones seculares* que de no corregirse representan cambios en ellos que aumentan en magnitud constantemente, las *variaciones de período largo*, que son oscilatorias con período mayor que el de la órbita, y las *variaciones de período corto*, igual o menor que el de la órbita. Todas o una parte de ellas se pueden considerar como una actualización de los parámetros 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. En general puede decirse que las variaciones seculares deben corregirse siempre en un satélite geostacionario, con frecuencia aproximadamente periódica, en tanto que puede no ser necesario hacerlo en una constelación de satélites de órbita baja mientras afecten por igual a todos ellos sin deteriorar su cobertura total u otros aspectos de su desempeño. Por otro lado, las variaciones de período corto normalmente son de poca consideración y oscilatorias o en otros casos puede no ser posible su corrección cuando el satélite correspondiente utiliza un sistema de propulsión química. En algunas variaciones de período largo éste es tan grande y su efecto es de tal magnitud en una sola dirección durante el intervalo entre correcciones que es conveniente tratarlas como si fueran variaciones seculares.

#### EFFECTOS DE LA GRAVITACIÓN DEL SOL Y DE LA LUNA.

Las gravitaciones del Sol y de la Luna producen variaciones seculares en el nodo ascendente conocidas como *regresión de nodo* y en el argumento del perigeo, que para órbitas con excentricidades pequeñas, sin tomar en consideración los cambios de orientación de la órbita respecto de la eclíptica y de la lunar, se pueden calcular en primera aproximación por medio de las ecuaciones

$$\Omega_S = -1.779 \times 10^{-10} a^{3/2} \cos i \quad (8-72)$$

$$\Omega_M = -3.904 \times 10^{-10} a^{3/2} \cos i \quad (8-73)$$

$$\omega_S = 0.8894 \times 10^{-10} a^{3/2} (5 \cos^2 i - 1) \quad (8-74)$$

$$\omega_M = 1.952 a^{3/2} \times 10^{-10} (5 \cos^2 i - 1) \quad (8-75)$$

donde  $a$  es el radio de la órbita en km,  $i$  es la inclinación de la órbita, los valores de las variaciones son en grados/día y los subíndices  $S$  y  $M$  corresponden al Sol y a la

Luna, respectivamente. Debe notarse que las variaciones anteriores son de valor mayor en las órbitas con períodos más largos, en proporción a la potencia 3/2 de la relación de radios. La variación del argumento del perigeo indica que el eje de ápsides de la órbita gira en su plano. En una órbita casi geoestacionaria  $\dot{\Omega}_S = -0.00154, \dot{\Omega}_M = -0.00338, \dot{\omega}_S = 0.00307$  y  $\dot{\omega}_M = 0.00676$  grados/día.

En el caso de los satélites geoestacionarios con propulsión química el control orbital se realiza cada varias semanas, por lo que los valores de variación secular mostrados se acumulan en dicho intervalo. No obstante, los dos parámetros considerados tienen fluctuaciones de período largo causadas por los mismos cuerpos celestes, cuyos valores pueden ser varias veces mayores a la variación secular en el intervalo entre correcciones de control orbital, teniendo el argumento del perigeo variaciones oscilantes de período corto (diarias) con magnitud de varios grados.

Un efecto más importante de la combinación de las fuerzas de gravitación del Sol y de la Luna sobre las órbitas geoestacionarias con inclinación inicial casi nula es el aumento de la misma en una proporción de poco menos de 1°/año. Ambos cuerpos celestes causan un momento de giro en el plano de la órbita debido a la diferencia de fuerzas que su gravedad ejerce sobre el satélite al variar la distancia a ellos durante cada circunvolución, variación que proporcionalmente es más acentuada respecto de la Luna. Si la órbita fuera perpendicular a la dirección de la fuerza de gravitación de uno de estos cuerpos no habría diferencia de distancias del satélite a él ni diferencia de fuerzas, anulándose su momento. Cuando las fuerzas de gravitación consideradas están en el mismo plano de la órbita, como las del Sol respecto de la geoestacionaria durante los equinoccios, el momento se nulifica por no haber un brazo de giro. Por tanto, el efecto de cada cuerpo celeste es proporcional a  $\sin\alpha \cos\alpha$ , que tiene un valor cero para un ángulo  $\alpha = 0$  o  $90^\circ$ , que es el que forma el plano de la órbita con la dirección del Sol o de la Luna. La expresión matemática de esta perturbación en función del tiempo es compleja, pero el efecto anual combinado tiene una magnitud aproximada de

$$\Delta i_{SM} = 0.75^\circ \text{ a } 0.94^\circ/\text{año} \quad (8-76a)$$

La importancia de esta variación puede apreciarse por el hecho de que para corregirla se consume más del 90% del total del propulsante utilizado en las maniobras de control de órbita. La suma de los impulsos de modificación de la dirección de la velocidad del satélite para corregir la tendencia de aumento de la inclinación es

$$\Sigma \Delta V = 6.15 \times 10^3 \text{ sen } (\Delta i_{SM}/2) \text{ m/s/año} \quad (8-76b)$$

con un máximo de 50.5 m/s/año. Algunos de los valores aproximados de dicha perturbación para distintos años, si no fuera corregida, serían:



Año	$\Delta i_{SM}$	Año	$\Delta i_{SM}$	Año	$\Delta i_{SM}$
1997	0.75°	2002	0.87°	2007	0.94°
1998	0.76°	2003	0.90°	2008	0.92°
1999	0.78°	2004	0.92°	2009	0.90°
2000	0.81°	2005	0.94°	2010	0.87°
2001	0.84°	2006	0.94°	2011	0.84°

La tendencia de inclinación tiene las fluctuaciones de valor mostradas principalmente a causa de la Luna, con un ciclo de 18.6 años (con uno de los mínimos en febrero de 1997 y uno de los máximos en junio del año 2006), y si no se ejerce control de la órbita hace perceptible el movimiento más notable del satélite respecto de las estaciones terrenas, en forma de una aparente oscilación norte-sur con ciclo de un día sideral, representada gráficamente en la figura 8.19 del título anterior. Al incrementar su amplitud dicho movimiento se detecta como una variación en la señal recibida en las antenas de apuntamiento fijo, por razón de las características de directividad de sus lóbulos de radiación, que después de un intervalo de tiempo, dependiendo de la anchura de dichos lóbulos, alcanza un valor inaceptable para la comunicación. Como los satélites geoestacionarios cuentan con una dotación importante de propulsante para este propósito, en algunos casos se decide suspender el control de la perturbación en la dirección norte-sur con suficiente anticipación para que controlando solo las demás se pueda prolongar la vida útil del satélite por varios años. Estas condiciones de operación pueden ser inevitables por la falta de un satélite de servicios múltiples de reemplazo, o pueden propiciarse para contar con capacidad adicional a la de éste, aplicando tarifas reducidas, ya que solo las antenas de mayor tamaño con sistemas de seguimiento automático, aquellas otras direccionales a las que se les haya instalado un sistema simplificado de seguimiento (limitado a la oscilación prevista), y en algunos casos las de directividad muy baja pueden operar satisfactoriamente en esta modalidad, denominada *operación en órbita inclinada*.

## EFFECTOS DE LA GRAVITACIÓN DE LA TIERRA

La tierra presenta diversas irregularidades respecto de una masa esférica uniforme, las cuales tienen efecto sobre los parámetros de las órbitas. Además del achatamiento de los polos descrito en el título sobre coordenadas, el globo terrestre tiene otras irregularidades de forma y masa que en conjunto determinan variaciones espaciales en su potencial de gravitación. Por ejemplo, la sección transversal del planeta en el ecuador no es completamente circular, ya que su radio tiene una

variación media de aproximadamente 100 m, o sea aproximadamente  $1.6 \times 10^{-5}$  de su valor medio que es 6378.14 km. Dichas variaciones se representan por medio de coeficientes en cada uno de los términos de una función con la cual se puede modelar el potencial mencionado. Existen coeficientes de latitud, de longitud, y de latitud y longitud (de zona, de sector y de cuadrícula). Entre los principales coeficientes de latitud o de zona ( $J_2, J_3, J_4, J_5$ ) el más significativo es  $J_2 = 0.00108263$  representando el achatamiento en los polos que causa las variaciones seculares

$$\dot{\Omega}_{J_2} = -1.5 \left( \frac{R_E}{a} \right)^2 \frac{nJ_2 \cos i}{(1-e^2)^2} \cong -2.0647 \times 10^{14} \frac{\cos i}{a^{7/2} (1-e^2)^2} \quad (8-77)$$

$$\dot{\omega}_{J_2} = 0.75 \left( \frac{R_E}{a} \right)^2 \frac{nJ_2 (5 \cos^2 i - 1)}{(1-e^2)^2} \cong 1.0324 \times 10^{14} \frac{(5 \cos^2 i - 1)}{a^{7/2} (1-e^2)^2} \quad (8-78)$$

donde  $R_E$  es el radio medio ecuatorial de la Tierra en km,  
 $a$  es el eje semimayor en km,  
 $n$  es el movimiento medio en °/día solar,  
 $i$  es la inclinación,  
 $e$  es la excentricidad y  
 tanto  $\dot{\Omega}_{J_2}$  como  $\dot{\omega}_{J_2}$  están en grados por día solar.

El cuadro 8.4 permite apreciar la magnitud de estas variaciones en función de la altura de la órbita, representadas por los factores  $F_{\Omega} = -2.0647 \times 10^{14} / a^{7/2}$  y  $F_{\omega} = 1.0324 \times 10^{14} / a^{7/2}$ .

Los valores definitivos de las variaciones consideradas se obtienen multiplicando los valores del cuadro por los correspondientes factores dependientes de la inclinación y de la excentricidad. Estas perturbaciones son notoriamente mayores en las órbitas bajas, inversamente a lo que ocurre con las perturbaciones causadas por el Sol y la Luna, las cuales son menores en todos los casos.

**Cuadro 8.4. Factores de perturbación por irregularidades de la tierra**

<i>H</i> altura (km)	$F_{\Omega}$ (grados)	$F_{\omega}$ (grados)
500	-7.651	3.825
800	-6.589	3.295
1400	-4.975	2.488
5000	-1.314	0.657
15000	-0.145	0.072
35786	-0.0134	0.0067

Como puede apreciarse, las variaciones seculares del argumento del perigeo producidas por el Sol, la Luna y  $J_2$  (ecuaciones 8-74, 8-75 y 8-78) se cancelan cuando  $i = 63.43^\circ$  o  $116.57^\circ$ , característica que se aprovecha en las órbitas tipo Molniya, que son muy excéntricas ( $e \approx 0.75$ ), para que el perigeo permanezca fijo en el extremo Sur de la misma, y la cobertura geográfica del extremo Norte tenga la máxima duración posible.

Aparte de los efectos mencionados, las desviaciones de la circularidad de la periferia ecuatorial y de la distribución de masas de la Tierra producen una atracción de los satélites geoestacionarios hacia las longitudes  $75.1^\circ$  Este y  $254.7^\circ$  Este. Esta irregularidad se modela matemáticamente por medio de un coeficiente de cuadrícula representado como  $J_{22}$ . La diferencia en la fuerza de atracción respecto de un campo de gravitación uniformemente distribuido es extremadamente pequeña, produciendo aceleraciones de 0 hasta casi  $0.002^\circ/\text{día}^2$ , dependiendo de la proximidad de la longitud nominal del satélite a las longitudes mencionadas. Además, en otras dos longitudes intermedias entre los dos ( $161.9^\circ$  y  $345.5^\circ$ ) un satélite geoestacionario queda en equilibrio inestable por la igualdad de atracciones de los primeros. Para cancelar la deriva del satélite por la causa mencionada se requieren modificaciones de su velocidad que suman desde casi 0 hasta 2m/s/año. El efecto de la triaxialidad ( $J_{22}$ ) promedia cero en otras órbitas debido a que no existe la resonancia que se presenta en la geoestacionaria.

En todas las perturbaciones causadas por el Sol, la Luna y las irregularidades de la Tierra existen condiciones características, que son función de la inclinación de la órbita. Además de lo ya señalado anteriormente para las órbitas tipo Molniya, la regresión del nodo es nula para las órbitas polares, y aunque tiene un valor máximo para las ecuatoriales, en ellas no es relevante cuando la excentricidad es muy baja, porque casi es indistinguible el perigeo del apogeo y su diferencia no tiene efectos en la comunicación.

## EFFECTOS DE LA RADIACIÓN SOLAR

La radiación solar  $S_r$ , produce una fuerza continua sobre cualquier satélite, cuya magnitud es proporcional a la superficie que presente hacia el astro, causando excentricidad de las órbitas circulares, ya que aumenta la velocidad del satélite en la parte de la órbita en que se aleja del Sol y la disminuye cuando se mueve en una dirección que lo acerca al mismo. La magnitud de la propia radiación varía principalmente por la variación de la distancia de la Tierra al Sol en distintas épocas del año, con un valor medio anual  $S_R = 1370 \text{ W/m}^2$ , que produce en cualquier superficie totalmente absorbente una aceleración  $a_R$  de magnitud aproximada

$$a_R = 4.57 \times 10^{-6} (A/m) \cos i_S \quad \text{m/s}^2 \quad (8-79)$$

donde  $4.57 \times 10^{-6} = S_R/c$  (media anual),

$A$  es la superficie que recibe la radiación en  $m^2$ ,

$i_S$  es el ángulo de incidencia de la radiación sobre la superficie y

$m$  es la masa del satélite en kg.

La dirección de la radiación recibida es siempre opuesta a la dirección del Sol, por lo que gira diariamente poco menos de  $1^\circ$  en el plano de la eclíptica. La aceleración depende también de la relación entre el coeficiente de absorción y el de reflexión que cambia el ángulo del vector de presión solar, haciendo más compleja su determinación. Este efecto puede llegar a ser significativo en los satélites con mayor relación de superficie a masa en órbitas con eje semimayor grande, y aumenta con la duración de su vida útil, debido a la pérdida de masa causada por la expulsión de propulsores. De cualquier forma, el valor máximo de la aceleración alternada que produce generalmente es varios órdenes de magnitud más pequeño que el de cualquiera de las perturbaciones gravitacionales.

### EFFECTOS DE LA FRICCIÓN ATMOSFÉRICA

La atmósfera terrestre causa una fuerza de arrastre o fricción que reduce el eje semimayor de la órbita. La aceleración negativa producida por la atmósfera en un satélite en órbita circular es

$$a_F \cong -(1/2)\rho (C_D A/m) V^2 \text{ m/s}^2 \quad (8-80)$$

donde  $\rho$  es la densidad atmosférica en  $kg/m^3$ ,

$C_D$  es el coeficiente de fricción o arrastre, con valor característico de 2.2,

$A$  es la superficie del satélite perpendicular a la dirección de la velocidad en  $m^2$ ,

$m$  es su masa en kg., y

$V$  es su velocidad en m/s.

El inverso del valor dentro del segundo paréntesis de la ecuación anterior se conoce como *coeficiente balístico*, cuyos valores característicos están en el intervalo de 20 a 100  $kg/m^2$ . La figura 8.21 muestra como varía  $a_F$  comparada con la gravedad en la superficie de la Tierra en función de la altura, entre 200 y 2000 km, para un satélite con  $C_D = 2.2$  y  $A/m = 0.02$ , en el intervalo entre el valor medio y máximo de la densidad atmosférica.

La fricción es importante en los vehículos de lanzamiento, en satélites de órbitas extremadamente bajas, o cuando su perigeo es muy bajo, pero es despreciable en los satélites para servicios comerciales de comunicación de órbita circular a más de 1500 km de altura. A más de 600 km de altitud la atmósfera es muy tenue y la

fricción de la atmósfera es más pequeña que cualquiera de las demás perturbaciones, incluyendo la presión de la radiación solar. En esas condiciones, un satélite en el límite inferior podría permanecer en órbita descendente por 10 o más años si no se corrigiera su altura.

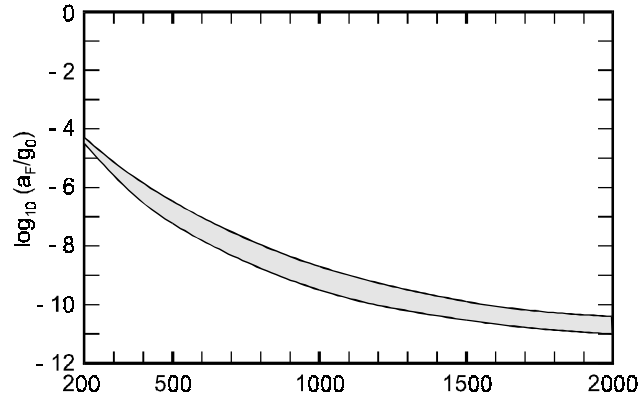


Figura 8.21. Valor relativo de la desaceleración por fricción atmosférica respecto del valor de la aceleración de la gravedad en la superficie de la tierra

Los cambios que  $a_F$  produce en el radio de la órbita y en la velocidad se pueden calcular aproximadamente por medio de

$$\Delta a = -\rho (2.2 A/m) (a\mu)^{1/2} K_1 \text{ km/año} \quad (8-81)$$

$$\Delta V = 0.5 \rho (2.2 A/m) \mu K_2/a \text{ m/s/año} \quad (8-82)$$

donde  $\rho$  está en  $\text{kg/m}^3$ , el primer paréntesis está en  $\text{m}^2/\text{kg}$ ,  $a$  está en  $\text{km}$ ,  $\mu = 398601 \text{ km}^3/\text{s}^2$ .  $K_1 = 31.5576 \times 10^9$  y  $K_2 = K_1 \times 10^3$  son constantes para la conversión de unidades de longitud y de tiempo.

Las ecuaciones anteriores no pueden aplicarse a un intervalo muy grande de tiempo, especialmente en el caso de órbitas muy bajas, porque como solo son aproximadas, en el lado derecho se utiliza el valor inicial del radio, sin considerar que está cambiando continuamente. No obstante, son útiles para determinar los impulsos de velocidad necesarios para mantener al satélite a una altura esencialmente constante. La densidad atmosférica a una altura constante tiene fluctuaciones hasta de 2 órdenes de magnitud en el intervalo de 500 a 800 km, dependiendo de la actividad solar, las que, aunque disminuyen a alturas mayores, hacen depender mucho de la época el resultado de las ecuaciones mostradas. El ciclo de actividad solar es de 11 años, y cuando ésta es máxima produce la máxima densidad atmosférica y la máxima fricción (el año 1997 correspondió a baja

actividad). Dicha variación periódica hace que un satélite de órbita baja sin control de altura vaya descendiendo en forma escalonada con rapidez creciente, con poca variación del radio en intervalos de poca actividad solar y hasta cerca de 100 veces más rápidamente en los de alta actividad. En cambio, los satélites inactivos en órbitas mayores a 1500 km de altura pueden permanecer en el espacio por un tiempo indefinido.

El cuadro 8.5 muestra la densidad atmosférica media y las variaciones del radio de la órbita por año  $\Delta a$ , para 5 alturas representativas sobre la superficie, suponiendo que el coeficiente balístico es  $100 \text{ kg/m}^2$ .

**Cuadro 8.5. Variación del radio de órbitas bajas a causa de la atmósfera**

Altitud H (km)	$\rho$ media* (kg/m <sup>3</sup> )	$\Delta a$ medio (km/año)
500	$4.76 \times 10^{-13}$	-7.87
600	$9.89 \times 10^{-14}$	-1.65
800	$6.95 \times 10^{-15}$	-0.117
1000	$1.49 \times 10^{-15}$	-0.0255
1500	$2.79 \times 10^{-16}$	-0.0049

\*La densidad media de la atmósfera es  $1.2 \text{ kg/m}^3$  a 0 km, y  $5.25 \times 10^{-7} \text{ kg/m}^3$  a 100 km de altura.

## 8.2.9 DETERMINACIÓN DE LOS PARÁMETROS DE LAS ÓRBITAS

Para predecir la posición y velocidad de un satélite de acuerdo con los procedimientos señalados en los títulos anteriores se requiere conocer seis parámetros esenciales de su órbita, suponiendo la interacción de solo dos cuerpos ideales, y sus modificaciones causadas por perturbaciones. No obstante, previamente se requiere calcular dichos parámetros a partir de observaciones desde estaciones terrenas, ya que normalmente no hay otra forma de obtenerlos con suficiente precisión.

En el caso de los satélites comerciales de comunicación las órbitas casi siempre son elípticas al final del impulso del vehículo portador, algunos de 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 se requiere determinar a ciertos intervalos los parámetros actualizados de la órbita.

En astronomía los métodos para la determinación de los parámetros de las órbitas tienen una historia de varios siglos, contándose con alternativas creadas por pensadores privilegiados que aun pueden considerarse altamente adecuadas en determinadas circunstancias. En dicha ciencia se dispone en ocasiones de muy escasa

información respecto de la trayectoria de un cuerpo celeste de difícil observación, con la mayor frecuencia solo algunos ángulos de posición en el tiempo, lo que favoreció el desarrollo de métodos apropiados para esas circunstancias. 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 seis parámetros clásicos. No obstante, contando inicialmente con datos mínimos no se pueden reducir en proporción importante ni sus errores aleatorios ni sus sesgos.

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 puede medirse 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 descrito en el título 7.2.4 del Capítulo 7, 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 período más corto que el de rotación de ésta, o bastante excentricidad, por lo que su movimiento relativo es amplio y bien definido.

En muchas ocasiones lo que interesa es determinar la órbita histórica reciente de los satélites de comunicación para predecir la futura por un tiempo relativamente corto, cuando se trata de una órbita de transferencia, o de una que debe corregirse de cuando en cuando desde un centro de control. En cualquier caso pueden incluirse en los parámetros ajustados al tiempo presente sus variaciones aproximadas en función del mismo, causadas por perturbaciones, sean periódicas o seculares (por métodos de *propagación de la órbita*) con lo cual se actualizan automáticamente por un intervalo más grande.

La metodología general usualmente consiste en obtener una colección de datos observados de distancias y/o ángulos de acimut y/o elevación, desde una o más estaciones terrenas al satélite, en distintos momentos seleccionados, realizar tanto su transformación a coordenadas geocéntricas como su depuración, y aplicar a los mismos un algoritmo con las relaciones que permiten estimar los parámetros en forma directa o iterativa.

Aun cuando para explicar en detalle los procesos para la determinación definitiva de los parámetros de las órbitas por diversos métodos alternativos se requeriría entrar a un extenso campo de especialidad, se pueden aquí exponer algunos lineamientos a dicho propósito como ejemplo, cuando se puede disponer de un número grande de observaciones:

- I. 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 exactitud 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 (transformada a latitud geocéntrica  $\phi'$ ), así como la corrección de su distancia al centro de la Tierra ( $R_R$ ).

Las mediciones desde cada estación terrena deben ser frecuentes, pero en general es más importante la uniformidad mencionada y la extensión del arco que obtener un máximo número lecturas. Según el tipo de órbita y el número de estaciones participantes los criterios a seguir para obtener los datos de la trayectoria son típicamente:

- A) Para órbitas de transferencia de satélites geoestacionarios o tipo Molniya se requieren datos de varias horas de cada estación, tomados, por ejemplo, cada 20 minutos alrededor del apogeo y cada 10 minutos alrededor del perigeo. En el caso de órbitas bajas se puede seguir un criterio similar reduciendo la duración de los intervalos entre mediciones.
- B) Para una órbita de deriva, es decir, que se aproxima a la geoestacionaria, las estaciones pueden realizar mediciones cada hora durante medio día, o cada hora durante un día completo si solo participa una estación.
- C) Para una órbita sincrónica se pueden obtener datos cada dos horas durante dos días, y en el caso de que participen dos estaciones basta con la información de distancia.

En el caso A) se puede lograr una mejor información directamente de la geometría de la órbita, enfoque con el que se obtiene algo menos de precisión en el caso B). En el caso C), que es el más complejo, el poco



movimiento relativo del satélite se debe totalmente, o en su mayor parte, a los factores que perturban a la órbita. En cualquier caso es conveniente que las variaciones de los parámetros debidas a las perturbaciones estén incluidas en el algoritmo de determinación.

- II. Un algoritmo simple para estimar los valores iniciales de los parámetros, especialmente en el caso A) anterior se basa en calcularlos de relaciones geométricas. Para ello se debe aprovechar el alto número de mediciones convertidas a coordenadas inerciales encontrando su trayectoria media, empleando el método de mínimos cuadrados. Dicho procedimiento asegura que los seis parámetros necesarios, aunque sean obtenidos de las relaciones geométricas de pocos puntos característicos, representen realmente al total del conjunto de datos medidos y no a datos aislados que podrían tener errores mucho mayores. De la trayectoria media calculada se pueden seleccionar o determinar entre otros (haciendo interpolaciones en caso necesario), los valores siguientes:

- Período  $P$ , distancia mayor ( $r_A$ ) y menor ( $r_P$ ) al origen de coordenadas (verificando la alineación de sus respectivos vectores de posición), ascensión recta del nodo ascendente  $\Omega$ , ángulo y tiempo del vector de posición del perigeo  $r_P$  ( $\omega$  y  $\tau$ ), y declinación geocéntrica máxima y mínima ( $+i$  y  $-i$  que deben ser de igual magnitud).

Se pueden aprovechar otras de las relaciones geométricas para verificar o para obtener los parámetros  $a$  y  $e$ .

- III. Con los parámetros estimados se calculan nuevamente los puntos de la trayectoria, pero ahora por medio de las ecuaciones orbitales, por ejemplo de las 8-56, 8-65 y 8-66, correspondientes a los mismos tiempos de los valores medidos. Dichos valores representan la hipótesis inicial de la trayectoria como una órbita de Kepler, es decir, plana sin perturbaciones. Disponiendo de 30 o más grupos de datos (los programas de determinación admiten generalmente más de 200) se pueden emplear métodos rutinarios para depurar los datos originales reduciendo en magnitud importante los sesgos y los errores aleatorios de las mediciones a partir de las diferencias o residuos entre los conjuntos de valores medidos y calculados. El programa de estimación puede permitir la edición de datos considerados inaceptables, eliminando los que tengan un residuo mayor en valor absoluto que el establecido como máximo. Los datos pueden agruparse por estación y por tipo para abstraer los sesgos o tendencia de desviación común de un grupo de residuos respecto del valor medio. Después se repite el cálculo de parámetros incluyendo las perturbaciones y el proceso de depuración de datos hasta que no puedan reducirse más los residuos o lleguen a un valor medio cuadrático determinado, aceptando como definitivos los últimos valores encontrados de los parámetros.

## 8.2.10 ECLIPSES E INTERFERENCIA DE CUERPOS CELESTES

## ECLIPSES

Ocurren eclipses cuando la sombra de la Tierra o de la Luna impiden que el satélite reciba la radiación solar. Los efectos más importantes de un eclipse son:

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

La figura 8.22 muestra parte de la geometría de un eclipse total o parcial cuando la obstrucción del Sol es causada por la Tierra.

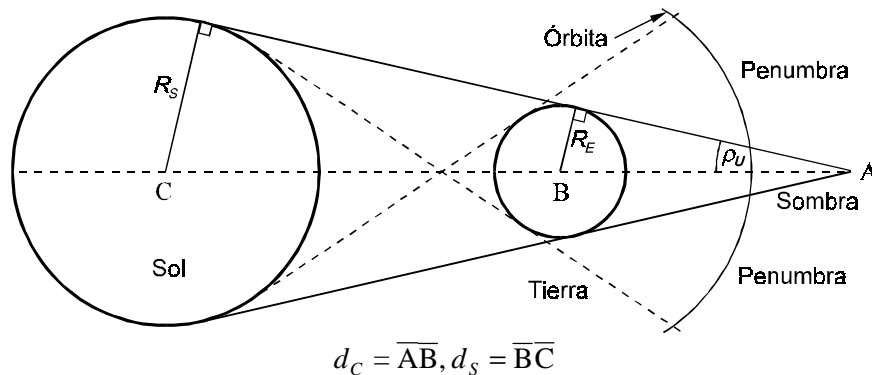


Figura 8.22. Sombra y penumbra producida por la Tierra a un satélite

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*. La longitud del cono de sombra  $d_C$  se puede determinar por medio de

$$\text{seno } \rho_U = \frac{R_S - R_E}{d_S} = \frac{R_E}{d_C} \quad (8-83)$$

$$d_C = \frac{R_E}{R_S - R_E} d_S \quad (8-84)$$

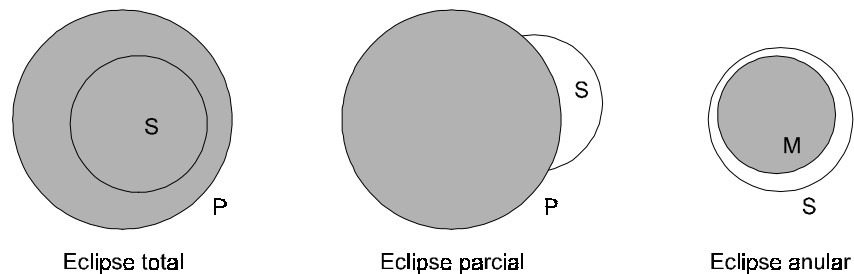
donde  $\rho_U$  es la mitad del ángulo subtendido por la Tierra y el Sol desde el ápice, cuyo valor medio es  $0.264^\circ$  (de la ecuación 8-83),

$R_S = 695.99 \times 10^3$  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 8-84 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, en tanto que la longitud de su cono de sombra es aproximadamente  $373.6 \times 10^3$  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 8.23 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 8.23** Tipos de eclipses que podrían ser vistos desde satélites de comunicación, causados por la Tierra o por la Luna. P = Tierra o Luna, M = Luna, S = Sol

La duración máxima de un eclipse total ocurre cuando el Sol se encuentra en el plano de la órbita del satélite, siendo uno de los parámetros más útiles para

determinar las características que deben tener sus baterías. De la geometría de la figura 8.22, con los detalles complementarios presentados en la figura 8.24, se puede determinar la duración máxima en la sombra y en la penumbra durante un eclipse.

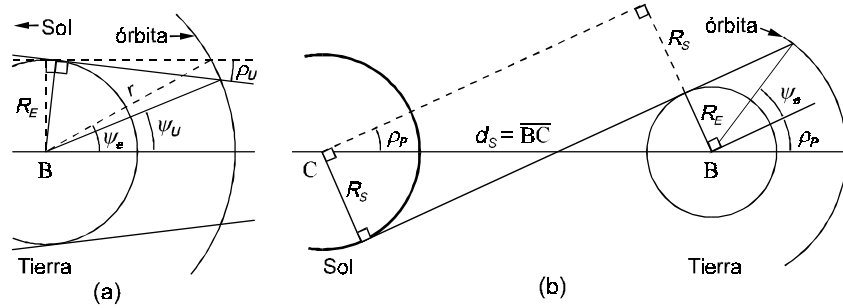


Figura 8.24. Ángulos de sombra y de penumbra de la Tierra sobre una órbita

Si el Sol tuviera un radio igual al de la Tierra, la zona de sombra de ésta sería cilíndrica y no cónica, y la mitad del ángulo de eclipse sobre una órbita circular en las condiciones supuestas, sería, de las líneas punteadas de la figura 8.24(a):

$$\psi_e = \text{seno}^{-1} \left( \frac{R_E}{r} \right) \quad (8-85)$$

donde  $r = a = R_E + H$  es el radio de la órbita circular. Debido al ángulo  $\rho_U$  del cono de sombra (de la ecuación 8-83), la mitad del ángulo máximo de sombra del eclipse es realmente

$$\psi_U = \psi_e - \rho_U = \text{seno}^{-1} \left( \frac{R_E}{r} \right) - \text{seno}^{-1} \left( \frac{R_S - R_E}{d_S} \right) \quad (8-86)$$

De la figura 8.24(b) se encuentra que la mitad del ángulo de la órbita en la penumbra (incluyendo la sombra) es

$$\psi_{p+U} = \psi_e + \rho_P = \text{seno}^{-1} \left( \frac{R_E}{r} \right) + \text{seno}^{-1} \left( \frac{R_S + R_E}{d_S} \right) \quad (8-87)$$

Por tanto, las duraciones máximas del satélite en la sombra y en la penumbra (incluyendo la sombra) son, respectivamente,

$$T_U = \left( \frac{\psi_U}{180^\circ} \right) P \quad (8-88)$$

$$T_{P+U} = \left( \frac{\psi_{P+U}}{180^\circ} \right) P \quad (8-89)$$

donde  $P$  es el período de la órbita.

Los valores de  $\rho_U$  y de  $\rho_P$  no dependen del radio de la órbita, siendo  $\rho_U = 0.264^\circ$  y  $\rho_P = 0.269^\circ$ , por lo que  $\psi_e$  es aproximadamente el valor medio entre  $\psi_U$  y  $\psi_{P+U}$ .

El cuadro 8.6 muestra las duraciones máximas de eclipses para diversas órbitas circulares en función de su altura  $H$  sobre la superficie terrestre. En estricto rigor, cuando una órbita es directa y se encuentra en un plano próximo al de la eclíptica los valores del cuadro deben multiplicarse por 1.00274, ya que en ese caso el eclipse aumenta su duración por el cambio de dirección del Sol respecto de las coordenadas inerciales, a razón de  $0.9856^\circ$  por día. 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 se desprecia por ser menor y ocurrir en una o en pocas circunvoluciones de ellas. 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.

**Cuadro 8.6. Duración máxima de los eclipses**

Altura $H$ km	Período $P$ 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

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 de cada año durante los equinoccios, que es cuando el Sol tiene declinación nula en coordenadas geocéntricas inerciales. La duración máxima ocurre justamente en la fecha de los equinoccios de marzo y de septiembre y disminuye en fechas anteriores y posteriores hasta reducirse a cero poco más de 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, el cual difiere del tiempo solar medio por la ecuación del tiempo (título 8.2.4 sobre sistemas de tiempo), coincidiendo éste último con la hora local solo en los meridianos que dividen las zonas de tiempo, si las líneas divisorias no se desvían de ellos.

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 consiguiente, el centro del eclipse de máxima duración de 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 más general, al aplicarla a cualquier órbita, la condición de dicho centro del intervalo de un eclipse máximo es, en coordenadas inerciales:

$$\delta_{SAT} = -\delta_{SOL} \text{ y } \alpha_{SAT} = \alpha_{SOL} + 180^\circ \quad (8-90)$$

Para eclipses de duración menor que la máxima, a la condición representada por las igualdades anteriores se les debe agregar una tolerancia, que de todos modos debe incluirse con un valor de cuando menos el error angular posible en los cálculos de las órbitas. La ecuación 8-90 puede resolverse para determinar el tiempo en el cual se cumplen dichas condiciones.

Para calcular el momento que buscamos se requieren los parámetros de la órbita refleja del Sol referida a la Tierra, y los actualizados de la del satélite. 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 ecuaciones

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

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

$$L_S = 280.46^\circ + 0.9856474^\circ d_h + 1.9149^\circ \text{ sen } M + 0.02^\circ \text{ sen } 2M$$

$$\text{sen } \delta_S = \text{sen } L_S \text{ sen } \varepsilon, \quad \tan \alpha_S = \frac{\text{sen } L_S \text{ cos } \varepsilon}{\text{cos } L_S} \quad (8-91)$$

donde  $M$  es la anomalía media de la eclíptica,

$d_h = d_u + \text{UT}^*/24$  son los días posteriores a la época 2000 (día juliano 2,451,545) más la parte proporcional de un día, obtenidos de la

---

\*El intervalo en horas utilizado para determinar la fracción de un día en una predicción de tiempos no corresponde a UT1 sino al valor que tendría sin considerar su desviación acumulada por la variación de la velocidad de rotación de la Tierra, es decir, corresponde a un valor con diferencia constante del tiempo terrestre.

ecuación 8-40 y del cuadro 8.1 para  $d_u$ , 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.

Las últimas dos ecuaciones 8-91 son la aplicación de las 8-65 y 8-66 a este caso particular, y para obtener el valor correcto de  $\alpha_S$  debe emplearse la función inversa de tangente de doble argumento. En la fecha y hora de un equinoccio la declinación del Sol es cero, lo que ocurre cuando  $L_S$  es un múltiplo entero de  $180^\circ$ , condición que puede utilizarse para verificar la precisión señalada. Por ejemplo, si suponemos que el equinoccio de marzo del año 2000 ocurre el día 20 de ese mes a las  $7^h 22^m$  UT, del cuadro 8.1:  $d_0 = 58.5$ ; de la ecuación 8-40:  $d_u = 58.5 + 20 = 78.5$ ; y  $d_h = 78.5 + 7.36666/24 = 78.8069$ , por lo cual los valores calculados serán:  $L_S = -0.003^\circ$ ,  $\delta_S \cong -0.001^\circ$  y  $\alpha_S \cong -0.003^\circ$ . La precisión de  $0.01^\circ$  de la eclíptica que nos proporcionan las ecuaciones 8-91, 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 determinación del tiempo central de un eclipse depende principalmente de la precisión con que se conozcan las posiciones del satélite y de la rapidez con que cruce el ángulo de posible error mencionado de  $0.01^\circ$ . Para una órbita circular, conociendo las posiciones del satélite con una precisión angular  $\kappa_a$  en grados se puede determinar el tiempo del centro del eclipse con un error máximo

$$\varepsilon_t = \pm P (\kappa_a + 0.01)/360 \quad (8-92)$$

donde  $P$  es el período de la órbita. Por ejemplo, en una órbita con altura de 10000 km sobre la superficie terrestre (período de 347.66 minutos) cuyas posiciones se conozcan con una precisión angular de  $0.1^\circ$  el error máximo en dicho tiempo sería  $\varepsilon_t = \pm 6.4$  segundos más el error del sistema de tiempo. Puede notarse que el incremento de error por la inexactitud de la eclíptica es de poca significación en este caso.

En el caso de órbitas geoestacionarias se puede determinar la duración del período de eclipses considerando que en la figura 8.24(a) la órbita estuviera en el plano perpendicular al papel. Puede apreciarse que para que no exista eclipse total la declinación del Sol  $\delta_U > \psi_U = \psi_e - \rho_U = 7.941 - 0.264 = 7.677^\circ$  para dicha órbita. De la ecuación 8-47 se encuentra  $u = 19.623^\circ$  ( $0.98296^\circ/\text{día}$ ) lo que significa que no se producen eclipses totales fuera del intervalo de 20 días antes o después de cada equinoccio. En la misma forma, no existirán eclipses parciales cuando  $\delta_P > 8.205^\circ$ , o sea fuera del intervalo de 21 días antes o después de cada equinoccio.

En el caso de órbitas más bajas que la geoestacionaria los eclipses, aunque tienen menor duración, ocurren con frecuencia cada vez mayor, en mayor proporción

del año y ocupan una mayor parte de cada circunvolución cuanto menor sea su radio, debido a que es más fácil que la Tierra obstruya la radiación solar a causa de sus dimensiones relativas, al ocupar un ángulo desde poco más de  $17^\circ$  en la geoestacionaria hasta más de  $100^\circ$  observado desde un satélite de órbita muy baja. De hecho, en casi todas las órbitas muy bajas los eclipses ocurren en cada circunvolución. En estas condiciones, las baterías tienen un gran número de ciclos de carga y descarga, hasta de 5000 por año en las órbitas más bajas, lo cual acorta su vida substancialmente.

En cuanto a las obstrucciones del Sol causadas a un satélite por la Luna puede mencionarse que son excepcionales, debido a la magnitud del eje semimayor de la órbita de ésta y a su propio movimiento relativo a la Tierra, lo cual hace más compleja la determinación del tiempo en que se presentan, pudiendo obtenerse de programas de cómputo diseñados para este propósito. No obstante, no es difícil expresar matemáticamente las condiciones geométricas para este fenómeno que en su forma más simple 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 del eclipse. Dichos eclipses pueden ocurrir en cualquier época del año, pero su duración es muy corta porque la Luna (debido a sus menores dimensiones y mucho mayor distancia que la Tierra) produce a cualquier satélite de comunicación un ángulo de obstrucción que es solo desde un poco mayor hasta un poco menor que el del propio Sol. En cada ocasión el ángulo mencionado depende de la distancia de la Luna al satélite, y tiene una mayor variación en una órbita geoestacionaria, en la cual fluctúa entre  $0.445^\circ$  y  $0.587^\circ$ .

## CONJUNCIÓN DE LA TIERRA Y LA LUNA

Este fenómeno se presenta cuando los cuerpos de la Tierra, la Luna y el satélite están próximos a quedar sobre una misma línea, obstruyendo parcialmente la primera a la segunda al ser vistos desde el último. En estas condiciones, uno de los sensores de Tierra del satélite transitoriamente no es útil para determinar su actitud por recibir radiación en un ángulo mayor que el debido, abarcando la Tierra y parte de la Luna. En cambio, la obstrucción total de la Luna no afecta el comportamiento de los sensores. La conjunción se presenta con más frecuencia que la obstrucción del Sol por la Luna, especialmente en órbitas bajas, debido al mayor ángulo ocupado por la Tierra vista desde el satélite. La duración máxima de la conjunción puede ser determinada por medio de las mismas ecuaciones empleadas para la obstrucción del Sol debido a la Tierra, substituyendo los parámetros de Sol por los de la Luna, aunque también substrayendo la duración de la obstrucción total. En este caso, como la dirección de la Luna en coordenadas inerciales cambia más rápidamente que la del



Sol durante los eclipses es necesario tomar en cuenta este efecto, excepto en órbitas muy bajas.

### INTERFERENCIA DEL SOL

Al cruzar el Sol o estar muy próximo a cruzar por el eje de la antena de alta ganancia de una estación terrena impide su comunicación por satélite y con el satélite, debido a que la temperatura de ruido que produce sobrepasa rápidamente un nivel tolerable, ya que puede alcanzar 20 000 K o más (ver el título 3.5 del Capítulo 3, figura 3.10). Las antenas de muy baja ganancia, es decir, sin reflector, no sufren este efecto debido a que el Sol no les produce una temperatura de ruido suficientemente alta. Aun cuando la dirección del Sol es independiente de cualquier órbita de los satélites, el apuntamiento de la antena y por tanto las condiciones que provocan la interferencia dependen de la posición en que se encuentre el satélite en la trayectoria de su órbita.

La duración de la interferencia es menor mientras menor sea la anchura del haz de la antena de la estación terrena. Un valor aproximado del ángulo de interferencia  $\alpha_I$ , suponiendo que durante la interrupción solar la prolongación del eje de la antena pasa por el centro del astro es

$$\alpha_I \cong \alpha_S + 2\theta_3 = 0.534 + \frac{50}{fD} \text{ grados} \quad (8-93)$$

donde  $\alpha_S = 2 \sin^{-1}(R_S/d_S)$  es el ángulo medio en grados subtendido por el Sol visto desde la estación terrena ( $R_S = 695.99 \times 10^3$  km y  $d_S = 149597.87 \times 10^3$  km), y

$\theta_3 = \theta_{1/2}$  es la anchura del haz de la antena en grados obtenida de la ecuación 6-5 con un valor intermedio de  $k$  ( $f$  es la frecuencia de recepción en GHz y  $D$  el diámetro del reflector de antena en m).

La duración de la interferencia en las condiciones consideradas depende esencialmente de la velocidad angular del satélite en la órbita, por lo que para órbitas circulares es aproximadamente

$$t_I = \alpha_I \frac{P}{360} \quad (8-94)$$

donde  $P$  es el período de la órbita.

La condición para que el Sol produzca una interrupción de la comunicación consiste en que esté alineado con el satélite y la estación terrena, por lo que debido a su dispersión geográfica a menudo solo afecta a la vez a las estaciones que se encuentran en la misma población, entre las que operan con el mismo satélite. Para conocer el momento en que ocurre el centro del intervalo de tiempo de una interrupción de Sol de duración máxima, debemos recurrir nuevamente a considerar dos órbitas: la del satélite, y la aparente del Sol (ver ecuaciones 8-91 de ésta última en el título anterior sobre eclipses), así como las coordenadas geográficas del sitio en que se encuentra la estación terrena ( $\phi$  y  $\lambda$ ). En este caso, la condición para determinar el centro del intervalo de una interrupción máxima se puede expresar en la forma siguiente:

$$Az_{SAT} = Az_{SOL} \text{ y } \theta_{SAT} = \theta_{SOL} \quad (8-95)$$

donde  $Az_{SAT}$  y  $Az_{SOL}$  son el ángulo de acimut en coordenadas topocéntricas requerido para que la estación terrena se oriente hacia el satélite y hacia el Sol en cualquier momento, respectivamente, y  $\theta_{SAT}$  y  $\theta_{SOL}$  son los ángulos de elevación respectivos.

El Sol y una antena de una estación terrena se acercan y se alejan en forma periódica de las condiciones de interferencia, y los ángulos de mayor proximidad se van reduciendo en pasos discretos, por lo que es posible que al presentarse la interrupción ésta no tenga máxima duración, debido a que no coincidan exactamente en ningún momento de ella el Sol y el eje de la antena, siendo conveniente modificar las condiciones 8-94 para poder determinar el tiempo de ocurrencia de interrupciones de cualquier duración. Un procedimiento general para calcular los tiempos buscados, aplicable a cualquier órbita, consiste en expresar en función del tiempo las ecuaciones 8-20 a 8-24 para la determinación de los ángulos  $Az$  y  $\theta$  desde la estación terrena, y calcular éstos a intervalos regulares, como si dos antenas ubicadas en la misma siguieran una al satélite y la otra al Sol, seleccionando aquellos en que se cumplan las condiciones

$$Az_{SAT} - Az_{SOL} \leq \text{ABS}(\varepsilon) \text{ y } \theta_{SAT} - \theta_{SOL} \leq \text{ABS}(\varepsilon) \quad (8-96)$$

donde, por ejemplo,  $\varepsilon = \pm 0.05 \alpha_l$  ( $\alpha_l$  de la ecuación 8-92) para interferencias de duración máxima y  $\varepsilon = \pm 0.75 \alpha_l$  para interferencias de casi toda la gama de duraciones.

Para expresar las ecuaciones mencionadas en función del tiempo es necesario substituir en ellas los valores de  $\alpha$  y  $\delta$  por sus expresiones en función del argumento de latitud  $u$  o de la anomalía verdadera  $v$  según se requiera, de acuerdo con las ecuaciones 8-47 y 8-48 o 8-65 y 8-66. El tiempo de la órbita de la eclíptica podría tener como origen la fecha y hora del día juliano correspondiente a la época 2000,

por lo que los tiempos de la órbita del satélite deben corresponder a la misma referencia.

Resumiendo, de las ecuaciones de las dos órbitas se expresan en función del tiempo los valores de la ascensión recta y de la declinación; después, se convierten a elevación y acimut, y se resuelve directamente para el tiempo en que se cumplen las condiciones 8-96.

Los intervalos de tiempo en que ocurre la interferencia son sensibles a errores angulares de la orientación de las antenas. Por ejemplo, una antena de apuntamiento fijo hacia un satélite geoestacionario, con un error de orientación de  $0.1^\circ$ , recorre dicho ángulo debido a la rotación de la Tierra, más el de posible error de la dirección del Sol de  $0.01^\circ$  (de las ecuaciones 8-91), en un tiempo de  $0.11^\circ \times 1436/360 = 0.44$  minutos, o sea 26 segundos, siendo éste el máximo error en el tiempo central calculado de la interferencia.

En el caso de una órbita geoestacionaria, el apuntamiento de cada estación terrena es aproximadamente fijo hacia el satélite, por lo que solo debe correrse el cálculo de orientaciones hacia el Sol hasta satisfacer la condición 8-96. Otra simplificación proviene del hecho de que el ángulo de nadir desde el Sol hacia una estación terrena es en cualquier caso  $\eta < 9'' (0.0025^\circ)$ , por lo que la elevación de la antena de la estación terrena hacia el astro puede calcularse de  $\theta \cong 90^\circ - \gamma$ , con suficiente precisión para este propósito, modificando la ecuación 8-25, en lugar de hacerlo de las 8-23 y 8-24. Por tanto, no se requieren ni los valores del radio  $r$  de la órbita ni los de la distancia  $d$  de la estación terrena al Sol. En el caso de los satélites geoestacionarios, la interferencia del Sol se produce en dos intervalos de hasta 21 días en cada año, y dependiendo de la ubicación de cada estación terrena puede ocurrir un poco antes o un poco después de los equinoccios, siendo el número de días de afectación en cada intervalo aproximadamente 5 veces la anchura del haz de la antena en grados.

### 8.2.11 CONSTELACIONES

Como ya se mencionó anteriormente, los satélites de comunicación de órbitas distintas que la geoestacionaria deben diseñarse en *constelaciones*, con desde unos pocos hasta decenas o centenares de satélites, ya que su movilidad respecto de una área geográfica determinada impide el uso continuo de un solo satélite para servicios a una región o un país, y por tanto deben diseñarse para cobertura global o cercana a ella. Cada constelación consiste en muchos casos de un conjunto de órbitas circulares con más de un satélite en cada una, y con una separación angular casi uniforme entre sus planos. Generalmente es ventajoso que todas las órbitas tengan la misma altura nominal, que todos los planos orbitales tengan el mismo número de satélites y la misma inclinación (excepto si se usa un plano ecuatorial), así como que

exista el menor número de planos orbitales, consistente con la cobertura deseada. Una característica esencial requerida en algunas constelaciones es la de contar con enlaces intersatélites.

El diseño de una constelación no es sencillo, porque además de los aspectos de la física orbital con todas sus implicaciones, que tiene diversas alternativas, y de los operativos, se presentan compromisos del costo inicial de los satélites, de lanzamiento y de desarrollo del sistema en el tiempo, para todo lo cual no existen reglas generales que permitan llegar en forma directa a una o dos soluciones claramente ventajosas.

## ALTURA

La altura de la órbita es determinante de la cobertura individual de cada satélite, y por tanto del número de satélites necesarios para la cobertura total deseada, que generalmente es el requisito principal de partida para el diseño de la constelación. Debemos recordar que, de acuerdo con la altura  $H$  del satélite y el ángulo mínimo  $\theta$  de elevación deseado de las antenas de estaciones terrenas (normalmente de 5 a 10° o más), se puede calcular la cobertura de cada satélite por medio de la ecuación 8-33. Como el radio de la órbita es la suma del radio de la Tierra más la altura del satélite,  $r = R_E + H$ , de la mencionada ecuación se puede despejar el ángulo con vértice en el centro de la Tierra de la cobertura de cada satélite sobre su superficie (ver figuras 8.6 y 8.9)

$$\gamma = \arccos \left( \frac{R_E}{R_E + H} \cos \theta \right) - \theta \quad (8-97)$$

Para una altura mayor de la órbita el ángulo central terrestre es mayor, y es menor el número de satélites necesarios para lograr una cobertura determinada. No obstante, un número menor de satélites no es necesariamente la mejor solución económica u operativa, ni puede asegurarse a priori que sea menor el solo costo de los satélites y el lanzamiento, entre otras razones debido a que orbitar satélites a menor altura tiene un menor costo de lanzamiento por unidad, y a la posible evolución en la tecnología y métodos de fabricación de satélites pequeños, que son los utilizados para alturas menores. Por otra parte, la altura de las órbitas no puede ser cualquiera, ya que existen limitaciones mencionadas en el título 8.2.3 sobre clasificación por alturas. Otra de las consideraciones relacionadas con la altura es el menor retardo de las señales utilizando órbitas más bajas, aunque la ventaja atribuida a este efecto tiene un valor de mérito muy similar para órbitas MEO y LEO.

Debido a la forma circular de cada cobertura individual la anchura de la faja de cobertura  $\sigma_c$  de un plano orbital es menor que  $2\gamma$ , y depende de la separación entre satélites en la misma órbita. La anchura de la faja en condiciones óptimas es igual al ángulo entre los planos orbitales, y su relación con otros parámetros se puede determinar considerando una fracción de dos órbitas contiguas mostrada en la figura 8.25, la cual es una representación de parte de la superficie terrestre con las coberturas de 4 satélites.

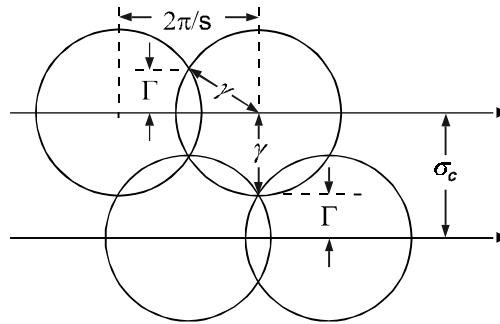


Figura 8.25. Faja de cobertura de cada plano orbital de una constelación

La separación angular uniforme entre satélites de la misma órbita es  $2\pi/s$  en radianes o  $360/s$  en grados, siendo  $s$  el número de satélites en ella. Considerando que las huellas se encuentran en la parte de la cobertura en que un círculo máximo puede ser perpendicular simultáneamente a las dos trazas terrestres (flechas horizontales de la figura), por lo cual  $\cos(\pi/s) \cos \Gamma = \cos \gamma$ , se encuentra que la faja de cobertura es

$$\sigma_c = \gamma + \Gamma = \gamma + \arccos \left[ \frac{\cos \gamma}{\cos(\pi/s)} \right] \quad (8-98)$$

El ángulo entre los planos orbitales debe coincidir con el resultado de la ecuación anterior, o inversamente, dado el ángulo entre los planos se determina el valor de  $\gamma$  de la ecuación 8-98 por un método iterativo (considerando que  $2\pi/s > \gamma > \sigma_c/2$ ) y consecuentemente también la altura de la órbita, despejando  $H$  de la ecuación 8-97. Por ejemplo, si  $s = 11$ ,  $\theta = 10^\circ$  y  $\sigma_c = 30^\circ$ , entonces  $\gamma \cong 19.412^\circ$  y  $H \cong 810.5$  km.

La anchura de la faja de cobertura solo es crítica en el punto de las órbitas más alejado de la intersección entre sus planos, ya que en cualquier otro punto el traslapo de las coberturas es mayor que lo mínimo necesario.

## INCLINACIÓN

La inclinación de las órbitas de la constelación es útil para proporcionar ángulos  $\theta$  de elevación grandes a toda la cobertura, pero se puede reducir la inclinación para limitar la cobertura en latitud, y el número de satélites, cuando no se requiere dar servicio a las zonas polares. La latitud geográfica máxima de los puntos subsatelitales es igual a la inclinación  $i$ , y la latitud máxima de la cobertura de un solo satélite es  $i + \gamma$ . Por ejemplo, con  $i = 25^\circ$ , elevación mínima  $\theta = 10^\circ$  y alturas de las órbitas de 1500, 5000 y 15000 km, los valores de  $\gamma$  y la latitud máxima instantánea de la cobertura serían

H (km)	$\gamma$ (grados)	Latitud máx. (grados)
1500	27.1	52.1
5000	46.5	71.5
15000	62.9	87.9

No obstante, la latitud máxima que satisface los requisitos del valor de  $\theta$  seleccionado en cualquier instante es  $i + \Gamma$ .

## CONFIGURACIÓN

Una constelación muy característica es la desarrollada por J.G. Walker y conocido como Walker delta, que consiste en un número total  $t$  de satélites con  $s$  de ellos espaciados uniformemente en cada uno de  $p$  planos orbitales, con *espacio relativo* de fase  $f$  entre planos contiguos, y con inclinación  $i$ . Una forma común de representar una de estas constelaciones es la abreviación  $i: t/p/f$  en la cual se substituyen las letras por números enteros correspondientes a la constelación de que se trate. Las relaciones derivadas de los parámetros mencionados son

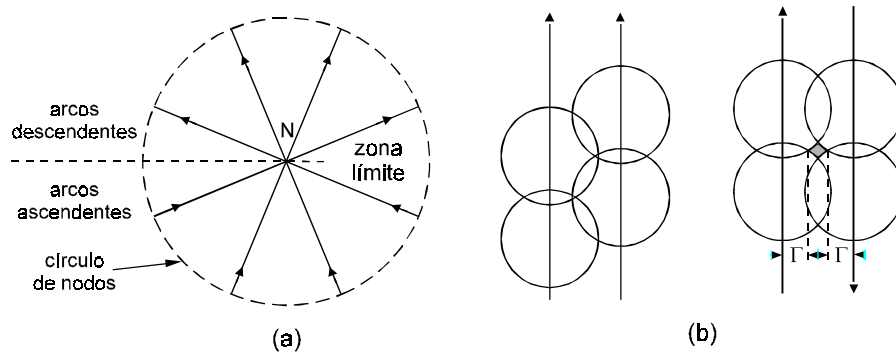
$$\begin{aligned}
 s &\equiv t/p, & \Delta\Omega &= 180/p \quad \text{grados} \\
 PU &\equiv 360/t \quad \text{grados}, & SS &= 360/s \quad \text{grados} \\
 \Delta\phi &= Puf \quad \text{grados} & & \quad \quad \quad (8-99)
 \end{aligned}$$

donde  $PU$  es la *unidad de espaciamiento*,  
 $\Delta\phi$  es la *diferencia de fase* o ángulo en la dirección del movimiento desde el nodo ascendente hasta el satélite más cercano en un plano cuando un satélite en el plano próximo hacia el Oeste está en su nodo ascendente,  
 $f$  es un número entero entre 0 y  $p - 1$ ,

- $\Delta\Omega$  es el espacio entre nodos ascendentes de las órbitas alrededor del ecuador y
- $SS$  es el espacio entre satélites del mismo plano.

Por ejemplo, en una constelación 24/4/3:  $s = 6$ ,  $PU = 15^\circ$ ,  $\Delta\phi = 45^\circ$ ,  $\Delta\Omega = 45^\circ$  y  $SS = 60^\circ$ . Ejemplos de configuraciones de constelaciones diferentes a la Walker delta son una ecuatorial con un solo plano, que por supuesto no da cobertura a las zonas polares, y una de tres planos mutuamente perpendiculares. Otro ejemplo consiste en una constelación de un solo plano en sincronía con el Sol (con regresión de nodo positiva de  $0.9856^\circ$  por día). La órbita antedicha se obtiene seleccionando adecuadamente la inclinación, la excentricidad y la altura en las ecuaciones 8-72 a 8-75 y las 8-77 y 8-78 para obtener la regresión de nodo deseada, y tiene la ventaja de permitir que los satélites reciban constantemente la energía solar sin obstrucciones de la Tierra si se orienta en tal forma que la proyección de su normal sobre el plano de la eclíptica esté dirigida hacia el Sol, pero su cobertura puede no ser satisfactoria para servicios comerciales de comunicación.

Los nodos ascendentes se distribuyen en la mitad de un círculo en el plano ecuatorial y los descendentes en la mitad complementaria, por lo que los satélites que se mueven en las órbitas más próximas a ambos lados de los límites entre los satélites ascendentes y los descendentes lo hacen en sentidos contrarios, como muestra la figura 8.26(a) para órbitas polares.



**Figura 8.26. Dirección y fase del movimiento de los satélites en constelaciones polares con ángulo constante entre sus planos**

Al analizar la configuración se observa que en tanto que en los arcos ascendentes las relaciones de fase se mantienen constantes entre satélites de planos contiguos, en el límite de un arco ascendente y uno descendente la fase entre sus satélites cambia constantemente como se deduce del lado derecho de la figura 8-26 (b). Con una distribución uniforme de los nodos ascendentes y los descendentes como se obtiene de las ecuaciones 8-99 habrá en dicho límite en el ecuador pequeñas

zonas (área sombreada de la figura) que periódicamente queden fuera del círculo de elevación mínima escogida para las estaciones terrenas, operando con un margen de los enlaces un poco menor. Las áreas mencionadas no son fijas, sino que se desplazan en la medida que lo hacen los nodos ascendentes a causa de los factores de perturbación de las órbitas.

Se puede evitar la degradación mencionada reduciendo a  $2\Gamma$  el ángulo entre las órbitas en las zonas límites entre los nodos ascendentes y los descendentes, ajuste que resulta más complejo en los sistemas de órbitas diferentes a las polares. Con la mencionada optimización habrá en el arco de los nodos ascendentes  $p-1$  ángulos  $\gamma$  y  $p+1$  ángulos  $\Gamma$ , es decir

$$\pi = (p-1)\gamma + (p+1)\Gamma \quad (8-100)$$

que al resolverse simultáneamente con  $\cos \gamma = \cos \Gamma \cos(\pi/s)$  determina los valores de  $\gamma$  y de  $\Gamma$ . Por ejemplo, si  $i = 90^\circ$ ,  $t = 66$  y  $p = 6$ , se obtiene  $\gamma = 19.907^\circ$  y  $\Gamma = 11.495^\circ$ . El ajuste del ángulo entre los planos hace cambiar la altura requerida de la constelación que en este caso sería  $H = 868.03$  km, mayor que en el ejemplo anterior del título sobre altura de las órbitas.

## 8.3 TRANSFERENCIA Y MANTENIMIENTO DE LAS ÓRBITAS

### 8.3.1 TRANSFERENCIAS Y OPERACIONES ORBITALES

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 pulsos de energía aplicados en intervalos de tiempo cortos comparados con el período 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 a principios de siglo, demostrando que la



órbita final se puede alcanzar con dos cambios de velocidad, en tal forma que la órbita de transferencia (intermedia) sea tangente tanto a la inicial como a la final.

La figura 8.27 ilustra las maniobras necesarias para este propósito en el caso más simple de dos órbitas coplanares. El cambio total de velocidad requerido para pasar de la órbita inicial a la final está repartido en dos impulsos desiguales que se aplican en la misma dirección del movimiento, es decir, son tangenciales. Una consecuencia de los impulsos tangenciales aplicados a una nave en órbita consiste en que al aumentar la magnitud de la velocidad en un punto de la misma se logra un aumento de sus dimensiones, el cual es máximo en el punto diametralmente opuesto al de aplicación. Si el impulso se aplica a una órbita circular, como ocurre en el punto 1 de la figura, la órbita se vuelve elíptica, con perigeo en el punto 1 y apogeo en el 2. Una vez que el satélite se encuentra en la órbita de transferencia el segundo impulso se puede posponer hasta que se verifiquen con cuidado los resultados del primero.

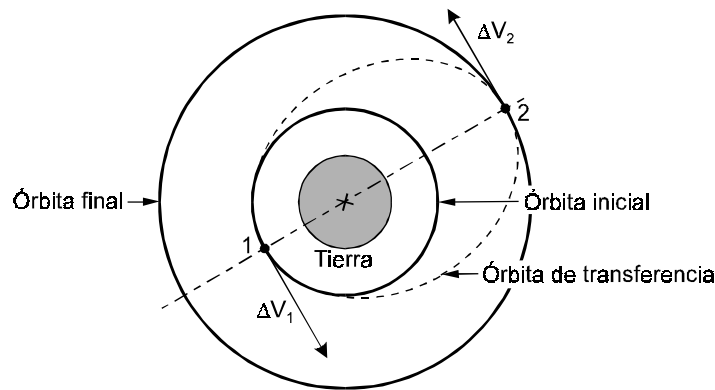


Figura 8.27. Transferencia Hohmann de una a otra órbitas circulares coplanares

Llamando  $a_1$  al radio de la órbita inicial y  $a_2$  al de la final, de las ecuaciones 8-44, 8-63 y 8-64 se encuentran las relaciones

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

Órbita de transferencia:

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

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

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

$$\text{Impulsos de velocidad} \quad \Delta V_1 = V_P - V_1, \quad \Delta V_2 = V_2 - V_A \quad (8-101)$$

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

Tomando como ejemplo una órbita inicial de 6578 km de radio (200 km de altura), y final de 42164 km (geoestacionaria), al aplicar las ecuaciones 8-101 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. En cambio, si se hubiera aplicado una fuerza continua pequeña realizando una transferencia espiral, se habría requerido un cambio total de velocidad que corresponde a la diferencia de velocidades de la órbita inicial y de la final, en este caso de 4.71 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 el satélite intercepta la órbita final con un ángulo que debe corregirse 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. Por otro lado, cuando la diferencia de radios entre la órbita final y la inicial es pequeña el consumo de propulsores o ergoles es aproximadamente igual si la transferencia se realiza por medio de dos, tres o más maniobras.

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

En el paso de la órbita inicial a la final pueden participar además del vehículo portador el propio satélite. El primero debe impulsar el ascenso cuando menos desde

la superficie de la Tierra hasta la órbita de estacionamiento, donde se utiliza otro impulsor externo, aunque esta alternativa puede no ser la más conveniente. Otros portadores colocan un satélite geostacionario en su órbita de transferencia y excepcionalmente hasta la órbita final. Para órbitas finales bajas los vehículos portadores a menudo podrán colocar a los satélites directamente en ellas.

El vehículo portador o un motor adicional inyecta al satélite en una órbita elíptica, con el apogeo a la altura de la circular final, cuando está previsto que el propio satélite realice la segunda fase de la transferencia. En muchos casos el satélite cuenta con propulsores líquidos que se utilizan tanto en el mal llamado motor de apogeo, a fin de llevarlo a su órbita final, como en los impulsores de baja potencia, para el control de actitud y de la órbita, que fluyen desde tanques comunes para todas las operaciones. Debido a lo anterior, el motor de apogeo del satélite se puede activar y desactivar para hacer la transferencia a la órbita final en más de un paso, lográndose un proceso más flexible y preciso que utilizando uno de combustible sólido que solo puede producir un impulso. La alternativa de hacer participar al satélite en las transferencias generalmente es conveniente, a causa de que su propio motor ya no tiene que mover partes de la masa del portador, y normalmente debe resultar en un costo total menor.

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  $\Delta i^\circ$  por medio de un impulso que solo cambie la dirección de la velocidad en el punto de aplicación.

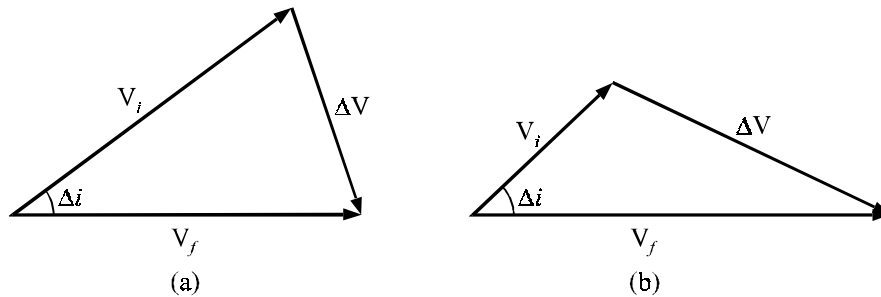


Figura 8.28. Cambios de ángulo y magnitud de la velocidad para modificar la inclinación y dimensiones de una órbita. (a):  $|V_f| = |V_i|$ , (b):  $|V_f| \neq |V_i|$

Como muestran los vectores de la figura 8.28 (a) el cambio de dirección se logra con el vector  $\Delta V$ , cuya magnitud de acuerdo con la ley de cosenos es

$$\Delta V = 2V_i \text{ sen } (\Delta i/2) \quad (8-102)$$

donde  $V_i$  es la velocidad en el punto de la trayectoria en que se aplica el impulso y  $\Delta i$  es el cambio de inclinación necesario.

El impulso debe aplicarse en el nodo ascendente o el descendente para evitar que éstos cambien de posición. Para reducir el consumo de propulsores o ergoles conviene hacer los cambios de inclinación de una órbita elíptica en el apogeo (donde el cambio de la velocidad será mínimo), el cual debe coincidir o estar muy cerca de un nodo. Por ejemplo, en una órbita geoestacionaria la velocidad es casi 3075 m/s, y modificar su inclinación en  $1^\circ$  representa un cambio de velocidad  $\Delta V = 53.7$  m/s, en tanto que hacerlo en el apogeo de la órbita de transferencia del ejemplo anterior, antes de convertirla en geoestacionaria, requiere solo de  $\Delta V = 27.9$  m/s, aunque la proporción de los consumos de propulsores en cada caso es diferente, porque la masa del satélite es distinta, y debe tomarse en cuenta para una evaluación completa. Para evitar que cambien otros parámetros con un cambio de inclinación en una órbita circular o elíptica no basta que no cambie la magnitud de la velocidad. Los requisitos complementarios son: que el cambio se realice en un nodo y que no cambie el ángulo de trayectoria de vuelo.

Se puede aplicar un solo impulso en el apogeo de la órbita de transferencia que cambie simultáneamente el ángulo y la magnitud de la velocidad para combinar el cambio de inclinación de la órbita con el de sus dimensiones, como se muestra en la figura 8.28(b). La magnitud del cambio de velocidad debe ser, por ley de cosenos,

$$\Delta V = \left( V_i^2 + V_f^2 - 2V_i V_f \cos \Delta i \right)^{1/2} \quad (8-103)$$

donde  $V_i$  es la velocidad inicial,  $V_f$  es la final y  $\Delta i$  es el cambio de inclinación deseado.

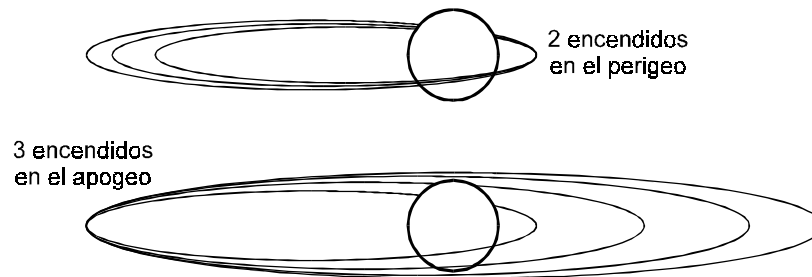
Empleando los datos del primer ejemplo y aplicando las ecuaciones anteriores, el cuadro 8.7 permite comparar las magnitudes de los cambios de velocidad necesarios para pasar de una órbita de estacionamiento a una geoestacionaria en tres distintas opciones de transferencias.

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. El ejemplo (a) es hipotético debido a que como la órbita final es ecuatorial se requeriría un sitio de lanzamiento en el ecuador, que actualmente no existe, pero es el que sirve de referencia para evaluar la importancia de la latitud de lanzamiento. En los ejemplos (b) y (c) se supone que se aplica una reducción de la inclinación de  $28^\circ$ .

**Cuadro 8.7. Cambios de velocidad para la transferencia de órbitas**

MANIOBRA	(a)	(b)	(c)
	COPLANAR $\Delta V$ (km/s)	$\Delta i = 28^\circ$ $\Delta V$ (km/s)	$\Delta i = 28^\circ$ $\Delta V$ (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

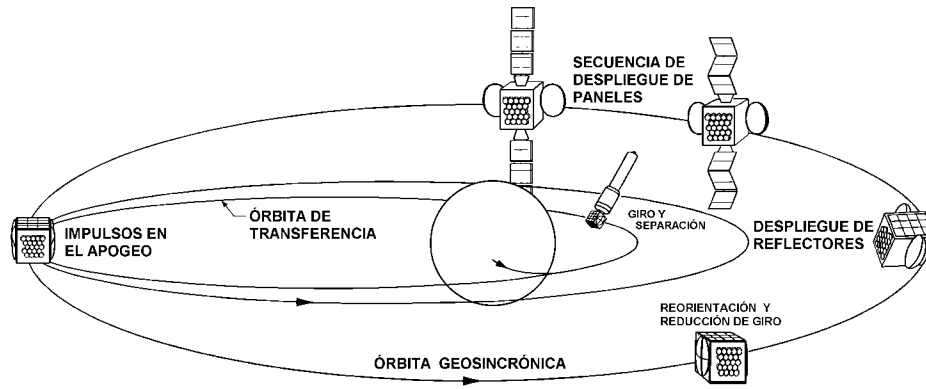
Si la altura del apogeo después de la separación del satélite del vehículo portador no alcanza la correspondiente a la geostacionaria, además de circularizar la órbita con uno o más impulsos en el apogeo, serán necesarios uno o más impulsos en el perigeo para aumentar la magnitud del vector de posición en el apogeo. La figura 8.29 muestra un ejemplo del efecto de diversos encendidos del motor de apogeo en el perigeo seguidos de otros en el apogeo, siendo los últimos equivalentes al impulso final de circularización de una transferencia Hohmann. Si el motor de apogeo falla, o no tiene capacidad de múltiples encendidos, la ampliación del apogeo debe realizarse por medio de los impulsores de baja potencia del sistema de reacción.



**Figura 8.29. Ampliación de apogeo y circularización de una órbita de transferencia**

Las operaciones orbitales posteriores a la circularización incluyen la ubicación del satélite en la longitud asignada, a través de la órbita de deriva, y del perfeccionamiento de todos los parámetros. Antes de que el satélite se ponga en operación deben realizarse otras múltiples operaciones de gran importancia que en el caso de un satélite geostacionario de estabilización triaxial incluyen, entre otras, la detención del giro sobre sí mismo que se 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 subsistemas en órbita. La figura 8.30 muestra un ejemplo que incluye el proceso de circularización y parte de las mencionadas operaciones, suponiendo que desde la órbita de transferencia el apogeo tiene la distancia necesaria, por lo que solo se requieren encendidos del motor de propulsión en dicho ápside.



**Figura 8.30. 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 inclinación y la circularidad. Este ajuste es arriesgado debido a la gran cantidad de satélites en la órbita y requiere mucho cuidado para evitar accidentes catastróficos por colisiones o interferencias a otros sistemas. Concluido el proceso anterior se inicia el mantenimiento de la órbita.

Por otra parte, 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, según las últimas recomendaciones para los nuevos satélites, debe estar por lo menos 300 km más alejada de la Tierra, a fin de reducir el

riesgo que pueda representar para otros satélites. 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 evento debe agregarse, como margen, por lo menos el valor de la imprecisión estimada para dicha medición. Respecto de los satélites de órbitas bajas, cuando menos una de las políticas publicadas para la maniobra de su retiro<sup>[11]</sup> indica que debe hacerse hacia una que sea suficientemente más baja que la de operación, para asegurar que la fricción atmosférica haga caer la nave a la Tierra en 25 o menos años. En cualquier caso, además de la maniobra orbital, deben descargarse las baterías y evitar hasta donde sea posible que queden en la nave residuos de propulsores, con el propósito de reducir las consecuencias de una posible colisión futura con otra nave.

### 8.3.2 MANTENIMIENTO DE LAS ORBITAS

Después de completar la transferencia de los satélites a sus posiciones finales es necesario conservar dentro de límites estrechos los valores de los parámetros de sus órbitas. Las alteraciones de los parámetros de las órbitas se producen por las perturbaciones, ya consideradas, debidas al Sol, a la Luna, a las irregularidades de la propia Tierra y a la fricción de la atmósfera, pero también por la mayoría de las maniobras realizadas para corregirlas. Tales maniobras, en la medida de lo posible deben efectuarse en forma de reducir sus propios efectos negativos.

El caso en que se requieren mayores precauciones y precisión respecto al control de la órbita es en la geostacionaria, ya que la mayoría de las estaciones terrenas que operan con los satélites en ella tienen orientación fija. Normalmente las posiciones angulares de estos satélites se deben conservar dentro de  $\pm 0.05$  a  $\pm 0.1^\circ$ . El tema de control orbital de los satélites geostacionarios está tratado someramente en el título 7.2.2 sobre sistemas de control de actitud y de la órbita del capítulo 7. En el título presente, aunque sin entrar en los detalles operativos, se resume y complementa lo expuesto en el capítulo antedicho, con el sustento derivado de la exposición y ecuaciones del título 8.2.8 sobre perturbaciones, y las del título próximo anterior 8.3.1 relativo a transferencias, ambos en este mismo capítulo.

Debido a que los satélites geostacionarios 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 (coeficiente de cuadrícula  $J_{22}$  del potencial de gravitación). 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.

Para las maniobras norte-sur, aplicando la ecuación 8-102 (con  $V_i = 3.075$  km/s) a los valores de las magnitudes anuales de perturbación de la inclinación, suponiendo que inicialmente  $i \cong 0$ , se obtienen los valores  $\Sigma\Delta V$  por año mostrados en el cuadro 8.8

La fuerza de atracción de los satélites geostacionarios hacia las longitudes  $75.1^\circ$  Este y  $254.7^\circ$  Este produce, como ya se señaló anteriormente, una aceleración que requiere de correcciones periódicas de velocidad en función de la cercanía del satélite a dichas longitudes, las cuales se pueden calcular aproximadamente por medio de la ecuación  $\Sigma\Delta V = 1.8 \text{ sen}(2|\lambda_S - \lambda_{STA}|)$  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, los lóbulos de la variación de la aceleración en función de la longitud no tienen máximos iguales, por lo que la magnitud total anual de las correcciones es casi 0 en un extremo y un poco más de 2 m/s/año en el otro, dependiendo de la longitud geográfica del satélite, pero en cualquier caso son pequeñas comparadas con las correcciones de inclinación. Estas correcciones son tangentes a la órbita y por tanto producen excentricidad al aumenta o disminuir en el punto de aplicación la velocidad constante que corresponde a una órbita circular, creando un ápside en el mismo. La forma más conveniente de conservar la circularidad de la órbita consiste en repartir cualquier corrección entre dos puntos opuestos de la órbita, pasando de una circular a una elíptica y nuevamente a circular, haciendo ambas en dirección de la velocidad original u opuestas a ella, según se requiera, es decir, aplicar dos correcciones iguales con una diferencia en tiempo de medio día sideral.

**Cuadro 8.8. Cambios de velocidad para el control norte-sur**

Año	$\Sigma\Delta v$ (m/s/año)	Año	$\Sigma\Delta v$ (m/s/año)	Año	$\Sigma\Delta v$ (m/s/año)
1997	40.3	2003	48.6	2009	48.5
1998	40.8	2004	49.4	2010	46.7
1999	41.9	2005	50.4	2011	45.1
2000	43.5	2006	50.5	2012	43.5
2001	45.1	2007	50.4	2013	41.9
2002	46.7	2008	49.4	2014	40.8

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. La forma de calcular este efecto es compleja, ya que depende de diversos parámetros variables para poder aplicar la ecuación 8-79 que determina la aceleración correspondiente, el cual puede afectar, aunque no en medida importante, principalmente a satélites con relación alta de superficie a masa.

Cuando ya existe una pequeña excentricidad por cualquiera de las causas mencionadas se detecta por la oscilación Este-Oeste del satélite con período de un día, cuyo valor, obtenido de la ecuación 8-60, es

$$e = 0.008727 A_{ex} \quad (8-104)$$

donde  $A_{ex}$  es la semiamplitud de la oscilación en grados. Mientras la excentricidad sea pequeña ( $e \leq 0.0001$ ) la corrección se puede calcular aproximadamente por medio de

$$\Delta V \cong 1537 e \quad \text{m/s} \quad (8-105)$$

Si el cambio se aplica todo en el apogeo aumentando su velocidad, la órbita se circulariza, pero el período aumenta debido a que aumenta la magnitud del vector de distancia en el punto en que se encontraba el perigeo. Si no se desea modificar el período, se puede aplicar la mitad de la corrección en el apogeo, aumentando su velocidad, y la mitad en el perigeo, reduciendo la suya.

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 producen las mayores desviaciones angulares, aunque consuman mucho menos propulsantes que las de inclinación. En cambio, las correcciones más fáciles de realizar son las de excentricidad, que pueden combinarse con las de longitud, requiriendo muy poco consumo adicional de propulsantes.

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 en los parámetros de la órbita debido a desequilibrio entre los que sean activados, que pueden tener envejecimiento desigual, a cambio del centro de masa por el consumo de propulsantes; o por pequeñas desalineaciones de los mismos que pueden hacer necesarias nuevas correcciones compensatorias, de magnitud normalmente mínima.

Un caso distinto es el de las órbitas bajas de una constelación. Para controlar las órbitas de una constelación de satélites de comunicación generalmente no es necesario hacer que todos sus parámetros se actualicen periódicamente a sus valores originales. Por ejemplo, debido a que la cobertura se diseña en muchos casos como global, y a que depende del conjunto de satélites en la constelación y no de cada uno

aisladamente, resulta irrelevante que por las perturbaciones de las órbitas señaladas en el título 8.2.8 sus nodos ascendentes giren simultáneamente en la misma proporción. En estos sistemas, como no se utilizan estaciones terrenas con antenas de orientación fija de alta ganancia, no es necesaria tanta precisión en la posición de cada satélite. En algunos casos solo es necesario prever el control de la posición relativa de cada satélite respecto de los demás, con una tolerancia no demasiado estrecha, y el de la altura para corregir el efecto de fricción de la atmósfera.

La magnitud del deterioro de la altura por efecto de la fricción atmosférica está dada por la ecuación 8-81, siendo directamente proporcional a la densidad atmosférica, que tiene una gama extraordinariamente amplia de valores, con relación de máximo a mínimo cercana a 100, según la actividad solar. También, la ecuación 8-82 proporciona la magnitud de los cambios de velocidad anuales necesarios para conservar la altura de una órbita. Como en otros casos, pasar de una órbita circular de altura menor a una de altura mayor o viceversa se realiza con dos impulsos de velocidad equivalentes a una transferencia Hohmann de pequeña magnitud.

Para ilustrar la magnitud de los cambios de altura, el cuadro 8.9, que es una ampliación del cuadro 8.5, muestra la densidad atmosférica media y máxima, las variaciones del radio de la órbita en un año  $\Delta a$  y de los cambios de velocidad  $\Delta V_I$  requeridos mediante los impulsores durante cada año para conservar su distancia al centro de la Tierra, para 5 alturas representativas sobre la superficie, suponiendo que el coeficiente balístico es  $100 \text{ kg/m}^2$ .

**Cuadro 8.9. Cambios de velocidad para el control de altitud**

Altitud $H$ (km)	$\rho$ media ( $\text{kg/m}^3$ )	$\rho$ máxima ( $\text{kg/m}^3$ )	$\Delta a$ medio (km/año)	$\Delta V_I$ media (m/s/año)	$\Delta V_I$ máxima (m/s/año)
500	$4.76 \times 10^{-13}$	$2.82 \times 10^{-12}$	-7.87	4.35	25.79
600	$9.89 \times 10^{-14}$	$8.46 \times 10^{-13}$	-1.65	0.89	7.63
800	$6.95 \times 10^{-15}$	$9.41 \times 10^{-14}$	-0.117	0.061	0.824
1000	$1.49 \times 10^{-15}$	$1.43 \times 10^{-14}$	-0.0255	0.013	0.122
1500	$2.79 \times 10^{-16}$	$1.16 \times 10^{-15}$	-0.0049	0.0022	0.0093

El control de la posición relativa se realiza por un método similar al de la altura, es decir, a un satélite adelantado en posición se le aumenta la altura un poco más de lo necesario (lo que reduce su velocidad angular) hasta que se corrige la primera, procediendo entonces a devolverlo a la altura original. El tiempo en que es necesario mantenerlo en la altura transitoria depende de la magnitud del cambio angular de posición deseado y de la diferencia de los períodos de la dos órbitas.

### 8.3.3 PRESUPUESTO DE CAMBIOS DE VELOCIDAD

La participación de un satélite en la transferencia de la órbita de estacionamiento a la final y el mantenimiento de ésta causan un consumo de propulsores o ergoles que debe estar previamente considerado al diseñarlo y estar incluido en un presupuesto de cambios de velocidad, el cual abarque desde su lanzamiento hasta la órbita de retiro. El presupuesto de cambios de velocidad tiene la ventaja de que es independiente de la masa del satélite y de sus variaciones al consumirse los propulsores, lo cual facilita el cálculo de ésta durante el diseño.

Como caso típico el cuadro 8.10 muestra los conceptos y valores representativos que normalmente deben quedar incluidos en el presupuesto de cambios de velocidad de un satélite geoestacionario de estabilización triaxial con una vida útil prevista de 12 años, y con propulsores líquidos que se utilizan tanto en el motor de apogeo como en el sistema de control de reacción.

**Cuadro 8.10. Ejemplo de presupuesto de cambios de velocidad**

Concepto	$\Delta V$ (m/s)	% del total
Circularización y cambio de ángulo del plano de la órbita de transferencia	1500 <sup>1</sup>	70
Correcciones a la órbita	20	1
Mantenimiento de la órbita (control orbital):		
Control de inclinación <sup>2</sup>	576	27
Control de longitud y excentricidad <sup>3</sup>	48	2
Retiro y margen <sup>4</sup>	5	
TOTAL	2149	100

- 1 Puede ser hasta 1800 si el sitio de lanzamiento es adecuado, pero con mayor inclinación.
- 2 El valor depende del año en que empiece la vida útil del satélite (se supone el año 2000 en este caso).
- 3 Depende de la posición orbital en longitud.
- 4 Depende del margen de error en la medición de los propulsores remanentes al fin de vida.

El cuadro 8.10 no incluye el control de actitud porque no representa cambios orbitales del satélite, sino cambios en su orientación, el cual incide en el consumo de propulsores en pequeña proporción, debiendo establecerse su equivalencia con cambios de velocidad para agregarla. Dicho control incluye el aumento de rotación para estabilización del satélite en la órbita de transferencia y la cancelación posterior de la misma, correcciones de efectos como los causados por los eclipses, por la presión del Sol y por las maniobras de cambio de velocidad para control orbital.

El consumo de propulsores, como se puede apreciar de las ecuaciones 7-12 y 7-13, no es directamente proporcional a cada uno de los conceptos incluidos en el cuadro debido a que depende también de la masa del satélite, que cambia progresivamente por la expulsión de los propios propulsores. Debido a ello, los cambios de velocidad que ocurren primero causan un consumo de propulsores en proporción mayor que la indicada por el cuadro.

## 8.4 LANZAMIENTO

### 8.4.1 MISIÓN DE LANZAMIENTO

Las misiones espaciales en general, incluyendo el diseño y construcción de los vehículos de lanzamiento, son complejas y costosas, y tienen diversos objetivos que en nuestro caso se reducen al lanzamiento de satélites comerciales de comunicación. En el caso de estos satélites el costo de lanzamiento, aun siendo mucho menor que en otras misiones, es de valor similar al costo del propio sistema de satélites. La capacidad, limitaciones y costo de los sistemas de lanzamiento influyen en el diseño de los mismos satélites

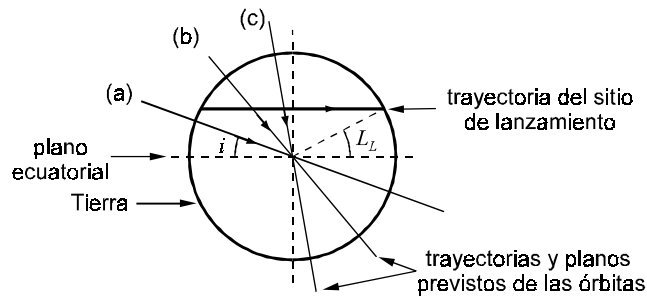
Cuando están determinadas las características finales de un sistema de satélites que debe ser puesto en órbita, se pueden someter a licitación los servicios de lanzamiento, y precisar tanto el proceso de éste como las maniobras posteriores para ubicar los satélites en sus posiciones definitivas.

Los proveedores de servicios de lanzamiento tienen establecidos requisitos de dimensiones, acoplamiento, tolerancia a la vibración y a las ondas acústicas, los cuales deben ser satisfechos por los fabricantes de satélites. En general, debe integrarse y ejecutarse, como elemento indispensable para un lanzamiento, un largo y completo programa de coordinación, en el cual participan el fabricante de los satélites, el operador futuro de los mismos, el proveedor de dichos servicios de lanzamiento, y si es el caso, en algunas partes del programa, otro operador de satélites que comparta el mismo lanzamiento.

### 8.4.2 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 en buena parte determina las *ventanas de lanzamiento*, o sea los tiempos 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 8.31.



**Figura 8.31. 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 propulsantes solo existen ventanas de lanzamiento si la inclinación  $i$  de la órbita es igual o mayor a la latitud de lanzamiento  $L_L$ . De la figura puede observarse que no existen ventanas de lanzamiento con esas características hacia una 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.

En el caso más general, existirán ventanas de lanzamiento cuando  $L_L \geq i$  para órbitas directas, o cuando  $L_L \geq 180 - i$  para órbitas retrógradas. Suponiendo que se desea un ángulo determinado de la línea de nodos, si la trayectoria del sitio de lanzamiento es tangente al plano de la órbita habrá solo una ventana de lanzamiento en un día y teóricamente habrán dos si lo cruza, especialmente para lanzamientos directamente a órbitas bajas circulares. Mientras mayor sea la diferencia de ángulos entre  $i$  y  $L_L$  mayor será el intervalo de tiempo entre las dos ventanas en el segundo caso. No obstante, en la medida de la tolerancia de la posición inicial de los nodos cada ventana se ampliará proporcionalmente.

Como se desprende de lo comentado en el párrafo anterior, para el caso de inyección a órbitas elípticas, como la de transferencia previa a una geoestacionaria, la selección del momento de un lanzamiento afecta la posición de la línea de nodos y del eje de ápsides en coordenadas de inercia, y como además determina la orientación inicial del satélite respecto del Sol, es necesario que se realice considerando todos estos elementos. En función del momento del lanzamiento, con la misma inclinación del plano de la órbita, puede obtenerse cualquier valor deseado de la ascensión recta

del nodo ascendente. Por la rotación del sitio de lanzamiento antes del despegue, la posición prevista de los nodos cambiará  $15.04^\circ/\text{hora}$ .

La actitud inicial del satélite respecto del Sol puede ser en algunos casos la principal restricción de la duración de la ventana de lanzamiento, por las dificultades iniciales para el control térmico del satélite, dependiendo del ángulo entre su eje de rotación y la dirección del Sol.

### 8.4.3 TRAYECTORIA DE LANZAMIENTO

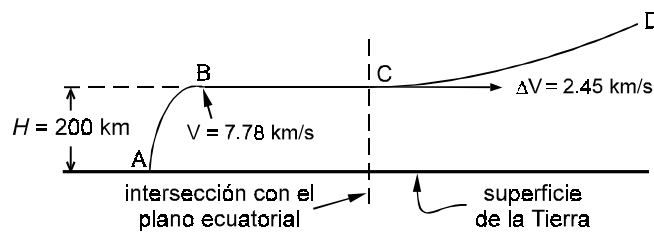
En el caso de una órbita geoestacionaria la trayectoria de lanzamiento de un satélite incluye típicamente la etapa de ascenso hasta la órbita de estacionamiento y la inyección a la de transferencia. Aunque el vehículo portador, generalmente constituido con más de un cohete o motor, produzca su último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

Una órbita de inyección elíptica tendrá su perigeo cerca del nodo descendente, debido a la trayectoria de ascenso (respecto de la superficie de la Tierra) de un vehículo de lanzamiento que despegue de un sitio en el hemisferio Norte. Utilizando la ventana que hace más corta la trayectoria hasta el plano ecuatorial, el recorrido del satélite en solo una fracción de la órbita circular inicial puede ser suficiente para asegurar que el perigeo quede sobre el ecuador. Lo anterior coloca al apogeo en el nodo ascendente, propiciando el menor consumo de propulsantes en las maniobras de reducción de la inclinación, cuando se requiere por el diseño de la órbita.

La figura 8.32 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, formado ambos planos un ángulo que para órbitas geoestacionarias conviene que sea lo menor posible. El punto A es el sitio de lanzamiento. La rotación de la Tierra proporciona al vehículo portador energía cinética inicial 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 de  $30^\circ$ .

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 de la atmósfera. Al terminar 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 empleados en él, y la cofia o funda rígida aerodinámica que

protege al satélite de la presión y vibración insoportables que le causaría la atmósfera sin ella.



**Figura 8.32. Trayectoria de lanzamiento**

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 la órbita mencionada representa 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 del 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, el orbitador o vehículo recuperable 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), el cual se enciende a continuación de que el vehículo lo hace girar conjuntamente con el satélite para estabilizarlo, y los expulsa, siendo finalmente desechado por éste después de su extinción. Cuando está previsto que el vehículo recorra una o más circunvoluciones en la órbita de estacionamiento debe tomarse en cuenta que en ella es grande la regresión del nodo ascendente, ya que tiene un valor de  $-0.55 \cos i$  ( $^{\circ}$ /circunvolución) a 200 km y de  $-0.533 \cos i$  ( $^{\circ}$ /circunvolución) a 300 km de altura, y de hecho dicha regresión puede utilizarse para ajustar la posición del mencionado nodo.

Si una parte activa del vehículo acompaña al satélite en el tramo CD, es decir, si no se trata de un caso como el del párrafo anterior, imprimirá rotación y reorientará 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 ésta sea circularizada, y aquél colocado en su posición definitiva (ver figura 8.30).

#### 8.4.4 SISTEMAS DE LANZAMIENTO

Los sistemas de lanzamiento comprenden las complejas instalaciones de preparación y apoyo en el sitio de lanzamiento y los vehículos portadores. Incluso la ubicación geográfica del sitio de lanzamiento tiene un significado útil en estos sistemas. La función de cada operación de lanzamiento es colocar uno o más satélites en órbita, ya sea de estacionamiento, de transferencia, de almacenamiento o la final. El costo de los servicios de lanzamiento es alto, comparable al de los satélites que colocan en órbita, y la misión de lanzamiento representa el más alto riesgo de falla catastrófica de un proyecto de comunicación comercial por satélite, ya que su fiabilidad solo a mejorado de 85% a 95% en tres décadas. Por otra parte, en el mismo período su eficiencia, capacidad y diversificación han aumentado considerablemente.

#### SITIOS DE LANZAMIENTO

Actualmente existen en todo el mundo poco más de 20 sitios conocidos de lanzamiento de satélites, aunque generalmente solo una fracción de ellos permite el lanzamiento de determinados tipos de satélites a determinadas órbitas, o está disponible para participar en el de los comerciales.

Para misiones en órbitas directas con muy poca 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. Por otro lado, para el lanzamiento de satélites a órbitas polares, o de cualquier otra inclinación alta, pueden ser convenientes ubicaciones geográficas a mayores latitudes, sea por facilidad de transportación de los satélites, por razones políticas o militares, o por otras. 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 tienen que caer las partes de las primeras etapas que son expulsadas por el vehículo portador después de consumirse sus propulsores, ya que es necesario que no representen peligro para personas o bienes, por lo que generalmente dicha zona se encuentra en el mar.



## PRINCIPIOS DE LA PROPULSIÓN

Los principios básicos de propulsión en el espacio son aplicables tanto al vehículo de lanzamiento como al subsistema de propulsión del satélite, los cuales están expuestos en el Capítulo 7, expresando las relaciones correspondientes en las ecuaciones 7-9 a 7-14. No obstante, una diferencia significativa consiste en que la presión y la densidad atmosféricas tiene una variación muy grande en la atmósfera baja en que operan los lanzadores, factor que es necesario considerar en las bases de la propulsión de los mismos. Otra diferencia importante entre los impulsores de un satélite y los vehículos portadores de satélites de comunicación consiste en que en la actualidad la única opción viable de los segundos es la reacción química. La figura 8.33 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.

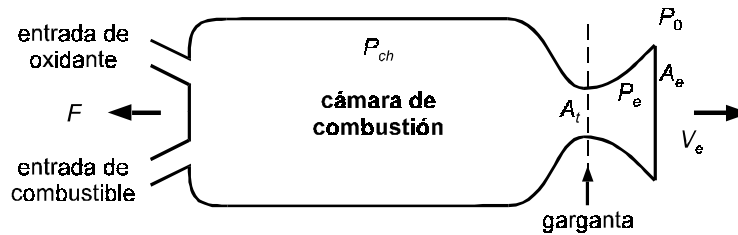


Figura 8.33 Esquema de un motor de un vehículo de lanzamiento

La fuerza total de empuje  $F_T$  del cohete es

$$F_T = \dot{m}_p v_e + A_e (P_e - P_0) \quad (8-106a)$$

donde  $\dot{m}_p$  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 se presta a 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

\* Aunque se usan las tres designaciones, es más común que se llame motor al que utiliza propulsores sólidos.

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 que sea posible. Se puede definir la *velocidad efectiva* de expulsión de gases como

$$v_{eff} \equiv F_T / \dot{m}_p = v_e + A_e(P_e - P_0) / \dot{m}_p \quad (8-106b)$$

con lo cual  $F_T = \dot{m}_p v_{eff}$ , que tiene la misma forma que la ecuación 7-10, y en condiciones óptimas da aproximadamente el mismo resultado.

Como se menciona en el Capítulo 7, un factor de mérito muy utilizado es el llamado *impulso específico*, que es la relación de la fuerza de empuje entre el flujo de peso de masa  $\dot{m}_p g$

$$I_{sp} = \frac{F_T}{\dot{m}_p g} \quad \text{segundos} \quad (8-106c)$$

donde  $g$  es la aceleración de la gravedad de referencia, el cual refleja la eficiencia con que la masa de la descarga gaseosa se convierte en 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*  $\epsilon_x$

$$\epsilon_x = A_e / A_t \quad (8-106d)$$

para lo cual su valor debe aumentar al aumentar la altura a la que opera un impulsor, con el efecto de que se 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  $\epsilon_x$  debe tener un valor de compromiso para cada una. Valores característicos de este parámetro 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 la área de la garganta o cuello es el *coeficiente de empuje*  $C_F$

$$C_F \equiv F_T / F_t \quad (8-106e)$$

donde  $F_t = P_{ch} A_t$ . Este coeficiente refleja el desempeño de la tobera, ya que depende del valor de  $\epsilon_x$ , teniendo valores típicos de 1.62 para  $\epsilon_x = 30$  y de 1.88 para  $\epsilon_x = 200$ . Un último factor de mérito es la *velocidad característica* en la garganta

$$C^* = F_t / \dot{m}_p \quad (8-106f)$$

que representa la energía disponible de la combustión y depende de los propulsores empleados ( $C^* = 1650$  para  $N_2O_4/MMH$  y  $2370$  para  $LO_2/LH_2$ ). La relación entre los tres factores de mérito señalados es

$$I_{sp} = C_F C^*/g \quad (8-106g)$$

El cuadro 8.11 muestra valores típicos del impulso específico  $I_{sp}$ , que se obtienen de solo unos pocos de los diversos compuestos químicos empleados o probados en los vehículos de lanzamiento actuales, empleando en los líquidos sobrepresión en la cámara de combustión.

**Cuadro 8.11. Impulso específico de propulsores**

Tipo y propulsores	$I_{sp}$ (s) al vacío
Motor sólido de polímeros orgánicos, polvo de aluminio y perclorato de amonio	280-304
De dos ergoles líquidos :	
Oxígeno e Hidrógeno líquidos ( $LO_2/LH_2$ )	450
$N_2O_4$ y MMH	310-340

$N_2O_4$  = Tetróxido de Nitrógeno, MMH = Monometilhidracina

Además del impulso específico, otros factores tienen importancia considerable para seleccionar un tipo de motor con determinados compuestos propulsores, como son, entre otros, su toxicidad y peligrosidad, la posibilidad de 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 propulsores o ergoles, se relaciona con la variación de la masa de los mismos por medio de la ecuación 7-12, en la que se supone que  $v_{eff} = I_{sp} g$  es constante

$$\Delta V = I_{sp} g \ln \frac{m_0}{m_F} \quad \text{m/s} \quad (8-106h)$$

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

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

$$\frac{m_F}{m_0} = \exp\left(\frac{-\Delta V}{v_e}\right) = \exp\left(\frac{-\Delta V}{I_{sp} g}\right) \quad (8-106i)$$

Las dos ecuaciones anteriores no contemplan las pérdidas llamadas de gravedad y de fricción atmosférica, consideradas en los siguientes títulos, 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 por la masa mecánica desechada.

Si en todas las etapas el valor de  $I_{sp}$  es el mismo, la carga posible del vehículo es máxima asignando a cada etapa el mismo incremento de su velocidad. Es más común que los valores de  $I_{sp}$  en cada etapa sean diferentes, en cuyo caso para optimar la capacidad de carga deben ubicarse de forma que la que tiene un mayor valor de  $I_{sp}$  quede siempre sobre otra en que sea menor, pero limitada a que tenga menor masa y dimensiones que la etapa inmediata anterior. Existen métodos analíticos para optimar la carga, aunque también puede lograrse por un procedimiento de cálculo de prueba y error. Empero, los métodos analíticos para obtener una distribución óptima de los incrementos de velocidad, hasta llegar a la órbita inicial, no necesariamente proporcionan un resultado óptimo para un lanzador desechable que además de llegar a la de estacionamiento produzca el impulso para convertirla en una de 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 más exacto 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 para lograr la máxima eficiencia, cuando menos en la primera etapa es muy frecuente que también se combinen en una sola. 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 8 motores, de los cuales algunos son a base de sólidos y otros a base de líquidos. También pueden combinarse o emplearse solos en alguna etapa motores híbridos a base de líquidos y sólidos, los cuales

aunque teniendo aparentemente ventajas de seguridad, menor detrimento ambiental y otras, aun no se han comercializado, y continúan en fase de desarrollo. Por tanto, solo haremos algunos comentarios sobre los dos primeros tipos.

### MOTORES A BASE DE SÓLIDOS

En un motor de propulsantes sólidos el combustible es generalmente polvo de aluminio y el oxidante es perclorato de amonio. Se utiliza además una substancia que aglomera el combustible y el oxidante, y favorece la combustión, tal como el poliuretano o polibutadieno. Características sobresalientes de este tipo de motores son su relativo bajo costo, su simplicidad y su fiabilidad. Un motor de este tipo normalmente tiene una 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 típicamente 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 propulsantes 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 propulsantes es comparativamente muy grande respecto de la total, usualmente de 91% a 95%, debiendo alcanzar próximamente valores un poco mayores.

### MOTORES A BASE DE LÍQUIDOS

Los motores de vehículos de lanzamiento que emplean propulsantes líquidos 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 elemento que incrementa la complejidad de los vehículos de mayor tamaño es el uso de materiales criogénicos, los que deben cargarse solo poco antes del despegue. Entre los motores a base de líquidos utilizados actualmente en los vehículos de lanzamiento los más representativos tienen un empuje máximo en la gama de 50 a 800 kN.

La alimentación de los propulsores a la cámara de combustión se realiza generalmente por medio de bombas, en el caso de los vehículos de lanzamiento, con el fin de reducir la masa total del motor, ya que de otra forma los tanques de almacenamiento tendrían que ser más pesados para soportar contenerlos a una mayor presión y así poder expulsarlos en cualquier circunstancia. Es decir, la presión máxima solo se encuentra a la salida de las bombas y en la cámara de combustión, en tanto 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. Esta proporción menor de propulsores que en el caso de los motores a base de sólidos se debe, como puede suponerse, a la complejidad de componentes con que cuentan.

### CARACTERÍSTICAS Y PRESUPUESTO DE VELOCIDADES DE UN VUELO

Los vehículos de lanzamiento aplican una fuerza de empuje continua por medio de sus motores, excepto en la órbita de estacionamiento, o en los breves intervalos empleados para desechar las partes remanentes de los motores agotados. En el vuelo de ascenso las fuerzas de empuje, aun cuando sean de magnitud variable, son siempre superiores a las pérdidas por arrastre y gravedad, por lo que en todo intervalo de propulsión el vehículo experimenta una aceleración positiva hasta alcanzar la velocidad de la órbita de inyección. Las fuerzas y la velocidad resultante durante el ascenso se muestran en la figura 8.34.

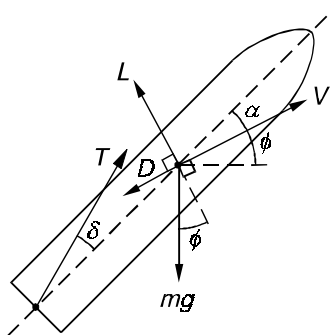


Figura 8.34. Velocidad resultante  $V$  y fuerzas que actúan sobre un vehículo de lanzamiento durante su ascenso. Normalmente el punto de aplicación de  $L$  y de  $D$  no coincide con el de aplicación de  $mg$ .

En la figura,  $m$  es la masa total instantánea,  $mg$  representa la atracción de la gravedad y  $T$  la fuerza de empuje.  $D$  y  $L$  son las componentes aerodinámicas, la primera colineal de fricción atmosférica y la segunda de elevación, perpendicular respecto de la dirección de la velocidad  $V$ , que son causadas ambas precisamente por

ésta última. A diferencia de la simplificación mostrada en la figura, la fuerza  $mg$  actúa sobre el centro de gravedad del vehículo, que cambia de posición relativa durante el vuelo, en tanto que  $D$  y  $L$  actúan sobre su centro de presión, que está hacia la parte donde la superficie, y como consecuencia la resistencia aerodinámica, son mayores, por lo que se crea un momento de giro. Además, durante el vuelo  $T$  se desvía intencionalmente en ángulos  $\delta$  de pequeña magnitud respecto del eje principal del portador para controlar el giro de éste, teniendo una componente perpendicular a dicho eje,  $T \sin \delta$ , que se debe considerar aplicada en la parte inferior del cuerpo de la nave.

El ángulo  $\alpha$  es el que forma el eje del vehículo con la trayectoria y con el vector de la velocidad, el cual tiene una variación prescrita según el diseño del ascenso, en tanto que  $\phi$  es el *ángulo de vuelo*, o ángulo entre el vector de velocidad y el horizonte local.

De la figura 8.34 se puede apreciar que en cada instante las fuerzas que modifican el valor de  $V$  colinealmente son

$$m \frac{dV}{dt} = T \cos(\alpha + \delta) - D - mg \sin \phi \quad (8-107)$$

Para valores pequeños de  $\alpha + \delta$ ,  $\cos(\alpha + \delta) \cong 1$ . Todas las fuerzas representadas en la figura varían desde el despegue y durante toda la trayectoria de lanzamiento de la carga, con relaciones complejas entre ellas. Aun considerando un vehículo de una sola etapa hay una interacción importante entre todas las variables. Por ejemplo, la aceleración de la gravedad, obtenida de dividir la ecuación 8-1 entre  $m$ , es decir,  $g = \mu / r^2$  varía solo -5.9% desde el despegue hasta una órbita de estacionamiento de 200 km y -8.7% hasta una de 300 km. Aunque se pueden determinar fácilmente los valores extremos de  $g$  para un vuelo, su valor varía en cada intervalo de tiempo en una forma que depende de otras variables, incluso de  $L$ , ya que los valores que adquiere esta última fuerza determinan en parte la altura del vehículo en cada momento. Por otro lado, después de consumida y expulsada la segunda etapa de un vehículo desechable de tres, para un lanzamiento a una órbita de transferencia de un satélite geoestacionario, la masa remanente de la tercera etapa completa más la carga puede ser menor que 4% de la que tenía al despegar, por lo que la variación del producto  $mg$  hasta ese punto es muy importante. La sola carga final, que consiste en uno o múltiples satélites destinados a la misma órbita, típicamente representa una masa menor que 1% de la de despegue.

La fuerza de arrastre  $D$  es despreciable al inicio del vuelo, porque de conformidad con la ecuación 8-80 es proporcional al cuadrado de la velocidad, pudiendo representarse su relación  $D/m$  como

$$D/m = 0.5 \rho V^2 (C_D A/m) = q (C_D A/m) \quad (8-108)$$

donde  $\rho$  es la densidad atmosférica,  $A$  es la superficie efectiva del vehículo perpendicular a la dirección de la velocidad y  $m$  es la masa del vehículo. A  $q$  se le denomina comúnmente *presión dinámica* y al inverso de la expresión dentro del paréntesis se le llama coeficiente balístico. Un valor característico del coeficiente de arrastre  $C_D$  es 2.2. Puede notarse que en la ecuación anterior casi todos los valores cambian durante un vuelo. Conforme aumenta la velocidad del portador aumenta considerablemente la fuerza de arrastre que alcanza su valor máximo a cerca de 10 km de altura, ya que después, debido a la rápida reducción de la densidad atmosférica, disminuye nuevamente a valores muy pequeños comparados con las demás fuerzas.

Durante el inicio del vuelo  $T$  y  $mg$  son colineales y opuestas, y tanto  $L$  como  $D$  son despreciables. Al final de un vuelo a una órbita de estacionamiento o al inicio de una de transferencia  $T$  y  $mg$  son perpendiculares entre sí y  $D$  es relativamente muy pequeña. Después del despegue, el vehículo debe iniciar su inclinación en la trayectoria prevista, en el plano de la órbita, por medio de alguno de los métodos para controlar la dirección del empuje, sumándose al efecto debido a la diferencia de ubicaciones del centro de gravedad y del centro de presión. En el punto en que se llega a una órbita de estacionamiento ha cesado el empuje  $T$ , y  $mg$  está equilibrada con la inercia representada por la aceleración centrífuga  $V_h^2/r$  causada por la componente de la velocidad perpendicular a  $g$ , no representada en la figura, que siendo siempre opuesta a ésta es muy pequeña en la primera parte del ascenso.

Dividiendo la ecuación 8-107 entre  $m$  e integrando entre 0 y  $t$  teóricamente se debería obtener la magnitud de la velocidad  $V$  de la ecuación

$$V = \int_0^t \frac{T}{m} \cos(\alpha + \delta) dt - \int_0^t \frac{D}{m} dt - \int_0^t g \sin \phi dt \quad (8-109)$$

En la práctica las ecuaciones de vuelo se resuelven por integración numérica. Para su solución se deben establecer las funciones del tiempo que representan a cada fuerza, a  $m$ , a  $g$  y también a los ángulos  $\alpha$ ,  $\delta$  y  $\phi$ , como parte integral de su cálculo. No obstante, sin considerar la forma de las demás funciones, se puede apreciar que para alcanzar una velocidad final  $V$ , al agotarse la última etapa de un vehículo portador, se requiere que el impulso total, además de igualar el valor teórico del momento  $mV$  necesario en el espacio, sin considerar la atmósfera, permita compensar las pérdidas originadas por el segundo y el tercer términos del lado derecho de la ecuación 8-109, que representan, respectivamente, las de arrastre por fricción atmosférica y las llamadas de gravedad. Infortunadamente, dichas pérdidas tienen tendencias opuestas en función de la velocidad y del ángulo de vuelo en la fase de ascenso a través de la atmósfera baja en que las dos intervienen.



La trayectoria precisa de ascenso de un vehículo de lanzamiento se diseña para optimar el peso total del mismo y el consumo de propulsores, la cual se controla durante el vuelo por medio de la magnitud y la dirección de la fuerza de empuje. De hecho, la trayectoria óptima resulta del diseño óptimo del propio vehículo de lanzamiento, debiendo lograrse el ajuste apropiado entre el mismo y el de la primera. El problema es más complejo de lo que podría aparentar, debido a que la eficiencia en el consumo de propulsores depende de otros factores, además de los representados explícitamente en las ecuaciones anteriores, entre los cuales puede mencionarse que la fuerza de empuje depende del compromiso de la relación de expansión de área de la tobera de los motores, como se vio anteriormente (ecuaciones 8-106), y que las maniobras de cambio de dirección consumen propulsores sin contribuir a la velocidad final deseada. De cualquier forma, para cada configuración del vehículo, masa de la carga útil y órbita de inyección se diseña una trayectoria óptima que puede ser controlada automáticamente por la computadora a bordo del mismo. El método más empleado para controlar la trayectoria consiste en cambiar, por medio de servomecanismos, la dirección de salida de los gases de uno o más de los motores del vehículo que se encuentren en el plano vertical de la trayectoria, hasta un ángulo máximo típico entre 2 y 5°. Otro método de control de la trayectoria consiste en modificar durante el vuelo la magnitud de la fuerza de empuje de algunos de los motores.

El despegue vertical del vehículo portador es necesario para superar en el menor tiempo posible, y con la menor fuerza de empuje, las capas más densas de la atmósfera en la etapa de menor velocidad, evitando altas pérdidas por fricción que son función de la densidad atmosférica y del cuadrado de la velocidad, por lo que no es conveniente una aceleración de despegue demasiado alta. No obstante, las pérdidas de gravedad son mayores mientras mayores sean el ángulo de vuelo y el tiempo empleado en llegar a la órbita de estacionamiento, en la cual el vehículo debe quedar en posición horizontal. Como ya se mencionó anteriormente, este compromiso se resuelve en forma óptima en cada caso, mediante el diseño de la trayectoria.

El cálculo de la capacidad de incrementos de velocidad del lanzador necesaria hasta la órbita inicial depende en parte de las pérdidas por arrastre y gravedad, las cuales tomadas conjuntamente varían con la relación de la fuerza total de empuje de la primera etapa a su peso al despegue  $T/m_0g_0$ . Para los vehículos de lanzamiento grandes y medianos la suma de las pérdidas de arrastre y de gravedad es mínima cuando  $T/m_0g_0$  es mayor que 2. Empero, la relación mencionada es menor que 2 en todos los vehículos de mayor tamaño, por razones de compromiso en el costo. En la figura 8.35 se muestran valores típicos para dichas pérdidas, aplicables a diversos vehículos según su configuración, trayectoria y órbita de inyección. Obviamente si se llegara al extremo de que la relación  $T/m_0g_0$  fuera  $\leq 1$  las pérdidas serían infinitas, porque el vehículo no lograría despegar. Por otro lado, los vehículos de menor

tamaño tienen menores pérdidas por arrastre, debido a que éstas son proporcionales a su superficie.

Una forma simple preliminar de estimar las pérdidas de velocidad consideradas, en un caso concreto, consiste en suponerlas el 30% del resultado de aplicar la ecuación 106h a la primera etapa del lanzador.

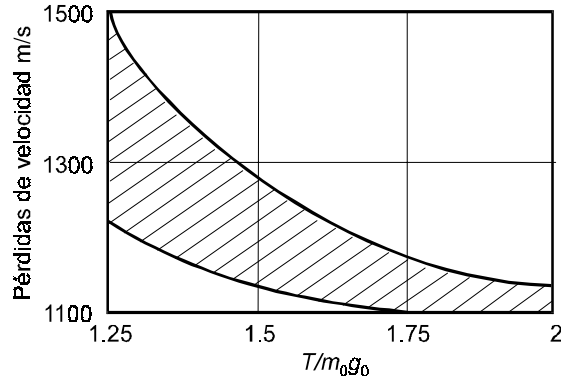


Figura 8.35. Pérdidas típicas de velocidad por gravedad y arrastre en vehículos de múltiples etapas

Con la información anterior se puede establecer un presupuesto de la capacidad total de incremento de velocidades, similar al presupuesto de cambios de velocidad del sistema de propulsión de un satélite, tratado en el título 8.3.3, por medio de

$$\Delta V_C = V_O + \Delta V_{G+D} + \Delta V_A \pm \Delta V_E \quad (8-110)$$

- donde  $\Delta V_C$  es la capacidad total de velocidad requerida,
- $V_O$  es la velocidad en la órbita inicial,
- $\Delta V_{G+D}$  son las pérdidas por gravedad y arrastre,
- $\Delta V_A$  son los incrementos que deben estar disponibles para maniobras de las cargas, y para ajustar la trayectoria del vehículo, así como compensar posibles deficiencias de desempeño de alguna de las etapas y
- $\Delta V_E$  es el impulso favorable (con signo -) en el caso de órbitas directas, o desfavorable (+) de la rotación de la Tierra, cuyo valor se calcula por medio de

$$\Delta V_E = 0.465 \cos L_L \operatorname{sen} A_z \text{ km/s} \quad (8-111)$$

- donde  $L_L$  es la latitud del sitio de lanzamiento y
- $A_z$  el acimut del plano del lanzamiento.

Para inyectar la carga a una órbita de transferencia el incremento adicional puede incluirse en otro término.

Un presupuesto con fines comparativos debe realizarse considerando lanzadores de los cuales se conozcan sus características esenciales. Un ejemplo del presupuesto mencionado es el que se muestra el cuadro 8.12.

**Cuadro 8.12. Presupuesto de incrementos de velocidad de un vehículo portador**

MISIÓN: Lanzamiento de uno o dos satélites geoestacionarios a una órbita de transferencia con altura de perigeo de 200 km y de apogeo de 35786 km.	
<b>Presupuesto de velocidades:</b>	
V en la órbita de estacionamiento	7785 m/s
Pérdidas por gravedad y arrastre	1300 m/s
Maniobras y margen	300 m/s
$\Delta V$ a la órbita de transferencia	2455 m/s
Rotación de la Tierra	-460 m/s
<b>TOTAL:</b>	<b>11380 m/s</b>

Con el dato anterior de capacidad requerida de incrementos de velocidad, suponiendo 3500 kg de la carga útil, y conociendo las configuraciones y masas aproximadas de las etapas de un vehículo, se puede hacer un ejercicio de cálculo de los incrementos de velocidad parciales que cada una produce. Empleando estimaciones sobre impulsos específicos y sobre las fracciones de masa de los propulsores, se obtienen los resultados mostrados en el cuadro 8.13

Al aplicar la ecuación 8-106h a los datos del cuadro se obtiene para la 3ª etapa  $\Delta V = 4215$  m/s, para la 2ª  $\Delta V = 2998$  m/s y para la 1ª y sus refuerzos  $\Delta V = 4331$  m/s, indicando la suma de 11544 m/s que su capacidad excede por pequeño margen el valor estimado inicialmente en el presupuesto. La velocidad real al final de la primera etapa será aproximadamente el resultado de restar el valor de las pérdidas por gravedad y arrastre a la calculada ( $4331 - 1300 = 3031$  m/s), además de deducirle parte de otras pérdidas menores.

Aparte de las velocidades, de acuerdo con la fuerza de empuje conocida de cada etapa se puede estimar que el intervalo de reacción de cada una de las dos primeras es cercano a 3 minutos y el máximo de la tercera es de aproximadamente 12 minutos.

Se puede apreciar que las dos primeras etapas son insuficientes para alcanzar la órbita de estacionamiento, por lo que la tercera participa en esa fase del lanzamiento y también proporciona el impulso para convertirla en la de transferencia.

**Cuadro 8.13. Presupuesto del peso de un vehículo portador**

<b>Tercera etapa (<math>I_{sp} = 425</math> s, <math>T = 63</math> kN)</b>	
Carga útil	3500 kg
Cubierta de equipos, adaptadores, soportes y ergoles residuales	1200 kg
Masa seca del motor (11%)	<u>1298 kg</u>
Suma ( $m_F$ )	5998 kg
Ergoles (89% del motor):	<u>10502 kg</u>
Suma ( $m_0$ )	16500 kg
<b>Segunda etapa (<math>I_{sp} = 310</math>, <math>T = 800</math> kN)</b>	
Masa de la 3ª etapa	16500 kg
Masa de la cofia	800 kg
Masa seca de la etapa y unión 2/3	<u>3500 kg</u>
Suma ( $m_F$ )	20800 kg
Ergoles ( $\cong 91\%$ del motor):	<u>35000 kg</u>
Suma ( $m_0$ )	55800 kg
<b>Primera etapa con motores adicionales (<math>I_{sp}</math> efectivo = 280, <math>T = 5300</math> kN)</b>	
Masa de las otras etapas	55800 kg
Masas secas de la etapa y unión 1/2	<u>30000 kg</u>
Suma( $m_F$ )	85800 kg
Ergoles	<u>330000 kg</u>
Suma ( $m_0$ )	415800 kg

## DIFERENCIAS DE LOS VEHÍCULOS

Los vehículos desechables generalmente son más adecuados para lanzamientos a la órbita de transferencia de satélites geoestacionarios. El diseño óptimo de este tipo de vehículos para las misiones antedichas se encuentra entre 3 y 4 etapas, debido a que en cada una se puede desechar una parte de la masa de la anterior que ya no es útil, lo que hace que operen con mayor eficiencia y puedan llevar una carga útil mayor, o llegar a una órbita de mayor altitud, en igualdad de peso total con otro de menos etapas. La primera etapa tiene inevitablemente una gran masa, por lo que se procura que sea lo menos costosa posible, aunque no sea tan eficiente como las siguientes. No obstante, el número de etapas se debe limitar a causa de la complejidad, que puede contrarrestar la ventaja mencionada.

En cambio, los vehículos recuperables compensan su limitada capacidad de cambios de velocidad con menores pérdidas por equipos destruidos o no recuperados, siendo más útiles para lanzamientos a órbitas bajas y para cargas especiales. Existe actualmente un intenso esfuerzo de desarrollo de vehículos recuperables que reduzcan substancialmente el costo de algunos lanzamientos, considerando la posibilidad de recuperar parte de su primera etapa desprendible después de su caída, o todo el vehículo, usando una sola etapa en lugar de dos, así como eliminar los pilotos humanos. No obstante, antes del año 2008 <sup>[8]</sup> solo es probable que operen comercialmente nuevos vehículos parcialmente recuperables de dos etapas sin tripulación humana, con distintas capacidades de carga.

## OTRAS CARACTERÍSTICAS Y REQUISITOS DE LOS SISTEMAS DE LANZAMIENTO

La preparación del satélite en el sitio de lanzamiento por parte de su fabricante incluye operaciones de protección, limpieza, armado de partes mecánicas, instalación de dispositivos pirotécnicos, descontaminación, acoplamiento al vehículo, alimentación de las baterías, realización de pruebas funcionales, carga de sus propulsores y otras acciones, algunas de las cuales son peligrosas. Para todo lo mencionado es necesario contar con locales e instalaciones adecuados en el mismo sitio, y con el apoyo del proveedor de los servicios de lanzamiento. Dicho proveedor suministra e instala la cofia que protege a la carga útil del vehículo durante parte del ascenso, acopladores y soportes normalizados o especiales para fijarla, y también proporciona interfaces, cableado, almacenamiento de propulsores del satélite, transporte interno y otros elementos.

A su vez, los satélites por ser lanzados deben satisfacer los requisitos para su acomodo y acoplamiento en el vehículo, como son los relacionados con las dimensiones en el espacio de carga disponible, y con las interfaces mecánicas y eléctricas.

Durante la ignición inicial y el ascenso, los vehículos de lanzamiento someten a los satélites que transportan a condiciones ambientales desfavorables que deben ser soportadas por éstos, encontrándose entre las principales: vibración, ruido, impactos y diferencias de presión, las cuales deben ser consideradas desde la fase de diseño de cada satélite.

Es usual que el operador de un sistema de satélites solicite que éstos se diseñen con las características adecuadas para poder ser lanzados por diversos vehículos portadores, a fin de contar con mayor oportunidad de lanzamiento en el tiempo deseado, así como para mejorar las condiciones económicas y otros aspectos del contrato de servicios correspondiente.

### Cofia y adaptador

Generalmente, la cofia o cubierta protectora de los satélites, utilizada para la fase del ascenso con mayores fuerzas aerodinámicas, puede proporcionarse en varias versiones similares. En los vehículos desechables este elemento queda ubicado en el extremo superior, y tiene una dimensión mayor en dirección del eje de simetría, con forma parcialmente cilíndrica, causando que su diámetro limite en mayor medida dos de las dimensiones de los satélites que puede alojar. Actualmente la mayoría de los satélites de comunicación tienen una configuración de lanzamiento que hace que todas sus dimensiones sean similares, por lo que la máxima capacidad de las cofias favorece los lanzamientos de cuando menos dos satélites de un tamaño compatible con el diámetro interior de la cofia. Los vehículos STS recuperables difieren de esta configuración porque tienen un compartimento de carga de grandes dimensiones con capacidad de múltiples satélites que no se encuentra contigua a su superficie de ataque aerodinámico, sino a una superficie lateral. La figura 8.36 es un esquema de una cofia típica de vehículo desechable.

Obviamente los accesos de la cofia hacia el exterior solo operan en el sitio de lanzamiento, ya que durante el vuelo quedan clausurados. Dicha cubierta puede contar con lo que se denomina ventana de radiofrecuencia, es decir, una parte de su superficie que permita antes del lanzamiento la comunicación entre el satélite y equipos externos operados por personal de su fabricante cuando aquel se encuentra ya instalado en el vehículo portador.

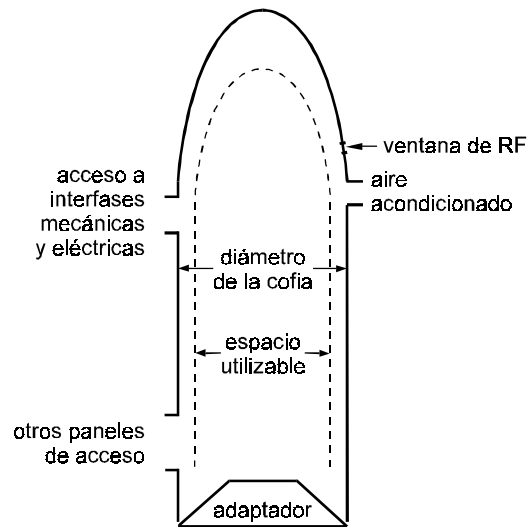


Figura 8.36. Cofia y adaptador de vehículo de lanzamiento

Durante el ascenso la cofia usualmente se abre y es expulsada por medio de dispositivos pirotécnicos, cuando la velocidad dinámica  $q = 0.5 \rho V^2 \leq 0.5 \text{ N/m}^2$ , lo que permite reducir la masa impulsada y por consecuencia los propulsores consumidos en el ascenso siguiente.

El adaptador constituye un elemento estructural que fija mecánicamente el satélite o un motor externo de apogeo al vehículo, pero también contiene cualquier interfaz eléctrica necesaria, además de una posible mesa de giro, ya sea normalizada o especial. La separación de cada satélite de su acoplador también se produce por medio de mecanismos actuados por dispositivos pirotécnicos, debido a su alta fiabilidad, simplicidad y bajo precio, por lo que éstos constituyen una fuente de impactos a la carga útil del vehículo. Para los lanzamientos de dos satélites (duales), además del acoplador en la base del compartimiento de carga, debe fijarse a ésta una estructura que soporte al segundo satélite. Durante el vuelo las separaciones de los satélites se realizan en secuencia, con un intervalo programado entre ellas.

En el vehículo manejado STS la cofia está substituida por las puertas del compartimiento de carga que se abren en la órbita de estacionamiento, y en su lugar se cierra una cubierta reflectora solar que protege térmicamente a la carga, ya que su recorrido en dicha órbita puede ser largo antes de la separación. Debido a la diversidad de cargas que es capaz de orbitar, el STS puede requerir muy diferentes soportes y mesas de giro para los satélites, adecuándolas a cada caso. A diferencia de lo que ocurre con otros vehículos, la separación de los satélites después de estabilizarlos a la velocidad de giro requerida, y de abrir el reflector solar, se realiza usualmente por medio de resortes a un ángulo perpendicular respecto del eje principal del vehículo. Todas las acciones mencionadas se ejecutan a partir de mandos automáticos o manuales, originados por los pilotos del vehículo orbitador.

### ***Medio ambiente de la carga***

Aunque los satélites se protegen de los efectos del medio ambiente en las distintas etapas de su construcción, pruebas, transporte y preparación para el lanzamiento, con mucho, el medio ambiente más hostil para su integridad y funcionamiento ocurre durante la trayectoria de lanzamiento.

Antes del lanzamiento, cuando la carga está ya alojada bajo la cofia, se controlan la temperatura, presión estática y humedad dentro de límites comunes, pero con aire muy limpio, mediante el sistema de aire acondicionado.

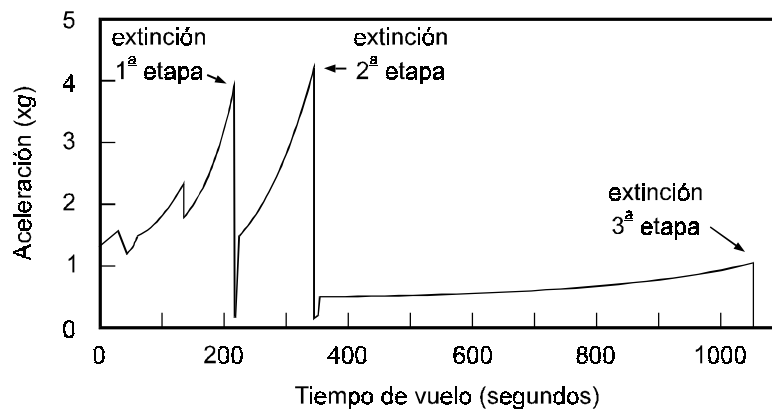
Durante el ascenso la presión atmosférica exterior desciende continuamente, por lo que se desarrolla un gradiente de presión con el interior, donde es mayor. La diferencia de presiones tiende a equilibrarse con mayor o menor rapidez, dependiendo del número y tamaño de los respiraderos, tanto en la cofia como en el satélite, los cuales deben existir para evitar que se dañen los componentes.

Las aceleraciones del vehículo deben ser soportadas sin daño por la carga. El cuadro 8.14 muestra los valores máximos de aceleración estática y dinámica que se pueden esperar durante distintos eventos del lanzamiento, en múltiplos de la aceleración de referencia  $g = 9.807 \text{ m/s}^2$ , producidos por los vehículos más utilizados

**Cuadro 8.14. Aceleraciones en un vehículo lanzador**

Aceleración/Evento	Axial estática (g×)	Axial dinámica (g×)	Lateral estática (g×)	Lateral dinámica (g×)
Despegue	3.2	3.5	2.5	3.0
Turbulencias aéreas	2.2	3.2	0.6	2.5
Extinción de etapa 1	6.0	4.0	-	2.0
Extinción de etapa 2	4.0	6.0	-	2.0

La figura 8.37 muestra la aceleración axial que puede producir un típico lanzador de satélites geoestacionarios comerciales durante el lanzamiento.



**Figura 8.37 Aceleraciones axiales aproximadas de un lanzador típico**

La combinación de la estructura del satélite y el adaptador debe tener la suficiente rigidez para evitar efectos de resonancia destructivos, por lo que su frecuencia fundamental axial debe ser igual o exceder un valor que según el tipo de vehículo está en la gama de 15 a 35 Hz, y la lateral en la de 10 a 15 Hz. No obstante, dichas frecuencias no deben tampoco ser muy altas, porque indicarían una rigidez excesiva, que puede producir grandes esfuerzos al estar la carga expuesta a la vibración, ya que el valor máximo de la densidad espectral de potencia a la que queda sometido un satélite en cualquiera de las etapas, por la vibración causada por



el vehículo, varía según su tipo entre 0.04 y 0.11  $g^2/Hz$  en la gama de frecuencias de 80 a 3000 Hz. Para evaluar el efecto total de la vibración se requiere conocer la variación de la densidad antedicha en función de la frecuencia, para cada tipo de vehículo. Los impulsos de choque causados por los dispositivos pirotécnicos para la separación de etapas y del satélite pueden tener valores pico transitorios de hasta 8000g en la gama de 1 000 a 10 000 Hz, excediendo de 1300 g durante 0.3 ms <sup>[9]</sup>.

El nivel de presión de sonido que produce un portador a un satélite en bandas de 1/3 de octava tiene un valor máximo, el cual puede exceder un poco de 135 dB (respecto de  $2 \times 10^{-5}$  Pa) en la gama de frecuencias centrales de 125 a 1000 Hz, con el total acumulado de todas las bandas cerca de 8 dB por encima del anterior. Estos niveles se alcanzan durante los intervalos del despegue y de la transición de máxima presión dinámica (máxima  $q$ ).

Durante el lanzamiento, el lapso en que se alcanzan los valores máximos de cualquiera de los tipos de vibración es de varios segundos, en tanto que los impulsos de choque transitorios tienen duraciones de 1 a varios milisegundos.

## REFERENCIAS Y BIBLIOGRAFÍA

- [1]. Escobal, P. R., *Methods of Orbit Determination* (1965), Krieger Publishing Co.
- [2]. Moché, D. L., *Astronomy* (1993), John Wiley & Sons, Inc.
- [3]. Seidelmann, P.K., Editor, *Explanatory supplement to the Astronomical Almanac* (1992), University Science Books.
- [4]. Larson, W.J. y Wertz, J.R. editors, *Space Mission Analysis and Design* (1992), Microcosm, Inc., Kluwer Academic Publishers.
- [5]. Morgan, W.L. y Gordon, G.D., *Communications Satellite Handbook* (1989), John Wiley & Sons, Inc.
- [6]. Fortescue, P. and Stark, J., editors, *Spacecraft Systems Engineering* (1995), John Wiley and Sons, Ltd.
- [7]. Griffin, M.D. and French, J.R., *Space Vehicle Design* (1991), AIAA Education Series.
- [8] Kaplan, M. H., *The Reusable Launch Vehicle: Is the Stage Set?*, Launchspace, Vol. 2, Number 1, p. 26, march 15, 1997.
- [9]. K. Miya, Editor, *Satellite Communications Technology*, Second Edition (1990), KDD Engineering and Consulting, Inc.
- [10]. Recomendación UIT– R S 1003 (1993) *Protección ambiental de la órbita de los satélites geoestacionarios*, Unión Internacional de Telecomunicaciones.
- [11]. *Satellite Disposal Procedures*, UPDIO – 39, (Nov. 1997), United States Space Command (USSPACECOMM).



# Sistemas internacionales de Satélites

### 9.1. CONSIDERACIONES GENERALES

En el Capítulo 1 se describió la evolución histórica de la comunicación por satélite mencionando algunos sistemas y operadores relevantes que han existido o existen hasta la actualidad. En los demás capítulos se analizaron las características, configuraciones, técnicas de procesamiento y de operación de los satélites y de estaciones terrenas en general, sin considerar casos concretos de los sistemas que se encuentran funcionando, ni sus coberturas o el tamaño de sus constelaciones y de sus redes. En este Capítulo final se describen, como complemento, sistemas actuales de cobertura internacional, abarcando someramente otros aspectos de la comunicación por satélite, a fin de que se puedan discernir la magnitud, la organización y la orientación de los servicios en este campo. Infortunadamente el abanico de ejemplos no abarca los múltiples sistemas nacionales que se han desarrollado en distinto grado en todo el mundo.

Los servicios de comunicación por satélite son proporcionados por operadores internacionales, a través de satélites con cobertura mundial o regional \*, y por operadores nacionales, a través de satélites con cobertura básica de un solo país. Generalmente cada operador es propietario de los satélites que opera técnica y comercialmente, pero existen algunos que para ofrecer sus servicios al público arriendan capacidad parcial o total de satélites que son propiedad de una agencia gubernamental, o de otro operador comercial, ya sea a largo plazo o por un corto

---

\* Se clasifican como sistemas internacionales los aquí descritos debido al objetivo de su cobertura, aunque a algunos de ellos puede asignárseles otra categoría, de acuerdo con el origen de las empresas o gobiernos que aportan las partes de su capital, o considerando otros aspectos.

intervalo de transición. En muchos casos los servicios que proporcionan solo comprenden acceso a la capacidad de los satélites por sus clientes, cada uno de los cuales es propietario de las estaciones terrenas que utiliza y opera su propia red. En el otro extremo, el operador cuenta con un sistema especializado e integral, por ejemplo de televisión directa, en el cual se incluyen los programas que reciben los usuarios finales y las estaciones que los transmiten.

El primer operador de satélites comerciales de comunicación fue INTELSAT, y se pretendió que fuera el único proveedor de servicios por satélite. Actualmente se han establecido y operan numerosos sistemas de diferentes coberturas. La proliferación de nuevos operadores, especialmente en la última década, ha sido tan rápida que actualmente no es posible señalar los rasgos sobresalientes de los más importantes sin riesgo de que en poco tiempo hayan ocurrido cambios en aspectos significativos, por las modificaciones constantes en su número, en su estructura de capital, y en otras de sus características, haciendo muy extensa y de pronta obsolescencia aun una breve descripción de los más conocidos. Considerando que de cualquier forma es útil e ilustrativo tener una idea general de esta faceta de la comunicación por satélite, se presentan algunos aspectos de operadores internacionales seleccionados entre los más representativos, omitiendo a muchos otros con sistemas en operación o en fase de proyecto. La trascendencia de los primeros operadores, los cuales aún subsisten, ha sido muy grande, y es conveniente describir algunas de sus características principales, así como algunos aspectos de los más nuevos, que tienen una organización convencional de empresa privada, para lo cual se utilizó la información más reciente que fue posible obtener en cada caso.

## **9.2. DIFERENCIAS DE ORGANIZACIÓN**

Existen fundamentalmente dos tipos de organización de los operadores internacionales de sistemas de satélites: la de tipo cooperativo y la de empresa privada.

La concepción general de la organización de tipo cooperativo consiste en que quienes aportan capital para establecer, desarrollar y operar el sistema son también usuarios del mismo (en realidad pueden no ser los usuarios finales, ya que tienen posibilidad de revender capacidad a otros); y que la compensación por el uso de capital tiene un valor previsto y limitado. Dichas organizaciones comúnmente se establecieron a partir de un tratado entre gobiernos. Se tiene como principio que, en lo posible, las aportaciones de capital de cada accionista sean proporcionales al uso que hagan de la capacidad del sistema. Una peculiaridad específica consiste en que, en cada país miembro, los servicios del sistema los utilizan o administran las dependencias gubernamentales o empresas privadas nacionales que hayan sido designados por su gobierno ante la organización cooperativa. Normalmente, existe la flexibilidad de proporcionar servicios a otros usuarios de países no miembros, que

representan una pequeña proporción de la capacidad total. La tasa de compensación por el uso de capital aportado se encuentra típicamente entre 14 y 16% anual, para lo cual se ajustan periódicamente las tarifas a fin que no se exceda o se reduzca su valor esperado. Este tipo de organización tenía originalmente la ventaja de que casi no estaba expuesta a los riesgos del mercado. Un inconveniente puede ser que, por las condiciones políticas y jurídicas imperantes en la época en que empezaron a constituirse dichos sistemas, los gobiernos de los países de sus miembros deben participar en algunas de las decisiones de la organización.

Los sistemas más recientes están diseñados con una organización convencional de empresa privada, por lo que ni gobiernos, ni en teoría los usuarios, participan directamente en ninguna de las decisiones sobre los mismos, haciendo más sencillo y ágil su manejo. Al mismo tiempo, aunque los socios en estos sistemas pueden ser empresas de cualquier nacionalidad, sin relación con los países a los que proporcionan sus servicios, en los actuales persiste la tendencia de que participen como inversionistas las relacionadas con servicios de telecomunicación existentes en cada uno de ellos, y algunos países solo se permite que presten sus servicios en ellos los sistemas que cumplan con esta característica. Lo anterior se debe básicamente a razones políticas, y a que en dichos sistemas, que utilizan las bandas de 2.5 GHz o menores, predominan los servicios para telefonía con enlace a las redes públicas, lo que hace que las empresas nacionales de servicio telefónico, y otras relacionadas con el mismo, se interesen en invertir en el sistema de satélites, o en las estaciones pasarela de tráfico de acceso al sistema.

Los primeros operadores internacionales de sistemas de satélites para servicios comerciales de comunicación, como INTELSAT, INMARSAT y EUTELSAT cuentan en conjunto con gran número de satélites y tenían todos ellos hasta 1998 una organización de tipo cooperativo. Durante los primeros años de esta actividad, los pocos operadores internacionales existentes prestaban servicios en mercados que pueden considerarse diferentes, con cobertura mundial o regional muy amplia.

INTELSAT era incluso hasta 1999 la organización de comunicación por satélite más importante. Además, las organizaciones regionales que se crearon en los años siguientes cercanos al establecimiento de INTELSAT se basaron en el modelo de ésta, por lo que a dicha organización se dedica un espacio mucho mayor para describirla, con detalles trascendentes de sus antecedentes y evolución. En las primeras dos décadas de la comunicación por satélite el número de estas organizaciones fue creciendo lentamente, pero a partir de 1981 se constituyeron empresas privadas con el objetivo de proporcionar servicio internacional, aunque éste no se inició sino hasta principios de la década de los 90. Desde entonces han proliferado en todo el mundo las empresas privadas con este propósito, que en muchos casos han cambiado de dueños o de accionistas mayoritarios, han vendido parte de sus derechos, se han fusionado con otras, o han realizado otras operaciones financieras que no hubieran sido posibles, ni legal ni políticamente, cuando empezó

la comunicación por satélite. La mayor efervescencia en este aspecto se originó al vislumbrarse la posibilidad de establecer sistemas móviles y personales de órbita baja, de cobertura global, y sistemas fijos de televisión directa, de cobertura regional, que aprovecharían las nuevas tecnologías de compresión digital, creándose numerosas empresas con el fin de participar en este mercado.

### **9.3. CARACTERÍSTICAS INDIVIDUALES**

#### **9.3.1 INTELSAT**

INTELSAT es la Organización Internacional de Telecomunicaciones por Satélite, con sede en la ciudad de Washington, creada originalmente bajo los auspicios conjuntos de los gobiernos de varios países, y abierta a la participación de la mayoría de los demás países del mundo. En 1997 contaba con 136 miembros y operaba un sistema comercial de servicio fijo de cobertura global que incluía más de 20 satélites geostacionarios y en órbita inclinada.

INTELSAT tiene la estructura financiera y de administración de una cooperativa en la que los llamados Signatarios, que a la vez son usuarios del sistema o proporcionan el servicio a usuarios dentro de su propio país, aportan participaciones de capital para desarrollarlo, las cuales en principio deben ser proporcionales a la utilización que hagan del segmento espacial. Las participaciones de capital están sujetas a ajustes, según las necesidades y las variaciones en la utilización de los servicios, salvo que por alguna circunstancia algunos Signatarios no puedan aportarlas, y se acojan a la disposición que establece su valor mínimo de 0.05% del total.

Actualmente INTELSAT, debido a cambios importantes en la demanda de servicios prestados por satélite, y a otras razones, está en un proceso de transformación profundo para separar los aspectos que interesan a los gobiernos miembros de los que pueden orientarse desde un punto de vista puramente comercial, formando dos distintas organizaciones operadoras de satélites. Una nueva empresa, derivada de la organización INTELSAT, que inicialmente opera 6 satélites que fueron transferidos de ésta a fines de 1998, se denomina New Skies Satellites, N.V., y tiene su sede en Holanda. Se tiene prevista la privatización total de INTELSAT en el año 2001.

#### **ANTECEDENTES**

A partir de 1959 en que la Unión Internacional de Telecomunicaciones, durante la Conferencia Administrativa Mundial de Radiocomunicaciones (CAMR 1959), dio pasos para atribuir frecuencias para la investigación de la comunicación espacial, se gestaron las primeras negociaciones para crear un sistema internacional de

telecomunicaciones por satélite que diera solución a la hasta entonces inadecuada comunicación entre continentes, seguidas por acuerdos bilaterales, inicialmente entre los Estados Unidos de América, el Reino Unido y Francia, para instalar estaciones terrenas <sup>[1]</sup>.

También, la misión Apolo de EUA para poner un hombre en la Luna requería de la cooperación internacional para contar con una red mundial muy confiable que permitiera la comunicación ininterrumpida con la nave de la misión, por lo que su gobierno deseaba establecer un sistema global por satélite lo antes posible, en tanto que los gobiernos europeos que participaban en las negociaciones deseaban establecer, cuanto antes, una organización internacional con un secretariado, en cuya dirección participaran representantes europeos.

El decreto de Comunicaciones por Satélite de EUA, expedido en agosto de 1962, tenía como objetivo primordial crear una red internacional de comunicación con la mayor brevedad posible, y dio paso a la constitución de la empresa Communications Satellite Corporation (COMSAT), en febrero de 1963, con una mezcla de objetivos privados y públicos con amplias funciones, privilegios y obligaciones en los dos campos. Como parte de sus funciones Comsat, actuando como representante de EUA en las negociaciones con los otros países, pretendía dirigir el futuro sistema global de comunicación por satélite.

En julio de 1964 representantes de 19 países se reunieron en la iniciación de la Conferencia Plenipotenciaria Internacional para los Arreglos Interinos de un Sistema Mundial Comercial por Satélite. El 20 de agosto concluyó la conferencia, y quedó constituida la organización al abrirse a la firma y ser firmados por los primeros países miembros dos Acuerdos Interinos: un Acuerdo Provisional entre gobiernos conviniendo el establecimiento de la organización, su alcance, sus privilegios y otros aspectos generales de los arreglos, y un Acuerdo Especial, firmado por entidades de comunicaciones designadas por los gobiernos de cada país que determinaba los procedimientos para cumplir con los arreglos interinos.

Ya desde marzo de ese año Comsat había contratado con Hughes Aircraft Company la construcción de dos satélites para el sistema mundial, conocidos como Early Bird. Al pasar a INTELSAT su propiedad, los satélites fueron renombrados como Intelsat I.

Establecida la organización, otros países decidieron ser miembros de la misma, y se fueron evaluando sus resultados, así como la conveniencia de su forma de operación, antes de considerar los acuerdos definitivos.

Comsat estaba a cargo de la dirección y operación, además de ser el representante de EUA en el Comité Interino de Telecomunicaciones por Satélite, contando con amplias facultades económicas y legales en la operación del sistema y con una capacidad de voto de más de 60% en dicho Comité, basada en la parte proporcional de la participación inicial de inversión (actualmente su participación es menor de 20 %).

La representación de EUA propugnaba porque INTELSAT fuera la única organización prestadora de servicios internacionales por satélite. Sin embargo, los países europeos y otros miembros seguían inconformes con ese enfoque, y Francia y la República Federal de Alemania decidieron realizar un programa bilateral para el desarrollo de los satélites Symphonie.

Las negociaciones para los acuerdos definitivos de INTELSAT se reanudaron en febrero de 1969, y se rompieron a las pocas semanas, debido a los desacuerdos sobre cuestiones básicas, particularmente sobre el grado de control de EUA sobre la organización <sup>[1]</sup>. Finalmente los Acuerdos Definitivos se abrieron para firma el 20 de agosto de 1971, exactamente siete años después de haberse abierto para firma los Acuerdos Interinos, entrando en vigor el 12 de febrero de 1973.

Después de los arreglos que condujeron a los acuerdos definitivos y de la evolución inicial de INTELSAT, la política de EUA y de otros países cambió en favor del desarrollo de nuevos sistemas independientes de esta organización. Ya desde 1972 se permitió el desarrollo de sistemas de satélites para servicio nacional de EUA, establecidos por empresas privadas del mismo país.

A través de los años de funcionamiento de INTELSAT se ha demostrado que no se han cumplido muchos de los temores que determinaron la posición de diversos países durante las negociaciones de los acuerdos definitivos y que éstos han resultado adecuados para el desarrollo y éxito de la organización. La membresía ha crecido continuamente, además de prestar servicios a numerosos países que no son miembros. Fue posible que países con sistemas políticos y capacidad económica diferentes colaboraran para lograr una eficiente organización comercial de servicios internacionales de telecomunicación, que también ha coadyuvado al desarrollo de servicios nacionales en muchos de ellos.

## LOS ACUERDOS DEFINITIVOS

Los dos acuerdos que rigen a INTELSAT son:

**El Acuerdo**, el cual debe ser aceptado por el gobierno de cualquier país que desee ser miembro de la organización para convertirse en una Parte del Acuerdo, el cual contiene su alcance, sus principios financieros, su estructura orgánica y los derechos y obligaciones de los miembros, entre otras cuestiones.

**El Acuerdo Operativo**, el cual debe ser firmado por el gobierno de un país que se ha convertido en Parte del Acuerdo, o por una entidad de telecomunicaciones privada o pública designada, que se convierte en el Signatario del Acuerdo Operativo, conteniendo los derechos y obligaciones de los Signatarios y la forma de determinar las participaciones de inversión,



realizar las adquisiciones y establecer los cargos por utilización de la capacidad de los satélites, entre otras cuestiones.

En el artículo III del Acuerdo se establece que el objetivo primordial de INTELSAT es el suministro, en una base comercial, del segmento espacial necesario para proveer a todas las áreas del mundo, sin discriminación, servicios internacionales públicos de telecomunicaciones de alta calidad y fiabilidad. En el mismo artículo se señala que el segmento espacial puede también ser usado para servicios nacionales de telecomunicaciones, considerándolos sobre las mismas bases que los internacionales, cuando las áreas de los países en que se requiera estén separadas, por ejemplo, por grandes barreras naturales u otros obstáculos. También se puede proporcionar el segmento espacial para otros servicios, en la medida en que ello no menoscabe la capacidad de INTELSAT para cumplir su objetivo primordial.

El artículo XIV del Acuerdo señala la posibilidad de que una Parte, Signatario o persona bajo la jurisdicción de una Parte pueda establecer, adquirir o utilizar instalaciones de segmento espacial separadas (distintas) del segmento espacial de INTELSAT para satisfacer sus necesidades de servicios públicos o de servicios especializados de telecomunicaciones nacionales o internacionales (de conformidad con su definición particular en el Acuerdo). En cualquier caso, la Parte o el Signatario correspondiente debe realizar una consulta con Intelsat para asegurar la compatibilidad técnica de tales instalaciones y su operación con el uso por Intelsat del espectro de frecuencias radioeléctricas y del espacio orbital para su segmento espacial existente o proyectado. En el caso de que a través de lo que el Acuerdo denomina segmento espacial separado se pretendan prestar servicios públicos internacionales la consulta tiene adicionalmente el objeto de evitar perjuicios económicos considerables para el sistema global de INTELSAT. Cabe aquí mencionar que este artículo excluye de las consultas el segmento espacial que cada país decida utilizar para propósitos de seguridad nacional.

El artículo XIV ha sido el origen de innumerables reuniones especiales, y de discusiones entre los miembros en las reuniones regulares de los órganos, a lo largo de los años de existencia de INTELSAT. La posición de EUA y de algunos otros países sobre este asunto se invirtió totalmente con respecto a la negociación de los Acuerdos. Los países europeos negociaron para los acuerdos definitivos un texto que permitiera la creación de sistemas separados de cobertura regional, como la actual organización europea EUTELSAT, mientras Estados Unidos de América deseaba que solo existiera el de INTELSAT, sobre el cual esperaba tener un considerable control.

El texto del artículo XIV fue el resultado de un compromiso entre las dos posiciones, que en todos los casos, excepto en el de los sistemas para servicios nacionales, requiere, como parte de la consulta, la recomendación de la Asamblea de las Partes, tomando en consideración el asesoramiento de la Junta de Gobernadores. La interpretación que daban inicialmente los europeos al texto era que la Asamblea

de las Partes daría probablemente una recomendación positiva para que se crearan sistemas internacionales separados, como la organización europea EUTELSAT. En cambio, la interpretación de los Estados Unidos de América era que el país o los países que quisieran establecer un sistema separado deberían justificar su propuesta en una forma completa, lo cual eventualmente haría que no se aprobara la operación de sistemas en competencia con INTELSAT <sup>[1]</sup>. Al invertirse las posiciones de algunos miembros de la organización sobre este asunto, se empezaron a desarrollar presiones para liberalizar las limitaciones aparentes del artículo XIV, que cuando menos implicaban un procedimiento engorroso.

Bajo tales presiones, durante varios años el procedimiento señalado por el artículo XIV se simplificó progresivamente mediante una virtual delegación de facultades de la Asamblea de las Partes a la Junta de Gobernadores, y mediante el establecimiento de límites de capacidad cada vez mayores para circuitos telefónicos conectados a redes públicas y para televisión, ambos internacionales, de los sistemas separados, dentro de los cuales se otorga una resolución favorable automática a los mismos respecto de la posibilidad de causar perjuicios económicos considerables a INTELSAT. De hecho, a partir de la Asamblea de las Partes realizada en 1994 el artículo XIV perdió todo significado, debido a la gran amplitud acordada para dichos límites.

En otro aspecto de interés de los instrumentos que rigen a la organización, de conformidad con el artículo 8 del Acuerdo Operativo INTELSAT paga a los Signatarios una compensación porcentual por el uso de capital que siempre ha sido atractiva. Dicha compensación es más importante para los signatarios que revenden la capacidad a usuarios finales, ya que para los que emplean en sus propios sistemas de comunicación la capacidad del segmento espacial equivale a una reducción de los cargos de utilización, por la naturaleza cooperativa del sistema.

## ESTRUCTURA ORGÁNICA

La estructura orgánica de INTELSAT está constituida por la Asamblea de las Partes, la Reunión de Signatarios, la Junta de Gobernadores y un órgano ejecutivo responsable ante la Junta de Gobernadores.

**La Asamblea de las Partes** reúne regularmente cada dos años a todos los gobiernos que son partes del Acuerdo y considera aquellos asuntos de Intelsat que sean de interés primordial para las Partes como Estados soberanos. Entre sus facultades explícitas están considerar la política general y los objetivos a largo plazo, así como expresar puntos de vista o hacer recomendaciones a los demás órganos de INTELSAT, y tomar decisiones sobre propuestas para enmendar el Acuerdo. Implícitamente tiene la facultad de interpretar las disposiciones del Acuerdo.

**La Reunión de Signatarios** está compuesta por todos los Signatarios del Acuerdo Operativo y delibera una vez al año. Entre sus funciones y poderes se

encuentran considerar y expresar a la Junta de Gobernadores sus puntos de vista sobre el informe anual, los estados financieros anuales y el informe sobre futuros programas que le son presentados por ésta, decidir sobre el tope de capital de la organización, y aprobar la propuesta de participación de capital mínima que permite a los Signatarios formar parte de la Junta de Gobernadores durante el siguiente año (cuyo valor se obtiene de un cálculo con resultado único). Este órgano en la práctica tiene facultades que más bien pueden calificarse de simbólicas.

**La Junta de Gobernadores** es equivalente al consejo de administración de una empresa, y está constituida por representantes de cada Signatario o grupo de Signatarios, cuya participación de capital en forma individual o en conjunto sea igual o mayor que la mínima que da derecho a dicha representación, aprobada por la Reunión de Signatarios. Adicionalmente, pueden integrarse a la junta de gobernadores un representante por cada grupo de no menos de cinco signatarios, por cada una de las regiones definidas por la UIT que no estén representados por participación de capital. La participación mínima para que un Signatario pueda estar representado individualmente se ajusta a un valor que permita que no menos de 20 ni más de 22 gobernadores de estas características formen parte de la Junta. Este órgano es responsable de las decisiones relativas al diseño, desarrollo, construcción, operación y mantenimiento del segmento espacial, así como de aplicar las decisiones de la Asamblea de las Partes y de la Reunión de Signatarios, y en la actualidad sesiona regularmente cuatro veces al año. La junta cuenta con el apoyo de Comités asesores, del Director General y del órgano ejecutivo.

El Director General es el funcionario ejecutivo principal y el representante legal de INTELSAT, y responde directamente ante la Junta de Gobernadores del desempeño de todas las funciones de gerencia. Los acuerdos tienen previsto que contará con entidades competentes para la realización de las funciones técnicas y operativas, en la máxima extensión posible dentro de la debida consideración a los costos, y compatible con los criterios de idoneidad, eficacia y eficiencia. Con base en estas disposiciones y debido a la evolución del sistema, el órgano ejecutivo a pasado por diversas transformaciones a través de los años.

## SERVICIOS

Normalmente INTELSAT proporciona la capacidad de los satélites solicitada por los Signatarios a tiempo completo, tiempo parcial o uso ocasional, y éstos a su vez usan esa capacidad, generalmente a través de sus propias estaciones terrenas, para proporcionar servicios de circuitos arrendados de telefonía, datos, audio y televisión a sus clientes.

Esta forma de operación ha cambiado en los últimos años en algunos países miembros, en los que empresas que prestan servicios públicos de telecomunicación, sin ser Signatarios, o siendo Signatarios adicionales de un determinado país, tienen

acceso al segmento espacial de Intelsat a través de otras estaciones terrenas, que pueden estar ubicadas en distintas zonas de su territorio que las del Signatario original. Esto ha sido posible gracias al considerable aumento de potencia de las emisiones de los satélites, que originalmente contaban con amplificadores de poca potencia y solamente con antenas de gran cobertura y menor eficiencia, por lo que se requerían estaciones terrenas con antenas de hasta 32 metros de diámetro, cuyo alto costo originaba que solo se instalaran en una o dos poblaciones de cada país miembro.

INTELSAT comúnmente arrienda a los Signatarios capacidad de sus satélites en medios circuitos que es la requerida para proporcionar un extremo de un circuito telefónico bidireccional que al complementarse con otro medio circuito en el otro extremo permite una conversación entre ellos. En el caso de telefonía internacional, un distinto Signatario en cada extremo es responsable de proporcionar los medios circuitos de un enlace telefónico multicanal entre dos países. Para otros servicios se utilizan múltiplos de la capacidad básica equivalente para telefonía.

Los servicios prestados son esencialmente de enlaces, para portadoras de cualquier capacidad compatible con la anchura de los transpondedores de los satélites, como parte o la totalidad de cualquier servicio integral de telecomunicación, aunque también proporciona control por demanda y conmutación para algunos de ellos y puede completarlos con otros elementos. La capacidad de enlace de INTELSAT es utilizada, por ejemplo, para servicios de telefonía pública, distribución de señales de televisión (como durante eventos deportivos importantes) y redes de datos, ya sea con señales analógicas o digitales.

Durante los primeros años de operación casi la totalidad de los ingresos del sistema provenían de los servicios para telefonía pública internacional. Con el aumento de cables submarinos metálicos de buena calidad durante una época, y posteriormente el desarrollo de los de fibras ópticas, a pesar del incremento constante de la demanda y del número de satélites del sistema, la proporción de los ingresos que corresponden a enlaces para telefonía ha descendido constantemente, y es previsible que continuará reduciéndose.

Las tarifas de INTELSAT corresponden solo al segmento espacial que deben pagar los Signatarios por su utilización, y éstos, bajo el régimen legal de sus respectivos países, en caso de ponerla a disposición de otros usuarios finales pueden incrementarlas a sus clientes por concepto de gastos de venta, administración y otros servicios así como agregar los cargos que correspondan por la estación terrena cuando ellos la proporcionan.

Las tarifas por los servicios se han reducido a través de los años en forma dramática, debido a diversos factores, pero principalmente porque los primeros satélites tenían muy poca capacidad de circuitos, originando un alto costo de inversión por circuito, en el cual se reflejaba también el alto costo de investigación y desarrollo de una nueva tecnología para la operación de equipos en un medio con

gran número de incertidumbres, como es el espacio que rodea a la Tierra. Casi por las mismas razones, resultaban proporcionalmente altos los costos de lanzamiento así como la inversión y los gastos de operación de la infraestructura en tierra. INTELSAT utiliza un histograma que muestra la reducción espectacular que han tenido sus tarifas básicas a través de los años en comparación con los precios al consumidor en los EUA, el cual es muy ilustrativo y se muestra en la figura 9.1. Como puede deducirse de la gráfica, el cargo anual por unidad equivalente se redujo desde 1965 cerca de 100 veces a precios constantes, o dicho de otra forma, actualmente su precio a los usuarios es aproximadamente 1% del original.

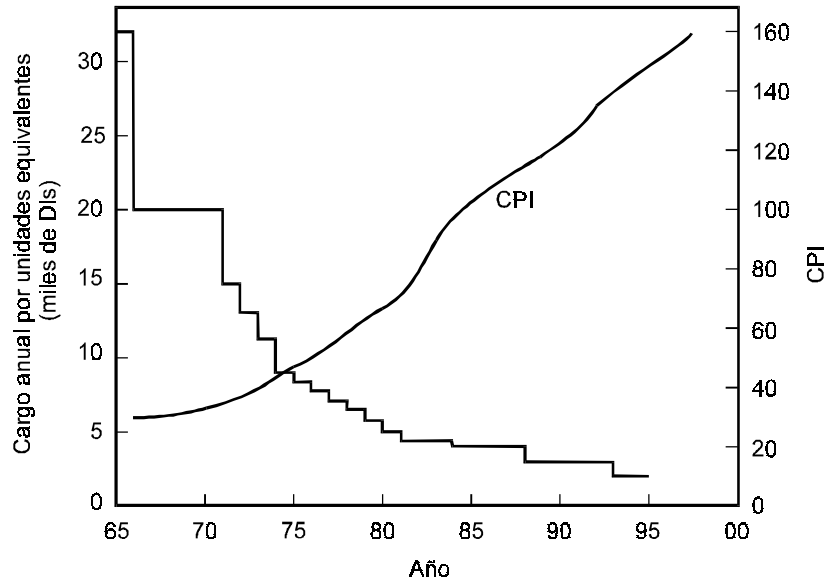


Figura 9.1. Comparación entre los cargos por unidad equivalente y el índice de precios al consumidor (CPI, basado en 1984 = 100) en EUA (cortesía de INTELSAT)

Aunque esta situación está cambiando rápidamente, en muchos países los servicios públicos de telecomunicación son monopolio del Estado o están en manos de pocas empresas. Con frecuencia, las empresas privadas o las entidades del gobierno que en cada país proporcionan un determinado tipo de servicio de telecomunicación están muy limitadas en su número, contando con muy poca o nula competencia. En estas condiciones, la protección que se les otorga puede facilitar tendencias monopolistas, que originan que las reducciones en las tarifas del sistema Intelsat a los Signatarios no siempre se reflejen en toda su magnitud para sus clientes, o tengan el agregado de altas tarifas para el segmento terreno, cuando éste es proporcionado por el Signatario. Este mismo problema se presenta incluso con los servicios proporcionados a través de otros satélites de sistemas separados del de INTELSAT, ya que en muchos casos están a cargo de la misma empresa privada o

la entidad gubernamental que controla todos los servicios por satélite. Dicho problema solo puede ser corregido dentro de cada país por sus autoridades competentes.

## SATÉLITES

El cuadro siguiente muestra algunas de las características de los satélites de INTELSAT de las series más recientes.

Todos los satélites del cuadro, excepto los Intelsat VI son estabilizados en tres ejes. Además de las series especificadas, INTELSAT opera el satélite Intelsat K, algunos de los de la serie V-A en órbita inclinada y el Insat-2E. También tiene ordenados satélites de las series Intelsat IX e Intelsat K-TV.

**Cuadro 9.1. Series de satélites Intelsat en operación**

Serie	VI	VII	VII-A	VIII	VIII-A
Número total	5	6	3	4	2
Fabricante	Hughes Space and Comm.	Space System/Loral	Space System/Loral	Lockheed Martin	Lockheed Martin
Masa seca (kg)	1800	1437	1500	1587	1585
Potencia (watts)	2100	4000	5300	5100	5540
Vida útil (años)	10-15	13-18	12-17	14-17	14-17
Primer lanzamiento	1989	10/93	05/95	02/97	/1998
Anchura de banda total (MHz)	3200	2390	2838	2550	1700
Transpondedores Activos					
Banda C	38	26	26	38	28
Banda Ku	10	10	14	6	3
	eq.64×36MHz	eq.42×36Mhz	eq. 42×36mhz	eq.64×36MHz	eq.36×36MHz
	eq.24×36MHz	eq.20×36MHz	eq.32×36MHz	eq.12×36MHz	eq.6×36MHz

eq. = equivalentes a

## ESTACIONES TERRENAS

Las estaciones terrenas del sistema están normalizadas internamente conforme a características uniformes, con una clasificación alfabética. Debido a la gran dispersión de energía de los haces globales y a la poca potencia de los primeros satélites del sistema las estaciones terrenas se construyeron con antenas de hasta 32m

de diámetro a un costo muy alto. Actualmente, la Estación terrena normalizada tipo A puede tener un diámetro de 15 a 18 m y una relación G/T mínima de 35 dB/K. Las otras estaciones terrenas se clasifican con la designación de B, C, D1, D2, E1, E2, E3, F1, F2, F3, G y Z. La estación normalizada más pequeña es la E1 con diámetro de 3.5 a 4.5m y G/T mínima de 25 dB/K. El tipo de estación depende de la banda, el servicio y el tráfico que puede manejar. Para servicios arrendados las estaciones G y Z no tienen especificación de diámetro ni de relación G/T.

### 9.3.2 INTERSPUTNIK

En noviembre de 1971 se creó la organización internacional cooperativa INTERSPUTNIK constituida por un acuerdo intergubernamental, formada originalmente por la extinta URSS y nueve miembros más de influencia soviética, con sede hasta la fecha en Moscú, Rusia. En 1976 y en 1982 el instrumento normativo indicado se complementó con un protocolo y un acuerdo sobre privilegios e inmunidades. En 1998 INTERSPUTNIK tenía 23 miembros.

La estructura jerárquica de INTERSPUTNIK está constituida por el Consejo, el Comité de Plenipotenciarios, un Comité Auditor y un Directorio.

El Consejo es el cuerpo principal de gobierno, compuesto por un representante de cada miembro (gobierno), independientemente de la participación de capital de cada uno. Este órgano decide sobre asuntos tales como las metas a largo plazo y las políticas generales y sesiona cuando menos una vez al año.

El Comité de Plenipotenciarios es el cuerpo que decide sobre actividades específicas de la organización. El Comité Auditor ejerce el control de los aspectos financieros. Finalmente, el Directorio, encabezado por un Director General, es el cuerpo ejecutivo y administrativo.

Actualmente se tienen previstos cambios importantes en la organización, como la integración de un Comité de Operaciones de 15 miembros, cada uno con capacidad ponderada de voto, el cual substituirá al Comité de Plenipotenciarios y ejercerá otras funciones atribuidas actualmente al Consejo.

En diciembre de 1978 se lanzó el primer satélite de la organización, Gorizont 1, en una órbita elíptica. Gorizont 2 se lanzó en julio de 1979 en una órbita geoestacionaria. Actualmente INTERSPUTNIK arrienda capacidad de los satélites de la Federación Rusa de los denominados Gorizont y Express para servicios múltiples y Gals para servicios de televisión directa. A fines de 1997 la organización utilizaba 31 transpondedores de 7 distintos satélites geoestacionarios.

En 1997 se formó la asociación Lockheed Martin-INTERSPUTNIK (LMI). De acuerdo con los términos de dicha asociación, la empresa Lockheed Martin de EUA procura recursos financieros y proporciona apoyo logístico, en tanto que INTERSPUTNIK está a cargo de la operación y la comercialización de capacidad del sistema.

Los servicios proporcionados por INTERSPUTNIK incluyen conducción de señales de televisión, tráfico de voz, datos y videoconferencia. La capacidad del sistema es utilizada por más de 100 organizaciones gubernamentales y privadas.

### 9.3.3 INMARSAT

Desde abril de 1999 INMARSAT es un grupo de dos empresas privadas y una organización intergubernamental, sucesoras de la Organización Internacional de Telecomunicaciones Móviles por Satélite, anteriormente Organización Internacional de Comunicación Marítima por Satélite, con sede en la ciudad de Londres, que fue creada originalmente por medio de un tratado internacional entre gobiernos, con una estructura de tipo cooperativo y cobertura global, la cual contaba al privatizarse con 86 países miembros y 9 satélites en operación.

### ANTECEDENTES

La comunicación marítima ha sido siempre importante para la seguridad de la vida humana en el mar y para otras necesidades de la navegación y la correspondencia pública, por lo que la Organización Consultiva Marítima Intergubernamental empezó a estudiar el posible uso de satélites en 1966, como consecuencia de los resultados de la creación y operación de la organización INTELSAT. En 1973 decidió convocar a una conferencia sobre la constitución de una Organización Marítima Internacional de Comunicación por Satélite que se reunió por primera vez en 1975 y en su tercera reunión en septiembre de 1976 se adoptaron los acuerdos de la creación de INMARSAT, que entraron en vigor en julio de 1979. En las reuniones de discusión de dichos instrumentos participaron países con una diversidad más amplia de ideologías políticas y ubicación geográfica que en el caso de INTELSAT.

Al mismo tiempo, Comsat General de EUA estaba estructurando un sistema internacional de comunicación marítima por satélite (MARISAT) a través de un consorcio en que también participaron International Telephone and Telegraph (ITT), RCA y Western Union International. Comsat ordenó a Hughes Aircraft tres satélites Marisat que fueron lanzados en 1976, estableciendo el primer sistema mundial de comunicación marítima por satélite. Los satélites Marisat fueron posteriormente arrendados por Comsat a Inmarsat que empezó a operarlos en febrero de 1982.

Además de los satélites Marisat, antes de contar con sus propios satélites, INMARSAT utilizó capacidad rentada de algunos de los satélites de la serie Intelsat V (los cuales fueron dotados de una misión en banda L), así como los satélites marítimos Marecs de la Agencia Europea del Espacio.

En 1985 y en 1989 se modificaron los instrumentos constitutivos de INMARSAT para ampliar sus servicios a la comunicación aeronáutica y móvil



terrestre, respectivamente (artículo 3 del Convenio). En 1991 desarrolló el proyecto de un nuevo sistema para servicios móviles, con satélites en órbitas de altitud intermedia, que posteriormente dio origen a la empresa privada ICO Global Communications, con capital minoritario de Inmarsat.

En 1994 cambió de nombre e inició la aplicación de una reestructuración previa a la privatización, incluyendo la ampliación ya prevista de sus servicios a los aeronáuticos y móviles terrestres. En abril de 1999 se privatizó INMARSAT.

## ORGANIZACION

La nueva organización consiste en una empresa controladora limitada (Inmarsat Holdings Ltd.) y una empresa operadora (Inmarsat Ltd.). Además, Se creó una pequeña organización intergubernamental, llamada Organización Internacional Móvil por Satélite (OIMS, o IMSO en inglés), que representa a los anteriores gobiernos miembros de INMARSAT, los cuales actuaban a través de la llamada Asamblea de las Partes, cuya función es vigilar que se cumpla con la obligación de seguir proporcionando los servicios públicos relacionados con la protección de la vida humana en el mar.

Las dos empresas limitadas están gobernadas por el mismo consejo de administración, elegido por los accionistas. Inicialmente, los anteriores signatarios de INMARSAT (a semejanza de los signatarios de INTELSAT) son los propietarios de las acciones de las nuevas empresas, que se les entregan a cambio de las participaciones de capital de la organización anterior de tipo cooperativo. Durante el primer año de la nueva estructura el intercambio de acciones solo se permite entre los signatarios originales. No obstante, INMARSAT puede inicialmente obtener algunos recursos de inversionistas externos, incluyendo de los llamados socios estratégicos

## SERVICIOS

Los servicios de Inmarsat se proporcionan a estaciones terrenas móviles en las cuatro regiones oceánicas de la cobertura de sus satélites: Atlántico Este y Oeste, Pacífico e Índico, generalmente entre las latitudes de 76° Norte y 76° Sur. Los servicios tienen una clasificación alfabética con la que se identifica también al tipo de terminal empleada.

### ***Inmarsat-A***

Este fue el primer servicio introducido, el cual proporciona comunicación en dos direcciones para telefonía, fax, correo electrónico y otras formas de comunicación de datos hasta 64 kbits/s. Las terminales en servicio, que operan en banda L, son más

de 20,000, en su mayoría en embarcaciones mayores que navegan en los océanos, contando con una cubierta que protege la antena y el equipo contra el agresivo ambiente marino. Las antenas cuentan con un reflector parabólico de 0.8 a 1.5 m de diámetro y disponen de un sistema automático de seguimiento para compensar su movimiento. Para los servicios de voz se emplea acceso múltiple por demanda con canales duplex. También se emplean terminales terrestres transportables de apuntamiento fijo para su uso en sitio remotos y aislados. Los satélites realizan la conversión de banda L a banda C para establecer el enlace a las redes terrenales a través de estaciones terrenas de acceso en diversas partes del mundo, según la región oceánica de cobertura de los primeros.

### ***Inmarsat-B***

El servicio para terminales Inmarsat-B es totalmente digitalizado, con lo que se hace un uso más eficiente de la potencia y anchura de banda de los satélites, siendo sus tarifas más bajas para el mismo servicio que el de una terminal Inmarsat-A. Este servicio eventualmente podrá substituir en algunos años a futuro al sistema Inmarsat-A, cuando cuente con la opción de más alta velocidad de que ahora carece. La substitución mencionada en las embarcaciones con terminales A puede ser atractiva actualmente en las que tienen mayor tráfico.

### ***Inmarsat-C***

Las terminales Inmarsat-C permiten la transmisión de datos a velocidad de 600 bits/s en dos sentidos mediante un sistema de almacenamiento y retransmisión (store and forward) para aumentar la capacidad de tráfico, con lo que se introduce un retardo variable en cada mensaje. Las terminales son muy compactas y cuentan con antenas omnidireccionales simples y ligeras de fácil instalación. Algunas cuentan con dispositivos para preparación y presentación del mensaje y otras permiten la conexión de una computadora del usuario. Estas terminales pueden ser programadas para recibir mensajes dirigidos simultáneamente a múltiples destinos.

Los mensajes de este servicio pueden tener una longitud total de hasta 32 kbytes en ambas direcciones. El mensaje de una terminal móvil se transmite en forma de paquetes a una estación de acceso donde se almacenan y se reconstruye el mensaje completo, retransmitiéndolo a su destino por las redes terrenales.

Además del tráfico de mensajes este servicio permite la recolección de datos hacia un sitio central, interrogando a intervalos fijos o variables a terminales remotas, como las de plataformas marinas petroleras, y el de reporte de posición, asociando la terminal con dispositivos de navegación y posición como el GPS. Las terminales pueden enviar automáticamente un mensaje de emergencia con prioridad, incluyendo su posición, a un centro de coordinación de rescate. Por sus

características este servicio es adecuado especialmente para embarcaciones pequeñas y medianas.

### ***Inmarsat-M***

Inmarsat-M es un sistema que proporciona servicios de telefonía de buena calidad y de facsímil de baja velocidad (2.4 kbits/s), y puede incorporar transmisión de datos. Este servicio digitalizado es conveniente para embarcaciones costeras pequeñas. Existen versiones portátiles ligeras similares a un portafolios, con antena de arreglo planar, utilizadas en sitios remotos sin servicios telefónicos celulares.

### ***Inmarsat Mini-M***

Es un servicio para telefonía pública, fax y datos mediante terminales portátiles para uso personal con peso no mayor de 2.4 kg, de cobertura global, que se espera desarrollar también para vehículos, embarcaciones costeras y telefonía rural. Este servicio es posible por las características de los satélites Inmarsat 3.

### ***Inmarsat-D+***

Es un servicio de mensajería que mediante terminales muy pequeñas, cada una de las cuales permite, a través de la red mundial de INMARSAT, recibir directamente de satélites y almacenar 40 o más mensajes escritos. Los mensajes pueden ser de alerta por tono para solicitar una llamada telefónica, numéricos, alfanuméricos hasta de 128 caracteres y de transmisión de datos comprimidos o en caracteres chinos o cirílicos. Cada mensaje tiene indicación de hora, fecha, numeración y prioridad. El servicio Inmarsat D es también adecuado para difusión de información de tipo financiero, clima, tipos de cambio, comercial y de noticias, simultánea a múltiples receptores, así como para activación de dispositivos a distancia. La terminal D+ puede transmitir trenes de pulsos de acuse de recibo automático o de información independiente, de dos posibles longitudes: 27 bits u 8 bytes, adicionales a su identificación.

### ***Inmarsat-E***

El sistema Inmarsat-E proporciona servicio a radiobalizas de emergencia para indicar posición (EPIRB). Las radiobalizas del servicio E de los usuarios contienen receptores del sistema GPS (Global Positioning System) y transmiten automáticamente su posición a los satélites Inmarsat ya sea por activación intencional o cuando se encuentran en flotación. Las señales de posición son retransmitidas automáticamente por una de las estaciones terrenas de INMARSAT para este propósito a un Centro de Coordinación de Socorro del Sistema Mundial de

Socorro y Seguridad Marítimos (SMSSM) de la Organización Marítima Internacional, el cual lo recibe con un retardo generalmente menor de dos minutos y máximo de cinco.

Muchos de los usuarios de INMARSAT operan sus terminales conjuntamente con ayudas a la navegación. Los satélites Inmarsat 3 cuentan con una carga útil para navegación que permite a las embarcaciones y transportes aéreos utilizar señales que mejoran la precisión, disponibilidad e integridad de los sistemas de determinación de posición GPS y Glonass.

## SATÉLITES

INMARSAT ha tenido tres generaciones de satélites y el cuadro siguiente contiene algunas de las características de las dos últimas.

**Cuadro 9.2. Series de satélites Inmarsat en operación**

Denominación	INMARSAT 2	INMARSAT 3
Número total	4	5
Fabricante	British Aerospace	Lockheed Martin/Matra Marconi Space
Masa al lanzamiento (kg)	1270	2000
Potencia (watts)	1200 (inicial)	2800 FDV
Primer lanzamiento	10/1990	04/96
Último lanzamiento	04/1992	02/1998
Vida útil(años)	10	N/A
Transpondedores activos	2 (banda C y banda L)	2 (banda C y banda L)

### 9.3.4 ARABSAT

En 1976 la Liga de Estados Árabes constituyó la Organización Árabe de Comunicación por Satélite (ARABSAT) con la estructura de una cooperativa internacional similar a la de INTELSAT, a fin de establecer y operar un sistema pan

árabe de comunicación por satélite. Arabsat cuenta con 23 países y organizaciones miembros.

Fue hasta 1985 que se lanzaron los satélites 1A y 1B de la organización, contruidos por Aerospatiale de Francia como contratista principal, con la participación importante de Ford Aerospace (actualmente Space Systems/Loral) y McDonnell Douglas Corporation. Los Arabsat 1 se lanzaron por medio de un vehículo Ariane y por el Transbordador Espacial (STS) de NASA. Ambos satélites, diseñados para una vida útil de 7 años, eran del tipo estabilizado en tres ejes con 1.3 kilowatts de potencia FDV y contaban con 25 transpondedores en banda C y dos en banda S.

En 1992 se lanzó el satélite Arabsat 1-C, del mismo diseño que los anteriores, el cual había estado como reserva en tierra durante varios años, y para octubre del mismo año ya se habían retirado de servicio los dos primeros satélites, por lo que fue necesario arrendar 12 transpondedores en banda C del satélite canadiense Anik D2, renombrándolo como Arabsat 1D y reubicándolo. Otro Anik D fue renombrado Arabsat 1DR.

Algunas de las características de la segunda serie de satélites Arabsat se muestran en el cuadro siguiente.

**Cuadro 9.3. Satélites Arabsat 2**

Denominación	Arabsat 2
Número total	2
Fabricante	Aerospatiale
Masa seca (kg)	1106
Potencia (watts) FDV	5074
Vida útil (años)	12-16
Fiabilidad a 12 años	0.72
Primer lanzamiento	07/96
Anchura de banda total (MHz)	3200
Transpondedores activos	22 C/12 Ku eq.25 C/11Ku ×36MHz

La cobertura en banda Ku abarca todos los países árabes. La cobertura en banda C es mucho más amplia, incluyendo gran parte del continente africano, excepto los países que se encuentran en el cono Sur del mismo. Su peso al lanzamiento es mayor de 2500 kg y su vida útil de diseño es de 12 años con reserva de propulsantes para 16 años.

Otro satélite de este sistema, el Arabsat 3A, fue lanzado en febrero de 1999 por medio de un vehículo Ariane 4. Este satélite, construido por Alcatel Space como contratista principal en el mismo tipo de plataforma que los Arabsat 2, está dedicado a televisión directa, contando con 20 transpondedores de alta potencia en banda Ku (en la parte para SRS).

### 9.3.5 EUTELSAT

#### ANTECEDENTES Y ESTRUCTURA ORGÁNICA

En 1977 la Conferencia Europea de Administraciones de Correos y Telecomunicaciones fundó la Organización Europea de Telecomunicación por Satélite EUTELSAT, con una estructura cooperativa similar a INTELSAT, pero destinada a prestar servicios nacionales e internacionales dentro de la región europea y sus proximidades. En 1978 se estableció en París un Secretariado General encargado de preparar la fase operativa de la organización, pero fue hasta 1985 que se cerró su etapa interina, al concluirse el proceso de ratificación de sus acuerdos, denominados el Convenio y el Acuerdo Operativo.

El Convenio, firmado por cada gobierno europeo en su calidad de Parte de la misma, establece, entre otros asuntos, la estructura de la organización, mientras que el Acuerdo Operativo, firmado por los gobiernos o por entidades públicas o privadas designadas por los gobiernos en calidad de Signatarios, establece las reglas de su funcionamiento.

EUTELSAT, que en 1998 contaba con 48 países miembros, constituye la tercera organización internacional de comunicación por satélite más grande y ha promovido el desarrollo de la industria espacial de sus miembros utilizando principalmente satélites y vehículos de lanzamiento de fabricación europea o con subsistemas predominantemente de dicho origen.

El objetivo de EUTELSAT es operar un sistema de comunicación por satélite como parte complementaria de la red europea de telecomunicaciones, con bases económicas y financieras sanas, tomando en cuenta principios comerciales generalmente aceptados.

EUTELSAT tiene tres órganos principales: la Asamblea de las Partes, el Consejo de Signatarios y el Órgano Ejecutivo.

La Asamblea de las Partes se constituye con los representantes de los estados miembros, y sesiona en principio una vez al año. Entre sus facultades se incluye el expresar sus puntos de vista y hacer recomendaciones al Consejo de Signatarios con relación a las políticas y a los objetivos a largo plazo de la organización. Tiene la representación de la organización al nivel gubernamental en asuntos de reglamentación y gobierno.

El Consejo de Signatarios está formado por representantes de las administraciones usuarias del sistema de satélites y otros accionistas, sesionando cuando menos tres veces al año. Entre sus facultades y obligaciones tiene a su cargo el diseño, la adquisición, el establecimiento, la operación y la conservación del segmento espacial del sistema.

El Órgano Ejecutivo está encabezado por un Director General designado por el Consejo de Signatarios como principal ejecutivo y representante legal de EUTELSAT. Es el responsable ante el Consejo por el desempeño de todas las funciones del Órgano Ejecutivo.

El personal de la organización es originario de 20 o más de los países miembros.

EUTELSAT es propietario o arrendatario del segmento espacial que utiliza, financiado por las contribuciones de capital de sus signatarios y por las utilidades de operación. Cada signatario aporta las contribuciones de capital que se requieran en forma proporcional al uso que haga del segmento espacial, según el ajuste anual que se realiza a dicha proporción.

Los usuarios del segmento espacial pagan los cargos de utilización basados en las tarifas establecidas con el fin de cubrir los gastos de administración, operación y conservación, las amortizaciones y el retorno de capital de los signatarios.

## SERVICIOS

Los servicios prestados por EUTELSAT incluyen todos los que tradicionalmente se cursan por este tipo de sistemas, como son los de telefonía troncal, servicios internacionales para negocios SMS (equivalente y compatible con el IBS de INTELSAT), distribución de señales de televisión y difusión directa de televisión (DBS).

Los servicios que han crecido más con relación a las predicciones originales de tráfico han sido los de televisión, para distribuir las señales de las cadenas que originan programas. La oferta de capacidad incluye también la requerida para servicios ocasionales o experimentos promocionales.

Para los servicios de telefonía los estados miembros cuentan con estaciones terrenas en los centros de tránsito internacional de cada país para, en caso necesario, cursar parte del tráfico digital telefónico intraeuropeo a través del sistema EUTELSAT.

## SATÉLITES

La primera serie de satélites de EUTELSAT consistió en 4 satélites geoestacionarios lanzados entre 1983 y 1988 denominados ECS 1 o Eutelsat-I, construidos por un grupo de empresas europeas, con British Aerospace como contratista principal. ECS

tenía una zona de cobertura que incluía Europa, el Este medio y el norte de África. La serie Eutelsat II fue construida por Aerospatiale como contratista principal. Eutelsat II, se basa en la plataforma Spacebus 2000 estabilizada en tres ejes desarrollada por Aerospatiale y MBB-ERNO. En 1995 se lanzó por medio de un vehículo Ariane 4 una versión modificada Eutelsat II-F6 llamada también Hot Bird 1, con mayor potencia, para prestar servicios de difusión directa en las frecuencias de servicio fijo de la banda Ku (DTH) para toda Europa y la cuenca del Mediterráneo.

El cuadro 9.4 muestra algunas de las características de los satélites de Eutelsat que se encuentran operando. Además de los incluidos en el cuadro, EUTELSAT tiene ordenado a Matra Marconi Space el satélite Hot Bird 5 con 22 transpondedores; a Aerospatiale la serie de 3 satélites W con 24 transpondedores con mayor cobertura del Oriente Medio y cerca del doble de potencia que los anteriores, así como con 2 haces orientables; y a NPO-PM y Alcatel Space el SESAT (Siberia Europe SATellite) con 18 transpondedores para enlazar Europa occidental con otras zonas hacia el Oriente hasta Siberia

**Cuadro 9.4. Parte de las series de satélites Eutelsat**

Denominación	Eutelsat II	Hot bird 1	Hot bird 2 a 4
Número total	4	1	3
Fabricante	Aerospatiale	Aeroespatiale	MMS
Masa en órbita (kg)	1100	1300	
Potencia (watts)	3000	3600	
Vida útil (años)	7		12
Primer lanzamiento	08/90	03/95	09/97
Transpondedores activos Banda Ku	16	16	20

### 9.3.6 COLUMBIA

En 1981 se constituyó en EUA la compañía Columbia Communications Corporation (CCC), como subsidiaria de Columbia Astronautics Corporation, con el fin de desarrollar nuevos servicios y mercados de comunicación por satélite. Su oficina matriz se encuentra en Washington, D.C.

A partir de 1992 CCC utilizó 12 transpondedores de banda C de cada uno de dos satélites TDRSS de la NASA (TDRS-4 y TDRS-5) para prestar servicios en América del norte, Europa y la zona del océano Pacífico, los cuales fueron construidos por TRW y lanzados en 1989 y 1991 por medio del transbordador



espacial STS. Los satélites TDRSS (Tracking and Data Relay Satellite System) estabilizados en tres ejes son también empleados por la NASA para la comunicación con el Transbordador Espacial y con otros satélites por medio de transpondedores en banda S y banda K. Los mencionados TDRS tienen un cuerpo hexagonal del que se proyectan dos grupos de paneles solares y cuenta con seis antenas, dos de ellas de gran diámetro, con masa inicial en órbita de 2120 kg.

Actualmente, Columbia controla 52 transpondedores comerciales equivalentes de 36 MHz en banda C en cuatro satélites geoestacionarios, tres en la región del océano Atlántico, y uno en la del Pacífico. El sistema Columbia consiste de la carga útil para servicios comerciales de los satélites Columbia-515, TDRS-6, IS-6095 y TDRS-5.

### 9.3.7 ORION

En octubre de 1982 se constituyó en EUA la empresa privada Orion Satellite Corporation con el fin de prestar servicios internacionales por satélite. En marzo de 1983 presentó ante la Comisión Federal de Comunicaciones de EUA una solicitud de autorización para operar un sistema internacional de comunicación por satélite en banda Ku. OSC tiene su sede en Rockville, MD, EUA.

Hacia principios de 1998, antes de ser adquirido por Loral Space & Communications, Ltd, Orion tenía la estructura de capital y financiera más compleja de las nuevas empresas privadas de servicio internacional con sede en EUA, quedando Orion Satellite Corporation (OSC u OrionSat) como una de tres subsidiarias de Orion Network Systems, Inc que era dueña de la totalidad de su capital. No obstante, el propietario del satélite Orion 1 era Orion Atlantic, de la cual Orion Sat tenía el 25% de acciones, perteneciendo el resto a diversas empresas de EUA, Europa y Japón.

Algunas de las características de los satélites geoestacionarios de Orion Sat se muestran en el cuadro 9.5.

**Cuadro 9.5. Satélites Orión**

SATÉLITE	COBERTURA	TRANSPOND.	FABRICANTE	LANZAMIENTO
ORION 1	ROA	34 Ku	Matra Marconi Space*	11/94/Atlas 2A
ORION 2	ROA	38 Ku	SS/Loral	/99
ORION 3	ROP	10 C/33Ku	Hughes Space and Communications international, Inc.	/99

\* British Aerospace como contratista principal cuando fue construido.

De los 34 transpondedores en banda Ku de Orion1 28 son de 54 MHz y 6 de 36 MHz, operando en un haz paneuropeo, 3 haces puntuales europeos, un haz norteamericano y 4 haces puntuales sobre EUA. Su subsistema de energía suministra hasta 4500 watts de potencia. Los nuevos satélites Orion 2 y 3 tienen 8000 y 10 000 watts de potencia primaria y tienen una vida útil prevista de 15 y 16 años, respectivamente.

En marzo de 1998 el sistema Orion fue adquirido por Loral Space & Communications, Ltd, con base en E.U.A. (Loral ha adquirido la propiedad total o parcial de diversos satélites geostacionarios en múltiples regiones del mundo, constituyendo lo que llama la Alianza Global de Loral).

### 9.3.8 PANAMSAT

En 1984 se constituyó en EUA la empresa privada PanAmsat Corporation con el fin de prestar servicios internacionales de comunicación por satélite, con capital de inversionistas de EUA y de México. En 1985 PanAmsat solicitó autorización a la Comisión Federal de Comunicaciones de EUA para establecer un sistema internacional de satélites de cobertura global.

En 1989 PanAmsat fue la primera en iniciar operaciones comerciales, entre el grupo de empresas privadas de EUA que se propusieron establecer sistemas internacionales para competir con Intelsat.

El cuadro 9.6 muestra algunas de las características de los satélites geostacionarios PAS de PanAmsat.

**Cuadro 9.6. Satélites PAS de Panamsat**

SATÉLITE	COBERTURA	TRANSPOND.	FABRICANTE	LANZAMIENTO
PAS-1	ROA	12 banda C, 6 banda Ku	Lockheed Martin* serie 3000	6/88/Ariane 44LP
PAS-2	ROP	16 C/16 Ku	Hughes (HS 601)	7/94/Ariane 44L
PAS-4	ROI	16 C/24 Ku	Hughes (HS601)	8/95/Ariane 42L
PAS-3R**	ROA	16 C/16 Ku	Hughes (HS601)	1/96/Ariane 44L
PAS 5	ROA	24 banda C, 24 banda Ku	Hughes (HS 601HP)***	8/97/Proton
PAS 6	ROA	36 Ku	SS/L (FS-1300)	8/97/Ariane 44P
PAS 7	ROI	24Ku/24C	SS/L (FS-1300)	/97/Ariane 5

- GE Astro fue la empresa fabricante que después formó parte de Lockheed Martin.\*\* En diciembre de 1994 se perdió el satélite PAS-3 en un lanzamiento fallido de un vehículo Ariane.\*\*\* Primer satélite de alta potencia de la plataforma HS 601. SS/L = Space

Systems/Loral, ROA = Región del Océano Atlántico, ROI = Región del Océano Índico, ROP = Región del Océano Pacífico.

Hughes Communications, Inc., empresa propietaria del sistema Galaxy de satélites geoestacionarios nacionales de EUA, y uno de cobertura continental, adquirió en 1997 una parte de las acciones de PanAmsat, incorporando a ésta todos los activos del sistema Galaxy, para operar los dos sistemas bajo una misma organización, los cuales contaban conjuntamente con 16 satélites en órbita. Hughes adquirió en 1998 otra parte de las acciones de PanAmsat quedando como propietaria del 81% del total.

Los servicios de PanAmsat a través de sus satélites de cobertura internacional PAS y Galaxy III-R incluyen transmisiones de programas de vídeo, que en su mayoría se están digitalizando, redes privadas y redes nacionales de voz y datos.

### 9.3.9 SOCIÉTÉ EUROPÉENNE DES SATELLITES (SES)

En 1985 se constituyó en el pequeño estado europeo Gran Ducado de Luxemburgo el operador privado de satélites Société Européenne des Satellites (SES). Son accionistas de SES varios bancos de Luxemburgo y diversas empresas europeas, entre ellas Deutsche Telekom. Esta organización es un ejemplo de las empresas privadas que han surgido a partir de 1981 para prestar servicios internacionales por satélite sin que se considere necesario que participen en ellas empresas nacionales de cada uno de los países incluidos en la cobertura de su sistema, con una participación de capital proporcional al servicio que utilizan, es decir, sin la organización cooperativa que se estableció para operar los primeros sistemas internacionales de comunicación por satélite. El cuadro 9.7 muestra algunas de las características de los satélites ASTRA.

**Cuadro 9.7. Satélites Astra**

Satélite	Transpond.	Lanzamiento	Fabricante
ASTRA 1A	Ku16(+6)	12/88/Ariane 4	LM*(GE 4000)
ASTRA 1B	Ku16(+6)	3/91/Ariane 4	LM*(GE 5000)
ASTRA 1C	Ku18(+6)	5/93/Ariane 4	Hughes (HS 601)
ASTRA 1D	Ku18(+6)	11/94/Ariane 4	Hughes (HS 601)
ASTRA 1E	Ku18(+6)	10/95/Ariane 4	Hughes (HS 601)
ASTRA 1F	Ku22(+6)	4/96/Protón SLV	Hughes (HS 601)
ASTRA 1G	32(+6)	/97/	Hughes (HS 601HP)
ASTRA 1H	32(+6)**	/98/	Hughes (HS 601HP)
ASTRA 2A	32(+6)	/97	Hughes (HS 601HP)
ASTRA 2B	32(+6)	/98	MMS*** (Eurostar 2000)

\* LM = Lockheed Martin (GE Astro Space cuando fueron construidos).

\*\*2 transpondedores en banda Ka. \*\*\* Matra Marconi Space.

Excepto el 1A, todos los satélites tenían una masa al despegue superior a 2600 kg y una vida útil prevista entre 13 y 15 años. Los primeros 6 satélites señalados en el cuadro están colocados nominalmente en la misma posición orbital geostacionaria (19.2° E). Los nuevos satélites operan en la posición 28.2°E.

Los servicios de SES hasta la fecha son de televisión directa a los usuarios finales (conocida generalmente en inglés como DBS en la parte de la banda Ku destinada por la UIT para SRS y como DTH en la parte de la misma banda para SFS y en la banda C) con cobertura de Europa por medio de su sistema de satélites geostacionarios ASTRA, todos los cuales operan en frecuencias superiores a 11.2 GHz, con transpondedores del SFS y del SRS. No obstante, SES tiene previsto proporcionar en el futuro otros servicios destinados principalmente para comunicación de negocios.

### 9.3.10 GLOBALSTAR

Los sistemas móviles de órbitas diferentes a la geostacionaria (abreviados como SMS no-OSG), destinados principalmente a telefonía pública y datos, se conocen también como *grandes LEOs* cuando sus constelaciones se encuentran en órbitas bajas como las de GLOBALSTAR e IRIDIUM, y *MEOs* cuando se encuentran en órbitas medias, como la de ICO GLOBAL COMMUNICATIONS. Ambos tipos operan generalmente en frecuencias de servicio que son parte de la banda L, y en la banda S.

GLOBALSTAR, L.P., con sede en San José, California, se constituyó en 1991 para establecer un sistema mundial de satélites para servicios móviles. Los inversionistas de GLOBALSTAR incluyen a más de 10 empresas importantes de telecomunicación y de la industria aeroespacial de diversas partes del mundo, como Alenia Spazio, DACOM, Daimler Benz Aerospace, France Telecom/Alcatel, Hyundai, Loral Space & Communications, Qualcomm y Vodafone.

El sistema de GLOBALSTAR consiste en 48 satélites activos y 8 de respaldo en órbita circular, a 1 414 km de altura, distribuidas en 8 planos con 52° de inclinación, y 6 satélites activos en cada uno, logrando una cobertura desde 70° de latitud Norte hasta 70° de latitud Sur. Los satélites de la primera generación de Globalstar están estabilizados en 3 ejes, tienen una masa de lanzamiento de 450 kg, requieren 1100 watts de potencia, y tienen una vida útil mínima de 7.5 años. El sistema de acceso empleado es AMDC y las bandas utilizadas son las L y S para los usuarios, y C para las estaciones terrenas de enlace de conexión con las redes terrenales. Globalstar utiliza diversidad para mejorar la calidad de las comunicaciones, pudiendo participar

hasta tres satélites simultáneamente para completar cada una. Cada satélite puede manejar 2800 canales telefónicos simultáneamente. El segmento espacial de Globalstar incluyendo los centros de control representa una inversión de poco más de 2000 millones de dólares EUA.

El contratista principal de los satélites es Space Systems/Loral. Aeroespatale fabrica las plataformas y parte del subsistema de control térmico, Alcatel Espace proporciona la carga útil y Daimler-Benz Aerospace construye los paneles solares y los subsistemas de propulsión y de control de actitud. Alenia Spazio tiene a su cargo la integración de cada satélite. Qualcomm proporciona la tecnología AMDC de acceso múltiple. Los lanzamientos están a cargo de Boeing de EUA, NPO Yuzhnoye de Ucrania y Starsem.

Los servicios prestados incluyen telefonía, mensajes cortos en texto, correo de voz, reporte de posición, datos y facsímil. Se diseñaron varios tipos de terminales móviles y fijas destacando las portátiles personales, que permiten alternativamente la comunicación directa con las redes de telefonía celular o por satélite.

Se utilizan más de 50 estaciones terrenas de acceso de tráfico en todo el mundo, ya que por la especificación de diseño de Globalstar se conectan directamente a las redes telefónicas más cercanas, aprovechando la infraestructura existente.

### 9.3.11 ICO GLOBAL COMMUNICATIONS

ICO Global Communications se constituyó en Londres en 1995 como una empresa privada, para proveer servicios personales móviles por satélite de cobertura mundial. Originalmente el sistema de ICO se dio a conocer en 1991 como *Proyecto 21*, y después como *Inmarsat P*, como una extensión del sistema Inmarsat dentro de ésta organización, pero orientado para abarcar servicios personales mediante terminales portátiles y transportables, empleando satélites de órbitas medias a diferencia de los geoestacionarios utilizados para los servicios marítimos. No obstante, INMARSAT se encontraba ya sujeta a presiones importantes de algunos países para reducir la intervención de gobiernos en su organización, y se estaba previendo su propia reestructuración y privatización, por lo que se decidió promover la creación de una nueva empresa con una participación minoritaria de Inmarsat, prevista en 10%.

La mayoría de los servicios de ICO, por medio de voz digitalizada, datos, fax y mensajería, requieren la interconexión con las redes de servicio telefónico público, por lo que es natural que cuente con aproximadamente 60 empresas inversionistas, incluyendo muchas de las que prestan servicios de telecomunicación nacionales e internacionales en otros tantos países, además de empresas fabricantes de la industria aeroespacial y de equipos de telecomunicación para redes terrenales. El consejo de administración de ICO consta de 13 miembros que se eligen anualmente entre los inversionistas.

La terminal de comunicación individual básica es portátil de mano, similar al diseño de los teléfonos celulares. Esta unidad es de operación dual, permitiendo la comunicación directa tanto a redes celulares como a los satélites del sistema. Otros tipos de terminales se utilizarán para redes privadas de datos, para servicio aeronáutico o marítimo, semifijas y de control supervisor y teledirigida (SCADA).

El sistema de ICO consiste de un segmento espacial y una red terrenal dedicada. El segmento espacial comprende 10 satélites activos y dos de reserva en órbita media a una altitud de 10 355 km, con vida útil de 12 años, construidos en la plataforma HS-601 de Hughes. Los satélites operan en dos planos ortogonales, cada uno inclinado 45° respecto del ecuador, proporcionando cobertura global. Se tiene previsto que en el lanzamiento de los satélites participen varias de las empresas que proporcionan estos servicios.

Cada satélite tiene capacidad para manejar 4500 conversaciones simultáneas, operando en banda C y en banda S, empleando procesamiento a bordo y acceso múltiple por división en el tiempo (AMDT). Los satélites encaminan el tráfico de las terminales móviles a las redes terrenales por medio de la red interna ICONET constituida por 12 estaciones terrenales o nodos de acceso satelital (SANs) como interfaz primaria, que están distribuidas en todo el mundo y son propiedad de terceros, las cuales están interconectadas mediante enlaces terrenales de alta capacidad, aparte de sus enlaces a las redes terrenales públicas. Por tanto, ICONET tiene la flexibilidad de encaminar las señales en su tramo terrenal por las redes públicas locales o por su red interna según sea necesario o más conveniente. La inversión total en el sistema ICO es del orden de 2800 millones de dólares EUA, aparte de la inversión en las estaciones de tráfico de enlace con las redes terrenales (SANs).

### 9.3.12 IRIDIUM

En 1991 Motorola creó su filial Iridium Inc. para hacerse cargo del proyecto de un sistema de satélites de órbita baja. En la actualidad Iridium LLC, con sede en Washington, D.C. es el propietario y operador del sistema Iridium. Los socios principales son Motorola, Lockheed Martin, Sprint, Raytheon y otras empresas importantes de Europa y Asia.

Entre los contratistas para la fabricación de los satélites se encuentra Raytheon Corporation que construyó las antenas de arreglo de fase que crean 48 células (haces) para la comunicación de cada satélite con las terminales. Por su parte, Lockheed Martin proporciona la plataforma, y los subsistemas de energía, de control de actitud y de propulsión.

El sistema Iridium consta de 66 satélites, distribuidos en 6 planos casi polares (86.4° de inclinación), con órbita circular a una altura de 780 km sobre la superficie de la Tierra, y con 11 satélites activos más uno de reserva en cada uno. El sistema

Iridium se diseñó para utilizar una mezcla de los sistemas de acceso AMDT y AMDF. Otra de sus características consiste en que se utilizan enlaces directos entre los satélites, lo que permite el encaminamiento de las señales en el espacio hasta la estación de tráfico de acceso más cercana a su destino, mediante su conmutación individual en cada satélite, pudiendo además desactivar algunas de sus células de radiación para reducir el consumo de potencia, en función de la demanda de tráfico de cada una. Los satélites son estabilizados en tres ejes, con masa inicial en órbita de 690 kg y tienen una vida útil mínima de 5 años. Las señales digitales en banda de base tienen una velocidad binaria de 2.4 kbps. Los enlaces con las terminales de los usuarios se realizan en la banda L en la gama de 1616 a 1626.5 MHz.

Las estaciones pasarela de tráfico de acceso a las redes públicas son propiedad de los mismos inversionistas del sistema Iridium y de otras empresas, construidas con recursos independientes a los de éste. La inversión en el segmento espacial de Iridium es de aproximadamente 5000 millones de dólares EUA, incluyendo los centros de control.

Las empresas participantes en los lanzamientos son McDonnell Douglas Corporation, Krunichev State Research Production Space Center y China Great Wall Industry Corporation.

Los servicios del sistema Iridium incluyen telefonía, datos, mensajes, fax y servicios de navegación a terminales en la superficie de la Tierra, en el mar y en el aire. Las terminales portátiles típicas pueden utilizar alternativamente las redes de telefonía celular o los satélites Iridium.

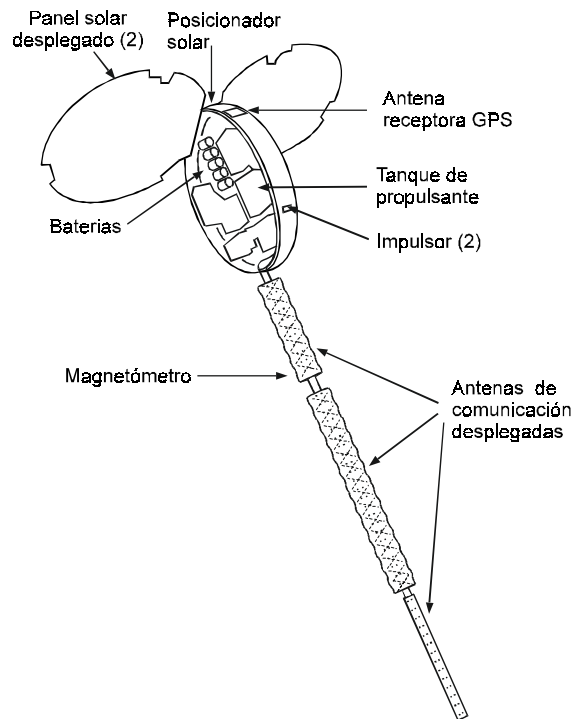
El sistema Iridium tiene deficiencias de recepción en espacios cerrados, y otros inconvenientes de costo y funcionalidad de las terminales, por lo que la demanda de sus servicios no correspondió a lo esperado, lo cual causó su quiebra financiera y su futuro desmantelamiento.

### 9.3.13 ORBCOMM

Los sistemas móviles de satélites en órbitas bajas, destinados a servicios digitales exclusivamente de datos o mensajes de voz de baja velocidad binaria, sin incluir telefonía pública, se conocen a menudo como *pequeños LEOs*, y tienen atribuidas frecuencias radioeléctricas en bandas menores de 1 GHz. ORBCOMM es uno de dichos sistemas, el cual se encuentra en operación comercial.

Debido a que la capacidad de las bandas disponibles para comunicación por satélite a las frecuencias mencionadas es bastante reducida, las constelaciones de estos sistemas se diseñan para proporcionar servicios en que el tráfico total por usuario es muy bajo, como el correo electrónico, datos cortos de telemetría y mensajes de texto, reporte de posición geográfica y otros similares. Además, como para algunos de los servicios previstos el usuario de destino puede tolerar demoras en recibir la información transmitida desde el origen, estos sistemas se pueden poner en operación comercial con solo una fracción del número final de satélites de su constelación, contando con un sistema de *almacenamiento y reexpedición*, que permita que un satélite reciba un paquete de información, y si el sitio de destino no está a su alcance lo almacene y lo retransmita en el momento que sí lo esté.

Empleando la técnica indicada, se puede reducir la necesidad de utilizar redes terrenales como complemento del sistema cuando éste no cuenta con enlaces entre satélites. Las terminales del sistema que se comunican directamente con los satélites pueden ser móviles o fijas, y operar en forma automática a partir de ciertos parámetros, o tener interfaces hombre-terminal. Asimismo, un usuario puede establecer una red entre sus propias estaciones o utilizar estaciones de acceso de tráfico del sistema para concentrar el tráfico remoto hacia un sitio en particular.



**Figura 9.2. Esquema de un satélite de la constelación Orbcomm**

El proyecto de Orbcomm empezó a materializarse con un primer satélite experimental exitoso en 1993, después de uno fallido en 1991. Actualmente el sistema Orbcomm es propiedad de Orbital Science Corporation de EUA, Teleglobe Inc. de Canadá y Technology Resources Industries Bhd. de Malasia. En abril de 1998 Orbcomm Global, L.P. (Orbcomm) con sede en Herndon, Virginia, EUA, anunció que su filial Orbital Communications Corporation (OCC) fue autorizada a aumentar el número final de satélites en la constelación de 36 a 48, así como a aumentar la altitud de sus satélites que no tienen alta inclinación orbital de 775 a 825 km. Las inclinaciones de las órbitas son de  $0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $70^\circ$  y  $108^\circ$ . Orbcomm cuenta con un Centro de Control de Red (NCC) en Virginia.



Las frecuencias asignadas a Orbcomm están en el intervalo de 148 a 149.9 MHz para los enlaces ascendentes y de 137 a 138 MHz para los descendentes. El tamaño típico de los mensajes es de 6 a 250 bytes. Los satélites de Orbcomm tienen una masa aproximada de 42 kg al momento de lanzamiento y cuerpo cilíndrico de 1.04 m de diámetro por 0.165 m de altura. Las antenas se despliegan hasta una longitud total de 3.3 m. Los lanzadores empleados por Orbcomm son el Pegaso XL, que despegue desde el aire, y el Tauro que despegue de tierra, ambos productos de Orbital Science.

#### 9.3.14 GLOBAL POSITIONING SYSTEM (GPS)

La constelación de satélites GPS comúnmente se considera un sistema de navegación y no de comunicaciones. Sin embargo, se incluye aquí porque su operación se basa en la transmisión de datos desde diversos satélites hasta terminales receptoras de los usuarios, en forma similar a la transmisión de datos de punto a multipunto por medio de un satélite de comunicación de uso general. Además, este sistema en muchos casos se utiliza como apoyo para que terminales móviles de otro sistema de satélites de comunicación, utilizando el cálculo realizado por un receptor GPS en cada una, reporten periódicamente su posición geográfica a una estación central de destino, es decir, se combinan los elementos de dos sistemas independientes de satélites para este propósito.

Una peculiaridad del sistema GPS es que transmite un solo tipo de información, y otra, que las terminales receptoras procesan simultáneamente las señales provenientes de varios de sus satélites, los cuales se utilizan para producir una sola información de salida en cada ocasión, la que consiste como mínimo en la ubicación geográfica muy precisa de la propia terminal.

El sistema GPS es propiedad del Departamento de Defensa de EUA, pero está abierto para su uso por cualquier persona civil. Sin embargo, para sus propios fines internos el Departamento de Defensa utiliza en forma exclusiva una parte que originalmente se diseñó para que operara con mayor precisión. Por razones de seguridad, en cualquier momento el operador puede reducir la precisión de la parte del sistema que está destinada a usos civiles.

Los primeros prototipos experimentales de satélites GPS se lanzaron en 1978, conocidos como Block 1, y fueron fabricados por Rockwell International. La segunda generación, conocida como Block 2/2A, se lanzó entre 1989 y 1993, teniendo una vida útil de 7.5 años cada uno. La tercera generación (Block 2R), construida por Lockheed Martin, que entre sus mejoras incluye que cada satélite pueda operar sin requerir señales de mando desde la Tierra hasta por 180 días, se previó que empezara a lanzarse a partir de 1996. Los satélites de la próxima generación (con la designación Block 2F), que en realidad es la tercera operativa,

tendrán una vida útil mínima de 10 años y capacidad de una carga de comunicaciones adicional a la de los actuales.

La constelación GPS consiste de 24 satélites en seis planos orbitales a 55° de inclinación. La altitud prevista de los satélites es de 20 200 km con un período de circunvolución de 12 hs. El sistema de acceso múltiple es AMDC operando todos los satélites en las mismas frecuencias de la banda L (1575.42 y 1227.6 MHz).

El procesamiento de las señales en cada receptor permite separar las señales provenientes de los distintos satélites en el número de canales que pueda manejar cada terminal receptora. Cada terminal calcula su posición geográfica por un método de triangulación a partir de los datos recibidos, los cuales le permiten establecer la posición orbital y distancia de cada uno de los satélites disponibles en cada momento. Muchas de las terminales receptoras básicas para uso civil destinadas a uso portátil son suficientemente compactas para poder sostenerse en la mano. Las terminales civiles para vehículos terrestres tienen un posible error de precisión de su posición geográfica de aproximadamente 60 metros durante el 65% del tiempo, sin emplear métodos complementarios de corrección. Las terminales diseñadas para mayor precisión que las anteriores pueden ser de mayor tamaño o requerir dispositivos complementarios. Una mayor precisión puede obtenerse por un mayor procesamiento de las señales, por medio de sensores o parámetros adicionales obtenidos en las estaciones móviles, o por medio de señales para corrección transmitidas por sistemas terrenales complementarios del sistema GPS. En otras aplicaciones las correcciones para aumentar la precisión no se realizan en las terminales remotas, sino en la oficina central de recepción de datos de posición y de comunicación en su caso, en tiempo real cuando es necesario, o en forma diferida si las características de la aplicación lo permiten.

#### 9.3.15. SISTEMAS FUTUROS DE BANDA ANCHA

Aunque a la fecha de este documento no están en una etapa cercana a operar, mencionaremos en forma muy breve tres sistemas internacionales de cobertura global de alta capacidad, cuyos satélites se tiene previsto orbitar. La razón para incluirlos se debe a que por sus características no pueden ser tipificados por los sistemas descritos anteriormente, ya que tienen características y objetivos de servicio muy diferentes.

Los sistemas denominados Skybridge, Spaceway y Teledesic, cuya concepción ha estado evolucionando durante varios años, tienen en común su objetivo de proporcionar capacidad de anchura de banda de asignación dinámica, también llamada por demanda, para señales digitales de múltiples velocidades binarias hasta alrededor 2 Mb/s, y aun mayores para algunos servicios. Spaceway y Teledesic operarán en la banda Ka, en tanto que Skybridge utilizará partes de la Ku. Una diferencia significativa consiste en que los sistemas Skybridge y Teledesic serán

constelación de órbitas no geoestacionarias para servicios fijos (SFS no-OSG) y el Spaceway será de órbita geoestacionaria (SFS OSG).

El sistema Skybridge, de concepción europea, constará de 64 satélites de órbita baja. El sistema Teledesic constará de 288 satélites en órbitas circulares con altitud de 700 km, cada uno de los cuales dispondrá de hasta 64 haces, en tanto que el Spaceway contará con 17 satélites en órbita circular ecuatorial a 35787 km de altura, cada uno con 48 haces de servicio. En estos dos sistemas el capital actualmente proviene de socios de EUA.

Se espera que entre los años 2001 y 2005 se orbiten cerca de 500 satélites de los sistemas mencionados.

### 9.3.16 CLASIFICACIÓN POR TIPO DE ÓRBITA Y OBJETIVO DE SERVICIO

El resultado de ordenar los sistemas descritos por el tipo de órbita que utilizan y por su objetivo de servicio se muestra en el cuadro 9.8

**Cuadro 9.8 Clasificación de los sistemas**

OSG	no-OSG de altitud media	no-OSG de baja altitud	OSG y no-OSG
<i>Servicios fijos o móviles</i>	<i>Telefonía y datos</i>	<i>Telefonía y datos</i>	<i>Datos en banda ancha</i>
ARABSAT	ICO	GLOBALSTAR	SKYBRIDGE SPACEWAY
COLUMBIA		IRIDIUM	TELEDESIC
EUTELSAT			
INMARSAT	<i>Navegación</i>	<i>Datos</i>	
INTELSAT	GPS	ORBCOMM	
INTERSPUTNIK			
ORION			
PANAMSAT			
SES (ASTRA)			

OSG = en la órbita de los satélites geoestacionarios.

no-OSG = en órbitas de satélites no geoestacionarios.

## REFERENCIAS Y BIBLIOGRAFÍA

- [1]. Rees, D.W.E., *Satellite Communications* (1990), John Wiley & Sons, Inc.
- [2]. Elbert, B.R. *Introduction to Satellite Communication* (1987), Artech House.
- [3]. *GPS: A guide to the Next Utility* (1989), Trimble Navigation Ltd.
- [4]. Corbley, K.P., *GPS, Via Satellite*, Vol. X, Num. 10, oct. 1995, p 68.
- [5]. Documento ITU-R\CPM95\REPORTS1.WW2, Conferencia Mundial de Radiocomunicaciones 1995, Unión Internacional de Telecomunicaciones.

## Atenuación y transpolarización por lluvia

La magnitud máxima de la atenuación y transpolarización de los enlaces causada por la lluvia puede calcularse aproximadamente, para el porcentaje de tiempo que se haya previsto como objetivo de disponibilidad de una red, por medio de uno de los modelos de predicción existentes. Los modelos presentados en este apéndice se derivan de los propuestos en las recomendaciones R PN.837-1 (1994) y 838 (1992) así como en el informe 564-4 (1990) de la UIT.

### A.1 MODELO DE ATENUACIÓN POR LLUVIA

Este modelo permite obtener, para un trayecto oblicuo determinado, el valor estimado de la atenuación  $A_p$  que es excedido durante lapsos acumulados con lluvia, que en conjunto representen un %  $p$  especificado de un año medio.

Para predecir las estadísticas a largo plazo de la atenuación debida a la lluvia se requiere la siguiente información:

$\varphi$ : latitud de la estación terrena (grados),

$h_g$ : altura sobre el nivel del mar de la estación terrena (km)

$\theta$ : ángulo de elevación del trayecto (grados)

$\tau$ : ángulo de inclinación de la polarización respecto a la horizontal (grados)

$f$ : frecuencia de la portadora (GHz)

$R$ : intensidad de la lluvia en el punto que se trate para un año medio excedida durante el %  $p$  del año (mm/h) especificado con fines de diseño de una red, con un tiempo de integración de un minuto, obtenida de mediciones a largo plazo.

El método general empleado en este modelo, que es útil para frecuencias hasta 40 GHz, y provisionalmente para frecuencias más altas, consiste en multiplicar la atenuación específica (por kilómetro de trayecto de lluvia) o coeficiente de atenuación por lluvia  $\gamma_R$  en dB/km, en función de la intensidad de la lluvia y de la frecuencia, por una longitud efectiva  $D_G$  de trayecto de lluvia, y por un factor de ajuste de longitud del trayecto  $r$  en función de los demás parámetros requeridos, es decir

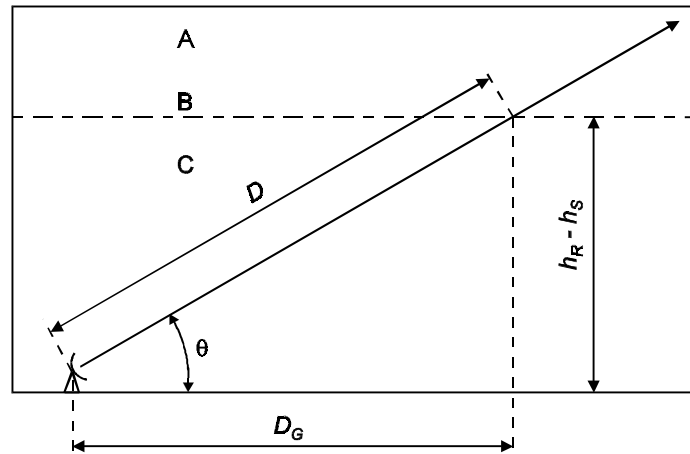
$$A_p = L_R = \gamma_R D_G r \text{ dB} \quad (\text{A-1})$$

El proceso para obtener la predicción se basa en los siguientes pasos:

La altura efectiva de la lluvia,  $h_R$  (km), se calcula a partir de la latitud  $\varphi$  de la estación terrena (ver figura A.1)

$$h_R = \begin{cases} 3.0 + 0.028\varphi & \text{para } 0 \leq \varphi < 36^\circ \\ 4.0 - 0.075(\varphi - 36) & \text{para } \varphi \geq 36^\circ \end{cases} \quad (\text{A-2})$$

El resultado puede no ser muy correcto si la estación de lluvia es muy distinta de la estación de verano.



- A: Precipitación en forma de hielo
- B: Altura de lluvia
- C: Precipitación en forma líquida

**Figura A.1 Representación parcial de un trayecto tierra-espacio con algunos de los parámetros empleados para la predicción de atenuación por lluvia**

La longitud del trayecto oblicuo  $D$  por debajo de la altura de lluvia es

$$D = \frac{(h_R - h_s)}{\sin \theta} \text{ km} \quad (\text{A-3})$$

Para  $\theta < 5^\circ$   $\sin \theta$  debe substituirse por

$$0.5 \left( \sin^2 \theta + \frac{2(h_R - h_s)}{R_e} \right)^{1/2} + 0.5 \sin \theta$$

donde  $R_e$  es el radio ficticio de la tierra (8500 km)

La proyección horizontal de la longitud del trayecto oblicuo requerida en A-1 es

$$D_G = D \cos \theta \quad \text{km} \quad (\text{A-4})$$

Por otra parte, la atenuación específica o coeficiente de atenuación se determina de

$$\gamma_R = k R^\alpha \text{ dB/km} \quad (\text{A-5})$$

donde  $k$  y  $\alpha$  son coeficientes que dependen de la frecuencia. Para la polarización lineal y circular, y para cualquier geometría del trayecto, los coeficientes de la ecuación A-5 pueden calcularse mediante los valores del cuadro A.1 utilizando las ecuaciones siguientes ( $\tau = 45^\circ$  para polarización circular):

$$k = [k_H + k_V + (k_H - k_V) \cos^2 \theta \cos 2\tau] / 2 \quad (\text{A-6})$$

$$\alpha = [k_H \alpha_H + k_V \alpha_V + (k_H \alpha_H - k_V \alpha_V) \cos^2 \theta \cos 2\tau] / 2k \quad (\text{A-7})$$

Los valores de los coeficientes son fiables hasta frecuencias de 40 GHz. Se pueden obtener los coeficientes a frecuencias distintas a las del cuadro mediante interpolación, utilizando una escala logarítmica para la frecuencia y para  $k$  y una escala lineal para  $\alpha$ .

El valor de  $R$  preferiblemente debe obtenerse de fuentes locales fiables. En caso de no contarse con dicha información, puede hacerse una estimación utilizando las figuras A.2, A.3, o A.4 que representan zonas hidrometeorológicas señaladas en mapas, conjuntamente con el cuadro A.2 que permite obtener directamente  $R$  para cada tipo de zona.

**Cuadro A.1. Coeficientes para determinar la atenuación específica**

Frecuencia (GHz)	$k_H$	$k_V$	$\alpha_H$	$\alpha_V$
1	0.0000387	0.0000352	0.912	0.880
2	0.000154	0.000138	0.963	0.923
4	0.000650	0.000591	1.121	1.075
6	0.00175	0.00155	1.308	1.265
7	0.00301	0.00265	1.332	1.312
8	0.00454	0.00395	1.327	1.310
10	0.0101	0.00887	1.276	1.264
12	0.0188	0.0168	1.217	1.200
15	0.0367	0.0335	1.154	1.128
20	0.0751	0.0691	1.099	1.065
25	0.124	0.113	1.061	1.030
30	0.187	0.167	1.021	1.000
35	0.263	0.233	0.979	0.963
40	0.350	0.310	0.939	0.929
45	0.442	0.393	0.903	0.897
50	0.536	0.479	0.873	0.868
60	0.707	0.642	0.826	0.824
70	0.851	0.784	0.793	0.793
80	0.975	0.906	0.769	0.769
90	1.06	0.999	0.753	0.754
100	1.12	1.06	0.743	0.744

Como los valores de los coeficientes del cuadro A.1 en general difieren poco para polarización horizontal y vertical, el tercer término de las ecuaciones A-6 y A-7 tiene un valor comparativamente menor, por lo que el ángulo de elevación del trayecto y el ángulo de polarización de la portadora tienen poco efecto en  $\gamma_R$ . Además,  $k$  tiene como valores extremos  $k_H$  y  $(k_H + k_V)/2$ . Tomando en cuenta lo anterior, se muestran valores menos exactos de  $\gamma_R$  en la figura A.5, la cual se calculó haciendo  $k = k_H$  y  $\alpha = \alpha_H$ .



**Cuadro A.2. Zonas hidrometeorológicas. intensidad de la lluvia excedida (MM/H)**

Porc. de tiempo	A	B	C	D	E	F	G	H	J	K	L	M	N	P	Q
1.0	<0.1	0.5	0.7	2.1	0.6	1.7	3	2	8	1.5	2	4	5	12	24
0.3	0.8	2	2.8	4.5	2.4	4.5	7	4	13	4.2	7	11	15	34	49
0.1	2	3	5	8	6	8	12	10	20	12	15	22	35	65	72
0.03	5	6	9	13	12	15	20	18	28	23	33	40	65	105	96
0.01	8	12	15	19	22	28	30	32	35	42	60	63	95	145	115
0.003	14	21	26	29	41	54	45	55	45	70	105	95	140	200	142
0.001	22	32	42	42	70	78	65	83	55	100	150	120	180	250	170

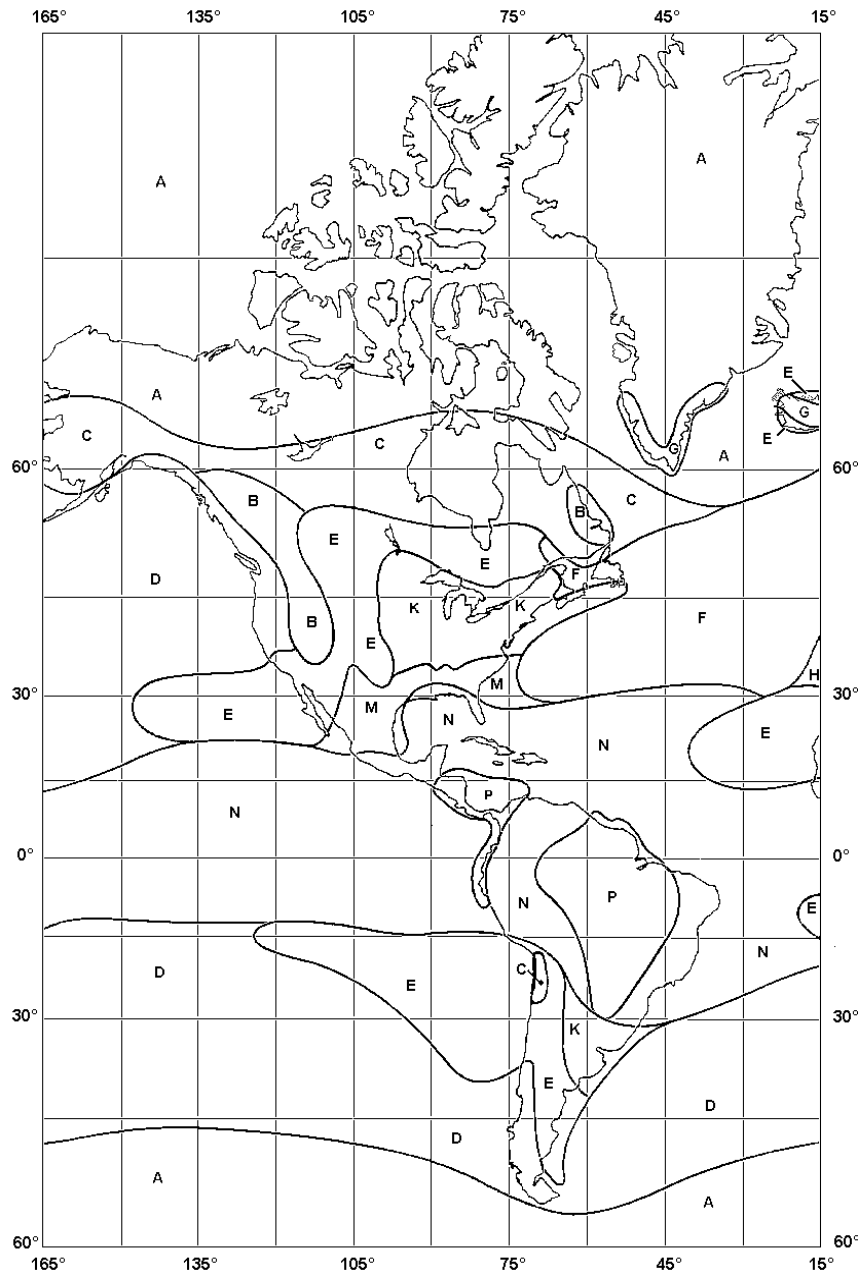


Figura A.2. Zonas hidrometeorológicas

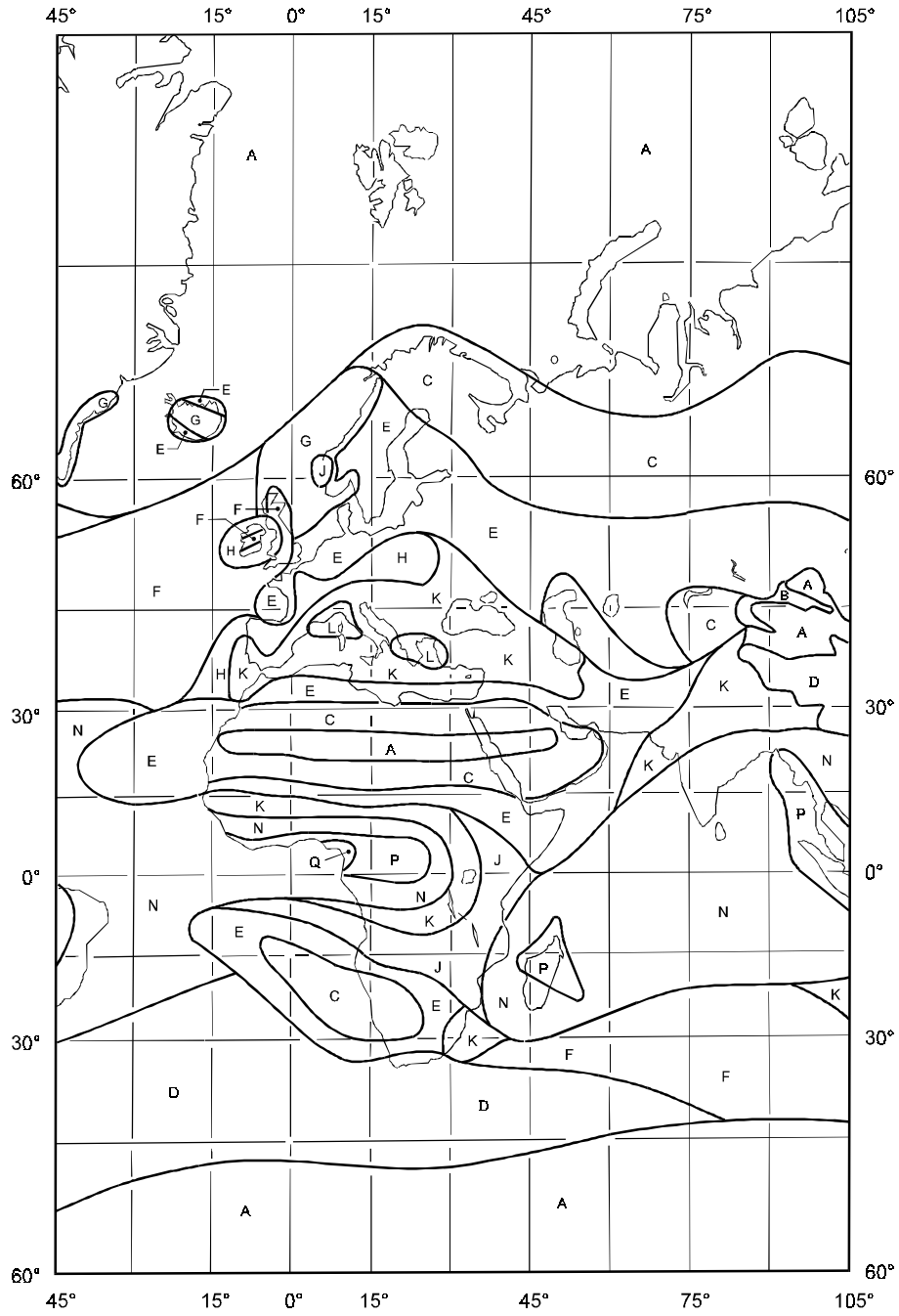


Figura A.3 Zonas hidrometeorológicas

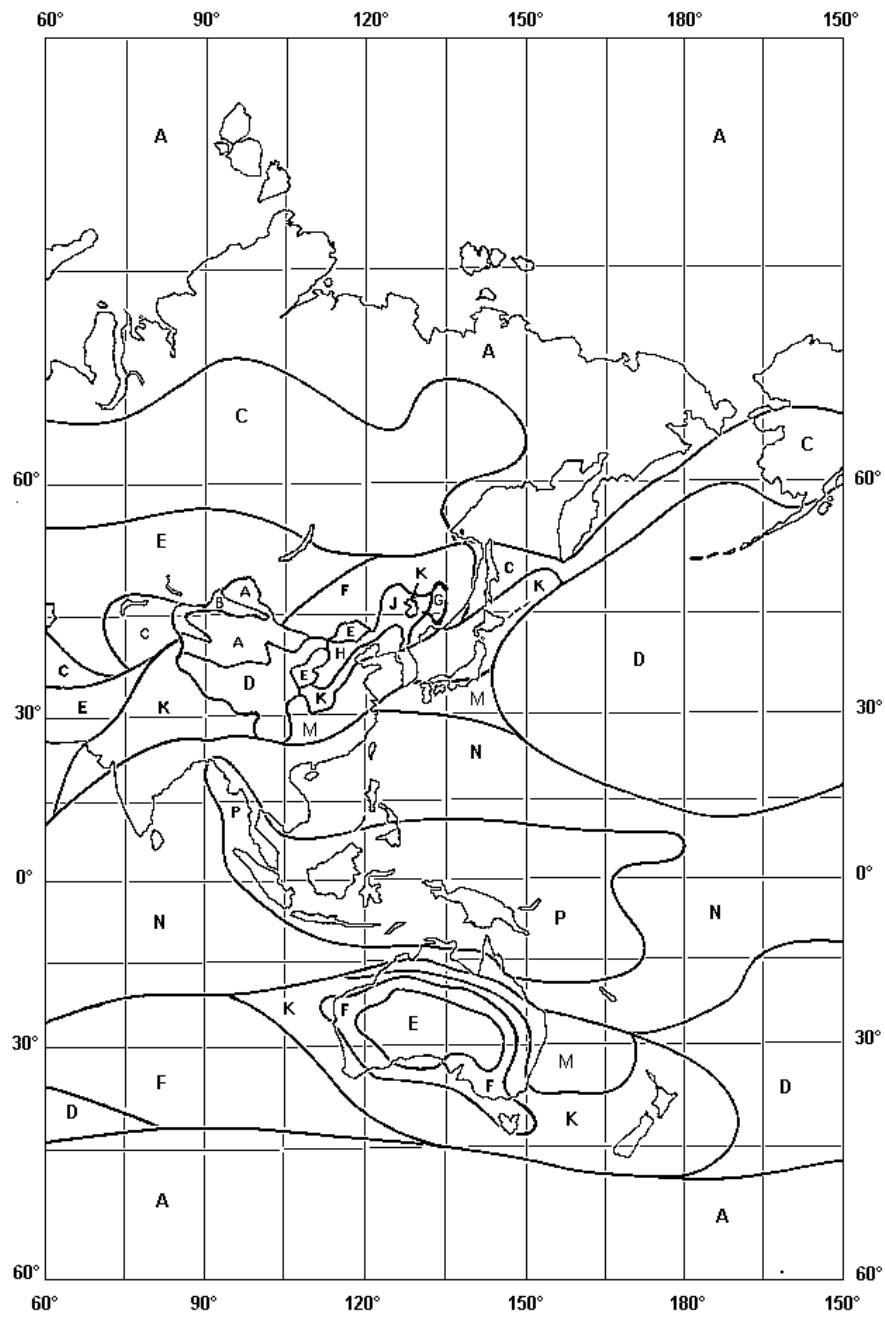


Figura A.4 Zonas hidrometeorológicas

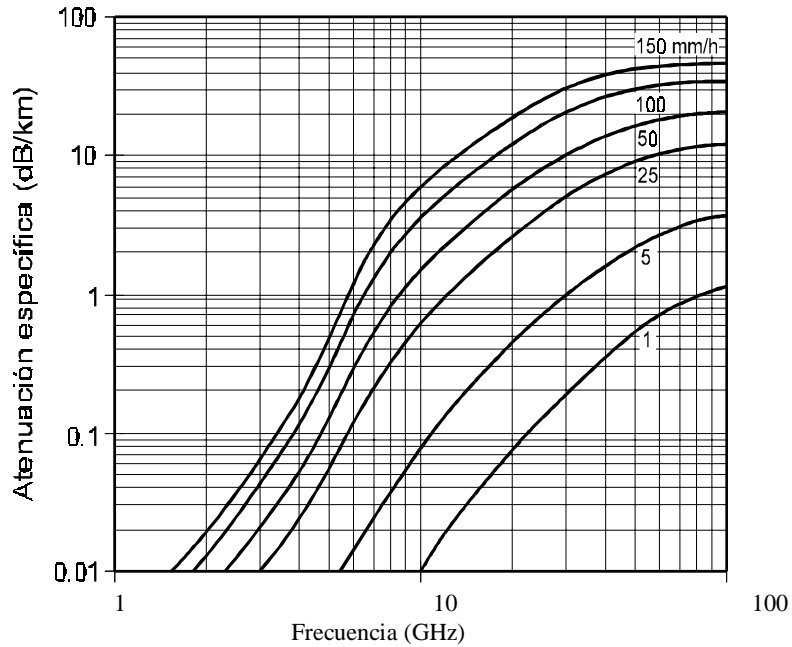


Figura A.5. Coeficiente aproximado de atenuación en función de la frecuencia y de la intensidad de la lluvia, sin considerar el ángulo de elevación de la trayectoria ni el ángulo de polarización

Como factor complementario de ajuste para la condiciones de 0.01% del tiempo se calcula  $r_{0.01}$  en función de  $D_G$  y  $R_{0.01}$  de la fórmula

$$r_{0.01} = \frac{1}{1 + D_G / 35 \exp(-0.015 R_{0.01})} \quad (\text{A-8})$$

Que para 1%, 0.1%, 0.01% y 0.001% del tiempo da como resultado los factores 0.12, 0.38, 1 y 2.14, respectivamente. Como puede apreciarse,  $A_{0.001}$  puede resultar muy alta en algunas gamas de frecuencias, por lo que planificar una red para una probabilidad de 0.001% de operación insatisfactoria por lluvia en un año medio puede tener en muchas regiones un alto costo en equipo o en pago por la potencia de transpondedor utilizada.

## A.2 DESPOLARIZACIÓN POR LLUVIA

El efecto de despolarización o giro de la polarización de las ondas, causado por precipitación, se debe a efectos de atenuación y defasamiento originados por la deformación de las gotas de lluvia. La combinación de estos factores cambia con la frecuencia, el ángulo de elevación y otros parámetros, cuya relación precisa no se ha determinado completamente, pero que puede calcularse aproximadamente dentro de ciertos rangos de sus valores. El efecto consecuente más importante es la transpolarización, que causa interferencia de una portadora en una polarización a otra en la polarización cruzada, en los sistemas en que se reutilizan las frecuencias por medio de distintas polarizaciones, siendo independiente de la interferencia de una polarización a la otra que se origina en el propio satélite por fugas o por otras causas.

La despolarización es más acentuada para portadoras con polarización lineal con un ángulo de inclinación de  $\pm 45^\circ$  y para polarización circular, y suele ser mínima para polarización horizontal y vertical.

Para calcular las estadísticas a largo plazo de la transpolarización a partir de las estadísticas de la atenuación debida a la lluvia se necesitan los parámetros  $A_p$ ,  $f$ ,  $\tau$ , y  $\theta$  considerados en el título anterior.

Llamando  $C_c$  a la potencia de una portadora recibida en la polarización deseada, y  $C_x$  a la no deseada recibida de la polarización ortogonal debido a la despolarización, la relación entre ambas  $C_c / C_x$  se denomina *discriminación por polarización cruzada XPD*, y se puede representar en la gama de frecuencias de 8 a 35 GHz, y para ángulos de elevación de la trayectoria no mayores de  $60^\circ$ , por medio de la ecuación semiempírica

$$XPD = U - V \log A_p, \text{ para } 2 \leq A_p \leq 10 \text{ dB}, \quad (\text{dB}) \quad (\text{A-9})$$

$$U = 30 \log(f) - 40 \log(\cos \theta) - 10 \log[1 - 0.484(1 + \cos(4\tau))] + C_\sigma \quad (\text{A-10})$$

dondre  $f$  = frecuencia de las portadoras en GHz,

$\theta$  = ángulo de elevación del trayecto,

$\tau$  = ángulo de inclinación del vector de campo eléctrico con respecto a la horizontal (para polarización circular  $\tau = 45^\circ$ ),

$C_\sigma = 0, 0.13, 0.52$  y  $1.17$  para el 1%, 0.1%, 0.01% y 0.001% del tiempo, respectivamente,

$V = 20$  para  $8 \leq f \leq 15$  GHz

$V = 23$  para  $15 < f \leq 35$  GHz, y

$A_p = L_R$  = atenuación por lluvia probablemente excedida en el %  $p$  del tiempo en dB.

La relación de interferencia  $C/X$  que puede causar una portadora emitida por una estación terrena a otra operando en la misma frecuencia y satélite, pero con polarización ortogonal, es igual a  $XDP$  menos la diferencia de potencias entre la primera y la segunda, por lo que un valor alto de  $XDP$  indica una menor interferencia por transpolarización.

La relación de interferencia  $C/X$  mejora al aumentar la frecuencia y el ángulo de elevación, así como a ángulos de polarización muy cercanos a horizontal o vertical, y disminuye a valores altos de atenuación.

Aunque la ecuación A-10 y los valores de  $V$  solo son válidos para la gama de 8 a 35 GHz, es evidente que a frecuencias menores  $XDP$  puede tener también un valor relativamente bajo a bajos ángulos de elevación.

Como ejemplo podemos señalar que para dos portadoras de igual potencia operando a la misma frecuencia y polarizaciones ortogonales en un satélite, con los parámetros  $f = 12$  GHz,  $\theta = 20^\circ$ ,  $\tau = 0^\circ$  y  $A_p = 5$  dB en el tramo descendente para  $p = 0.1\%$ , la relación  $C/X$  es 34.6 dB. Si la polarización fuera circular con los demás parámetros iguales,  $C/X = 19.6$  dB. Si la portadora interferente es mayor,  $C/X$  será menor en la misma proporción, en ambos casos.





## Distorsiones lineales y no lineales

Idealmente, todas las señales y sus componentes que pasen por un dispositivo, o en general por un canal que sea parte de un sistema de comunicación, deben sufrir como únicos efectos el mismo retardo y la misma modificación proporcional en amplitud dentro de su anchura de banda nominal. Cualquier efecto distinto causado a sus características se considera distorsión.

Las distorsiones lineales de las señales son las variaciones de su amplitud o de retardo con la frecuencia, aunque su relación con ésta no sea lineal. Las distorsiones no lineales son las variaciones de la amplitud o fase de las señales de salida que sean una función no lineal de la amplitud de entrada, y que por lo tanto generan componentes espectrales que no existían en la entrada. Una distinción importante consiste en que las distorsiones lineales en principio se pueden eliminar por medio de ecualizadores de ganancia o de fase en tanto que las no lineales no pueden serlo una vez generadas, pero puede reducirse su generación por medio de linealizadores. La degradación más importante de las señales por satélite, es decir, el ruido térmico, no está considerada como distorsión porque es una perturbación agregada, que en primera aproximación no depende de la amplitud o frecuencia de las señales en condiciones normales de operación.

La distorsión lineal incluye la distorsión de amplitud y la de retardo de grupo. Ejemplos de distorsión no lineal son la intermodulación y la conversión de variaciones de amplitud a variaciones de fase (AM-PH).

### **B.1 DISTORSIONES LINEALES**

Un canal puede caracterizarse por una función de transferencia de salida a entrada de la forma

$$H(\omega) = A(\omega) e^{-j\theta(\omega)} \quad (\text{B-1})$$

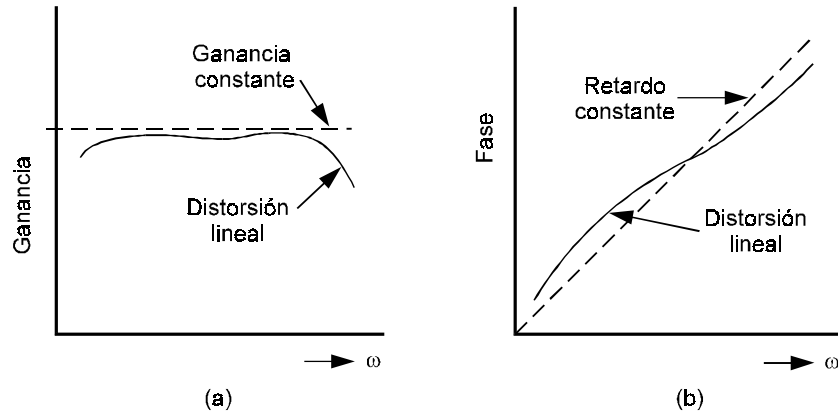
donde  $A(\omega)$  es el *factor de amplitud* y

$\theta(\omega)$  es el *factor de fase*.

Para que el canal no produzca distorsión lineal de amplitud  $A(\omega)$  debe ser constante, y para que no produzca distorsión lineal de fase  $\theta(\omega)$  debe ser una función lineal de  $\omega$ .

La ganancia de un amplificador o las pérdidas de inserción de un filtro pueden tener valores que cambian con la frecuencia de una señal dentro de su anchura de banda nominal. Si la variación tiene una pendiente constante será lineal, y si sigue una variación parabólica, cúbica, cuártica o irregular tendremos una distorsión lineal parabólica, cúbica, cuártica o compuesta. Como el retardo constante de las señales de cualquier frecuencia en la anchura de banda nominal de las señales sin distorsión significa que la fase de salida tiene una proporción constante con  $\omega = 2\pi f$ , siendo  $f$  la frecuencia, cualquier desviación de la fase de dicha proporcionalidad es una distorsión lineal que también seguirá una variación como las mencionadas anteriormente.

La figura B.1 ilustra la distorsión lineal compuesta de la amplitud y de la fase de las señales respecto de la característica de un elemento o de un canal ideal sin distorsión.



**Figura B.1. Distorsión lineal (a) de amplitud y (b) de fase. La línea punteada representa el caso ideal. Las abscisas representan  $\omega = 2\pi f$**

Las cadenas de recepción o de transmisión generalmente compensan las variaciones de ganancia con correctores en los filtros y demultiplexores de radiofrecuencia, y con equalizadores en frecuencia intermedia. Usualmente en las especificaciones finales, incluyendo las compensaciones, se señalan como parámetros de las distorsiones lineales de amplitud las variaciones totales de ganancia o pérdida

en la anchura de banda nominal y la pendiente máxima de la ganancia o pérdida por Mhz, sin identificar su forma matemática.

La distorsión de fase tiene dos aspectos, que se reflejan en el *retardo de fase*  $\tau_{PH}$  y *el retardo de grupo*  $\tau_{GR}$ , o retardo de la envolvente, que se definen por las relaciones

$$\tau_{PH}(\omega) = \frac{\theta(\omega)}{\omega} \quad \tau_{GR}(\omega) = \frac{d\theta(\omega)}{d\omega} \quad (B-2)$$

La figura B.2 muestra estos retardos como la pendiente total y la pendiente de las variaciones del factor de fase en función de  $\omega$ .

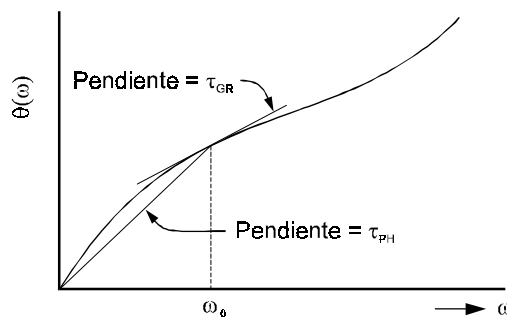


Figura B.2. Retardo de fase y retardo de grupo

Puede notarse de la figura que si ambos retardos fueran iguales para cualquier valor de  $\omega$  la pendiente sería constante, y no habría distorsión de fase. Los receptores incoherentes, como los de amplitud modulada, son sensibles solo al retardo de grupo, en tanto que los coherentes, como los usados en modulación de fase, son sensibles también al retardo de fase. En las estaciones terrenas pueden utilizarse igualadores separados de retardo de grupo ya sea fijos o sintonizables, para los filtros de FI, los filtros de RF y para el transpondedor del satélite, aunque éste tenga sus propios igualadores. La especificación del retardo de grupo de los dispositivos amplificadores normalmente incluye los valores correspondientes a las contribuciones individuales como la lineal en ns/MHz, la parabólica en ns/MHz<sup>2</sup> y la de rizo en ns pico a pico.

La figura B.3 muestra el retardo de grupo relativo de una estación terrena, y el cuadro B.1 las especificaciones de distorsión de amplitud y de retardo de grupo de los filtros de un demultiplexor de entrada del repetidor en banda Ku de un satélite.

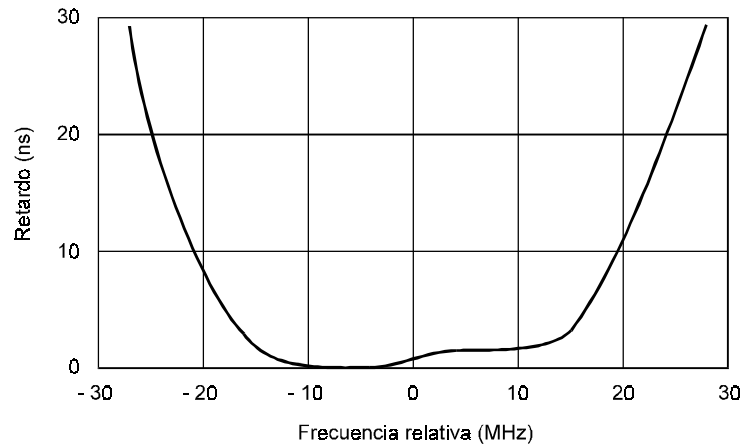


Figura B.3. Retardo de grupo relativo en radiofrecuencia de una estación terrena

Cuadro B.1 Filtros de 54 MHz de un demultiplexor de entrada en banda Ku

Variación de pérdidas, dB p-p	Máxima	Retardo de grupo, ns	Máximo
±13 MHz	0.2	0 MHz	0
±23 MHz	0.3	±9MHz	0.5
±27 MHz	0.8	±15 MHz	0.6
<b>Pendiente de pérdidas, dB/MHz</b>		±18 MHz	1.6
±13 MHz	0.01	±21 MHz	3.1
		±24 MHz	11.7
		±27 MHz	30.7
		<b>Pendiente de retardo, ns/MHz</b>	
		±15 MHz	1.0

## B.2 DISTORSIONES NO LINEALES

La coexistencia de portadoras en un amplificador que no sea perfectamente lineal da como resultado la formación de nuevas componentes espectrales, por la modulación que causan unas a las otras. Las curvas típicas de transferencia no lineal de tubos de ondas progresivas de los amplificadores se muestran en el título 3.6 del Capítulo 3. En el caso de coexistir muchas portadoras simultáneamente, los productos de intermodulación resultantes las interfieren en forma similar a ruido térmico, y de

hecho sus características estadísticas hacen que se considere que pueden agregarse a aquel en base a potencia.

Las frecuencias de los productos de intermodulación corresponden a sumas y diferencias de las frecuencias de las portadoras multiplicadas por coeficientes enteros

$$f_{IM} = b_1f_1 \pm b_2f_2 \pm \dots \pm b_nf_n \quad (B-3)$$

donde  $f_{IM}$  es una frecuencia de productos de intermodulación

$f_1, f_2, \dots, f_n$  son frecuencias de las señales de entrada  
 $b_1, b_2, \dots, b_n$  son coeficientes enteros cualesquiera o cero.

El *orden* de un producto es la suma de los valores absolutos de los coeficientes, es decir, son productos de segundo orden de las frecuencias  $f_1$  y  $f_2$  de dos portadoras:  $f_1 + f_2$  y  $f_1 - f_2$ . Son ejemplos de productos de tercer orden los generados a las frecuencias:  $2f_1 - f_2$  y  $f_1 + f_2 - f_3$ . Son ejemplos de productos de quinto orden:  $3f_1 - 2f_2$ ,  $2f_1 + f_2 - 2f_3$ ,  $2f_1 + f_2 - f_3 - f_4$  y  $f_1 + f_2 + f_3 - f_4 - f_5$ , considerando 5 portadoras en este caso. Una característica importante consiste en que cuando la frecuencia central del canal del amplificador es grande comparada con su anchura de banda (como es el caso de los canales de los transpondedores y por lo tanto también de las estaciones terrenas), los productos de intermodulación de orden impar son los únicos que quedan dentro del mismo. Además, los productos de orden impar que quedan dentro del canal son solo aquellos en que la suma de los coeficientes es +1, considerando su signo. Por supuesto que los productos que quedan fuera del canal son atenuados considerablemente por el filtro de salida.

La figura B.4 es una representación espectral aproximada de portadoras y productos de intermodulación en un transpondedor, quedando estos últimos bajo la línea irregular inferior mostrada.

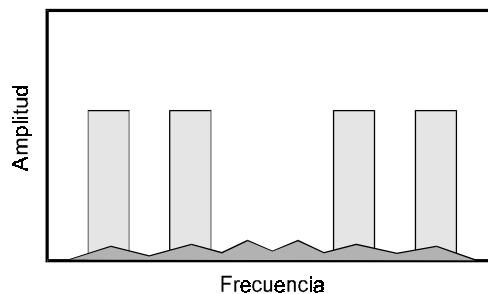


Figura B.4. Canal con portadoras y productos de intermodulación

El número de los productos de intermodulación aumenta rápidamente con el número de portadoras, por ejemplo, con 5 portadoras existen 230 productos de intermodulación de tercero y de quinto orden, mientras que con 10 portadoras existen 6660 de ellos. La potencia de dichos productos disminuye más que proporcionalmente al disminuir la potencia de las portadoras, y al aumentar el orden del producto. La suma de los productos de intermodulación de tercero y de quinto orden representa con suficiente aproximación el efecto de todos, pero los de tercer orden son los más importantes.

Puede haber dos tipos de productos de tercer orden, el primero a las frecuencias  $2f_i - f_j$ , siendo  $i, j = 1, 2, \dots, n$  ( $i \neq j$ ) y  $n =$  número de portadoras, y el segundo a las frecuencias  $f_i \pm f_j \pm f_k$ , con solo un término negativo posible, en el que  $i, j, k = 1, 2, 3, \dots, n$  ( $i \neq j \neq k$ ). El número total de productos de intermodulación del primer tipo es  $n(n-1)$  y el del segundo tipo  $\frac{1}{2}n(n-1)(n-2)$ , por lo que es mayor que el del primero para  $n > 4$ .

La forma de determinar matemáticamente el valor de los productos de intermodulación, incluyendo los de tercero y quinto orden, se basa en caracterizar la curva de entrada/salida del dispositivo que se trate, por medio de un polinomio de potencias de la señal de entrada, y realizar el cálculo con la información complementaria de la frecuencia y potencia de cada una de las portadoras. Los fabricantes de tubos de ondas progresivas, de tubos Klistrón y de amplificadores de potencia de estado sólido proporcionan información que permite evitar el proceso de dicho cálculo o realizarlo en forma aproximada para fines de planeación inicial. Uno de los métodos requiere que se proporcione como dato el valor de la relación  $(C_0/I_0)$  de la potencia  $C_0$  de cada una de dos portadoras iguales de referencia a la de uno de sus productos de intermodulación de tercer orden del primer tipo ( $I_0$ ), generalmente expresada en decibeles como  $D_3$ . La figura B.5 muestra las relaciones de los valores que se emplean como referencia.

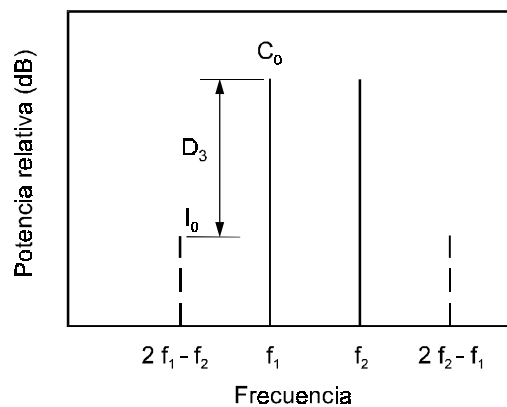


Figura B.5. Productos de intermodulación medidos de dos portadoras de referencia

Al operar con portadoras de cualquier valor, como primera aproximación cada producto de intermodulación del primer tipo tendrá el valor

$$I_{i,j} = \left( \frac{I_0}{C_0} \right) \frac{C_i^2 C_j}{C_0^2} \text{ watts} \quad (\text{B-4})$$

donde  $C_i, C_j$  es la potencia de cada portadora real. Expresada en dB, la ecuación anterior queda:

$$I_{i,j} = -D_3 + 2C_i + C_j - 2C_0 \text{ dB} \quad (\text{B-5})$$

que se simplifica aun más cuando las portadoras tienen igual potencia

Cada producto de intermodulación del segundo tipo tendrá el valor aproximado

$$I_{i,j,k} = 4 \left( \frac{I_0}{C_0} \right) \frac{C_i C_j C_k}{C_0^2} \text{ watts} \quad (\text{B-6})$$

que expresada en dB resulta

$$I_{i,j,k} = -D_3 + 6 + C_i + C_j + C_k - 2C_0 \text{ dB} \quad (\text{B-7})$$

Como puede apreciarse, tanto para el tipo primero como para el segundo, cuando las portadoras tienen la misma potencia los productos de intermodulación son proporcionales al cubo de ésta, es decir, una reducción de la potencia de cada portadora en 1 dB causa una reducción de 3 dB en cada producto de intermodulación, y por lo tanto una reducción de 2 dB en la relación  $C/N_{im}$  (analizada en el título 3.6 del Capítulo 3) de cualquier portadora a todos los productos de intermodulación que la afectan. Además, los productos del segundo tipo tienen una potencia 6 dB mayor en la gama de valores para los que son válidas las ecuaciones comentadas, y son más numerosos que los del primero para  $n > 4$ , por lo que en estos casos predominan en su participación al valor de  $N_{im}$ . La figura B.6 muestra como varía el valor de los productos de intermodulación de tercer orden y parte de los de quinto al variar la retención de potencia de entrada de un transpondedor.

El número de productos que existen de cada tipo de los incluidos en la figura para este caso es 30, 20, 10 y 60 respectivamente tomando las curvas de izquierda a derecha. Puede notarse que la regla de 6 dB de diferencia en los productos de tercer orden se cumple aproximadamente para la mayor parte de la gama mostrada de potencias totales de entrada. La regla de variación de 3 dB de la potencia de los productos de intermodulación de tercer orden por 1dB de las portadoras se cumple

tanto para variaciones de la potencia de entrada, como de salida de las portadoras, para valores altos de reducción de la potencia de entrada, para los cuales ambas varían en la misma proporción. En general, las ecuaciones B-4 a B-7 son suficientemente aproximadas cerca de los valores de referencia si la potencia de entrada total es 7 o más dB menor que la de saturación. Para las potencias de entrada más cercanas a la saturación los productos de quinto orden son significativos porque aumentan mucho en potencia comparativamente y son muy numerosos.

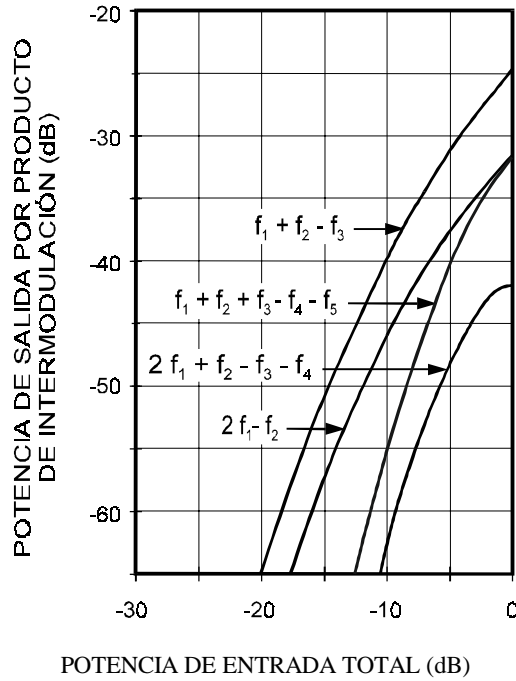


Figura B.6. Potencia relativa por producto de intermodulación causada por 5 portadoras iguales en un tubo de ondas progresivas [2]. Los ejemplos incluidos solo comprenden los productos de tercer orden y dos de los tipos de quinto orden (los demás tienen potencias mucho menores)

El número máximo de productos de intermodulación ocurre en el centro del canal ocasionando más interferencia a la portadora de esa frecuencia, siendo para los de tercer orden del primer tipo ( $n_{c3}$ ) y para los del segundo tipo ( $n'_{c3}$ ):

$$n_{c3} = \frac{n-2}{2}, \quad n'_{c3} = \frac{(n-2)(3n-4)}{8} \quad (B-8)$$

Por ejemplo, con 6 portadoras en el canal  $n_{c3} = 2$  y  $n'_{c3} = 7$ , mientras que los productos que coinciden con la primer portadora son 2 del primer tipo y 4 del



segundo. Los resultados correspondientes a 100 portadoras son 49, 3626, 49 y 2401 respectivamente. Puede estimarse de los datos anteriores que la potencia de los productos de intermodulación de tercer orden son aproximadamente 2 dB mayores en el centro de un transpondedor que en sus extremos si las portadoras tienen igual potencia.

Para los amplificadores de estado sólido es común que la potencia especificada como máxima nominal de salida corresponda al punto en que la curva de transferencia de entrada a salida se aparta 1 dB de la linealidad. Como dato complementario al anterior para determinar el valor de los productos de intermodulación se proporciona el de un punto virtual de intersección donde se cruzan, según las características de cada dispositivo amplificador, la extrapolación de la parte lineal de la curva mencionada y la tendencia de variación de 3 dB de los productos de intermodulación de tercer orden por cada dB de variación de la potencia de las portadoras. La figura B.7 ilustra los conceptos mencionados. Debe notarse que un punto de intersección más alto significa una mayor linealidad del amplificador.

Los fabricantes de estos amplificadores proporcionan también una forma aun más simple para estimar la intermodulación, por medio de cuadros que muestran los valores de intermodulación en función de la potencia relativa total de entrada, para distinto número de portadoras de igual potencia en el amplificador. La distorsión debida a la conversión de variaciones de amplitud a variaciones de fase (AM-PHM) ocurre principalmente en los tubos de ondas progresivas y los Klistrón produciendo componentes espurias en forma similar a la intermodulación.

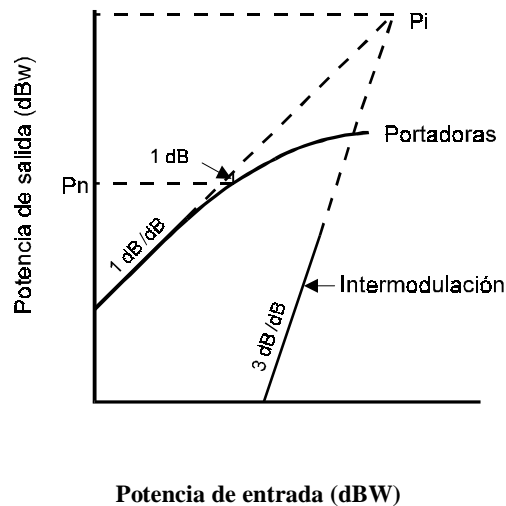


Figura B.7. Potencia nominal y punto de intersección de un amplificador de estado sólido.  $P_n$  = potencia nominal.  $P_i$  = punto de intersección

Normalmente se proporcionan parámetros para poder calcular los efectos de esta conversión, que por ser tan afín a la intermodulación puede combinarse con ella para determinar una relación  $C/N_{(\text{im} + \text{AM/PHM})}$  compuesta, que abarque a las dos, con el resultado final de reducir en varios dB la relación de portadora a intermodulación. También es posible que se proporcione la relación compuesta en tablas, en función del número de portadoras de igual nivel y de la retención de potencia de entrada. Para el caso de transpondedores a base de TOP, con un número alto de portadoras, el deterioro de la relación  $C/N_{\text{im}}$  por causa de dicha conversión es menor a valores bajos de retención de potencia de entrada  $BO_i$  que a valores altos (porque  $N_{\text{im}}$  se incrementa mucho más), pudiendo estimarse la relación compuesta de la fórmula empírica aproximada  $C/N_{(\text{im} + \text{AM/PHM})} = C/N_{\text{im}} - BO_i^{0.63}$  (todos los parámetros en dB), en la gama de valores de  $BO_i$  de 2 a 14 dB. Al emplear estos parámetros debe conocerse con seguridad si la información disponible corresponde solo a los productos de intermodulación o incluye los de conversión AM-PHM.

## REFERENCIAS Y BIBLIOGRAFÍA

- [1]. Downey, M.J. and Edington, B.J., *Engineer's Handbook for Earth Station Design and Implementation*, Latin American Telecommunications Summit, (1993).
- [2]. *Manual sobre Telecomunicaciones por Satélite* (1985). Unión Internacional de Telecomunicaciones, Ginebra, Suiza.
- [3]. Shimbo O., *Effects of Intermodulation, AM-PM Conversion, and Additive Noise in Multicarrier TWT Systems*, Proceedings of The IEEE, Vol. 59, No. 2, febrero 1971.

# Interferencia y coordinación entre sistemas

La necesidad mundial de aprovechar el espectro radioeléctrico en la mayor medida posible, para dar cabida a nuevos sistemas terrenales y espaciales que atiendan el incremento de la demanda de servicios de telecomunicación, da origen a la compartición de frecuencias y a su reuso en distintos sistemas de satélites. Gracias a los continuos desarrollos tecnológicos ha sido posible la coexistencia de satélites que emplean frecuencias comunes, a pesar de tener espaciamentos angulares cada vez menores en la órbita geoestacionaria. Sin embargo, en cualquier caso de sistemas en dichas condiciones, existe un cierto grado de interferencia mutua que se agrega a las diversas causas de degradación de las señales útiles, la cual debe mantenerse dentro de límites tolerables para todas las partes en el proceso formal de negociación conocido como *coordinación entre sistemas*. Además de la reducción del espaciamento angular entre satélites a causa de su creciente número, las dificultades de la coordinación han aumentado considerablemente en los años recientes por la tendencia constante de aumentar la potencia transmitida por los satélites en algunas bandas, y de reducir el tamaño de los reflectores de antena de las estaciones terrenas. En consecuencia, cuando menos es necesario conocer los principios en que se basan los procedimientos mencionados, en los cuales deben participar los propios operadores, los gobiernos nacionales que participen en el registro internacional de los sistemas sujetos a coordinación, y la organización mundial reconocida para este propósito.

### **C.1. INTERFERENCIA ENTRE SISTEMAS**

Las dos formas en que usualmente se produce la interferencia previsible entre sistemas son: del satélite de un sistema a las estaciones terrenas de otro, a través del

enlace descendente, y de las estaciones terrenas de un sistema al satélite de otro, a través de los enlaces ascendentes. El aislamiento de las señales de distintos sistemas depende completamente de las características direccionales de las antenas de los satélites y de las estaciones terrenas, y de la capacidad de potencia de emisión. Debido a lo anterior, generalmente no puede haber coexistencia entre sistemas móviles que utilicen las mismas frecuencias cuando los satélites tienen coberturas traslapadas o contiguas, debido a la poca direccionalidad de las terminales móviles.

Una parte del análisis de interferencia está representado por el simple valor de la relación de la potencia de la señal deseada a no deseada  $C/I$ , que se considera como dato en las ecuaciones de enlaces del Capítulo 3, especialmente en la ecuación 3-34, que permite combinar las relaciones de portadora a ruido, a interferencia y a intermodulación, consideradas todas como degradaciones que pueden sumarse sobre la base de potencia como ruido total. La otra parte de los análisis de interferencia corresponde a los criterios de tolerancia de las señales interferentes, que dependen del tipo de servicio y modulación de las portadoras en cada fracción de banda de un sistema para servicios por satélite.

Los cálculos de interferencia deben realizarse en detalle para el proceso de coordinación entre sistemas antes de la operación de un nuevo satélite, en el cual se siguen los procedimientos señalados por la Unión Internacional de Telecomunicaciones. Durante la negociación correspondiente puede requerirse que sean modificados los cálculos, si para facilitarla se encuentra conveniente hacer una reubicación espectral de los servicios en los transpondedores. Concluida la coordinación, los usuarios de la capacidad satelital de un sistema normalmente reciben la información sobre interferencia como un valor  $C/I$  predeterminado, que emplean en el cálculo de los enlaces para sus redes de comunicación por satélite.

La figura C.1 ilustra la geometría y parámetros que determinan la relación de interferencia  $C/I$  en el servicio fijo por satélite, en la cual por simplicidad solo se considera la interferencia de un sistema geostacionario B sobre otro A.

La figura muestra una estación transmisora y una receptora del sistema A, y una estación transmisora del B. El efecto total de la interferencia se manifiesta en las señales no deseadas recibidas en la estación  $A_2$ , una directa del satélite B y otra indirecta de la estación transmisora  $B_1$  a través del satélite A. Examinando la geometría de los dos sistemas se puede apreciar que el ángulo  $\phi$  de separación angular topocéntrica entre los satélites es aproximadamente igual visto desde cualquiera de las estaciones terrenas, siendo un poco mayor que la separación geocéntrica.

En el análisis siguiente se ha supuesto que los transpondedores del sistema que interfiere y del interferido tienen iguales características respecto de la traslación de frecuencias de entrada a salida, y que las portadoras consideradas tienen la misma anchura de banda. Las ganancias de las antenas de los satélites no se representan como función de un ángulo de desplazamiento respecto de su eje de apuntamiento,

porque en la actualidad muchos de sus haces no son de sección circular sino conformada, y para simplificar la simbología se omiten los dos ángulos de los cuales depende su valor.

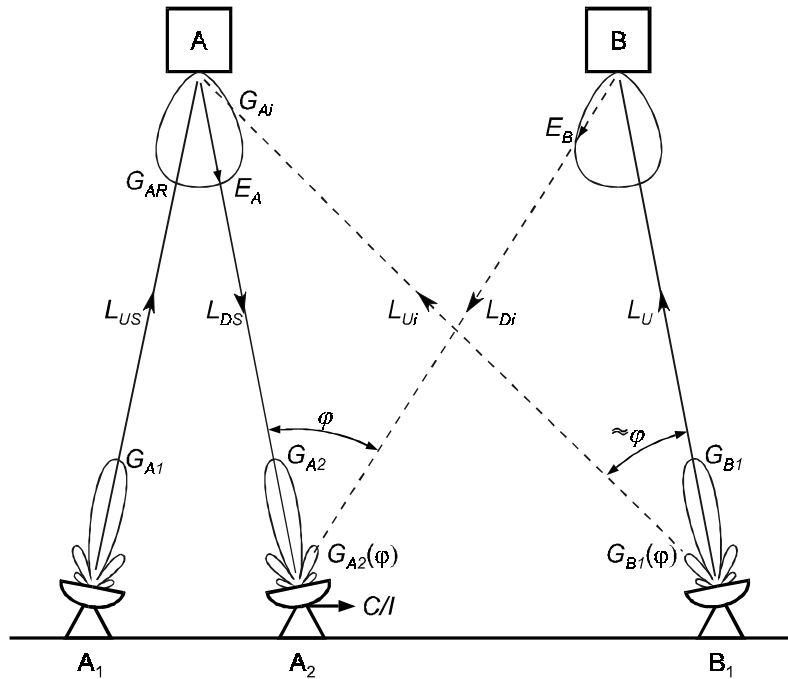


Figura C.1. Interferencia de un sistema B a un sistema A de satélites geostacionarios. Los enlaces con línea continua corresponden a la señal útil, y con punteada a las interferencias

La señal  $C$  deseada en la estación  $A_2$  recibida por el enlace descendente del satélite A puede determinarse de las ecuaciones de enlaces del Capítulo 3 como

$$C = E_A - L_{DS} + G_{A2} \text{ dBW} \quad (\text{C-1})$$

donde  $E_A = P_A + G_{AT}$  es la potencia del satélite A ( $G_{AT}$  es función de las coordenadas de  $A_2$ )

$L_{DS}$  son las pérdidas del espacio desde el satélite del mismo sistema y  $G_{A2}$  es la ganancia máxima de la estación receptora.

La potencia de la interferencia  $I$  recibida en  $A_2$  por el enlace descendente del satélite B es

$$I = E_B - L_{Di} + G_{A2}(\varphi) \text{ dBW} \quad (\text{C-2})$$

donde  $E_B = P_B + G_B$  es la pira del satélite B siendo  $P_B$  su potencia y  $G_b$  su ganancia ( $G_B$  es función de las coordenadas de  $A_2$ )

$L_{Di}$  son las pérdidas del espacio desde el satélite interferente y

$G_{A2}(\varphi)$  es la ganancia de la estación receptora en dirección del satélite interferente.

De acuerdo con la recomendación RS 580-5, descrita en el título 6.2.1 del Capítulo 6, si la antena de la estación  $A_2$  tiene una relación de diámetro a longitud de onda  $D/\lambda \geq 100$ , entonces  $G_{A2}(\varphi) = 29 - 25 \log \varphi$  y si  $D/\lambda$  está entre 35 y 100,  $G_{A2}(\varphi) = 49 - 10 \log (D/\lambda) - 25 \log \varphi$  ( $1^\circ \leq \varphi \leq 20^\circ$  para ambos), en el caso de nuevos sistemas en los cuales se haya adoptado dicha recomendación. La coordinación entre sistemas se puede realizar considerando antenas reales que tengan mejores características que las indicadas, pero en cambio no es aceptable negociar una mayor protección por utilizar antenas con características menos favorables.

La relación  $C/I$  de esta primera parte de la interferencia debida a los enlaces descendentes es la diferencia de las ecuaciones C-1 y C-2

$$(C/I)_D = [E_A - E_B] - [L_{DS} - L_{Di}] + [G_{A2} - G_{A2}(\varphi)] \quad (C-3)$$

Si los dos sistemas utilizan distinta polarización en los enlaces correspondientes, con un aislamiento  $Y_D$  dB entre ellos, la relación anterior aumentará en  $Y_D$ .

Analizando la forma en que pueden variar los valores de la ecuación C-3 se encuentra que el valor del primer paréntesis rectangular, correspondiente a la diferencia de pires de los dos satélites, depende de la potencia de los transpondedores de cada sistema, de la ganancia de sus antenas y de la separación geográfica de sus zonas de cobertura, por lo que su importancia es circunstancial, en tanto que el segundo, representando la diferencia de pérdidas del espacio, tiene un valor muy pequeño (décimos de dB o menor) y puede no considerarse, especialmente en el caso en que los dos satélites sean nacionales y con la misma cobertura, que por otra parte son los que presentan mayores riesgos de interferencia objetable. En el caso de coberturas diferentes, la mayor interferencia debida al efecto de los parámetros del primer paréntesis se encontrará en las zonas de las mismas más cercanas entre sí. El tercer paréntesis rectangular depende de las características direccionales de las antenas de las estaciones terrenas receptoras y de la separación de las posiciones orbitales de los satélites, y siempre es de la mayor importancia al determinar la relación  $C/I$ .

Para considerar la segunda parte de la interferencia es necesario calcular la potencia deseada recibida en el satélite A por el enlace ascendente de  $A_1$  que es

$$C = E_{A1} - L_{US} + G_{AR} \text{ dBW} \quad (C-4)$$

donde  $E_{A1} = P_{A1} + G_{A1}$  es la pira máxima de la estación  $A_1$ ,  $P_{A1}$  su potencia y  $G_{A1}$  su ganancia máxima,

$L_{US}$  son las pérdidas del espacio desde la estación terrena, y

$G_{AR}$  es la ganancia en recepción del satélite en dirección de la estación terrena deseada.

La potencia de interferencia recibida en el satélite A por el enlace ascendente de  $B_1$  es

$$I = E_{B1}(\varphi) - L_{Ui} + G_{Ai} \quad \text{dBW} \quad (\text{C-5})$$

donde  $E_{B1}(\varphi) = P_{B1} + G_{B1}(\varphi)$  es la pira de la estación  $B_1$  en dirección del satélite A,  $P_{B1}$  su potencia y  $G_{B1}(\varphi)$  su ganancia, que se puede suponer regida por la recomendación RS 580 como se señaló para la ecuación C-2,

$L_{Ui}$  son las pérdidas del espacio desde  $B_1$  hasta A y

$G_{Ai}$  es la ganancia del satélite A en recepción, en dirección de  $B_1$ .

En forma similar a la ecuación C-3, la relación  $C/I$  de las señales recibidas en el satélite A por los enlaces ascendentes de las estaciones terrenas  $A_1$  y  $B_1$  es

$$(C/I)_U = [E_{A1} - E_{B1}(\varphi)] - [L_{US} - L_{Ui}] + [G_{AR} - G_{Ai}] \quad (\text{C-6})$$

Como en el caso de la interferencia por los descendentes, si los enlaces tienen polaridades distintas con un aislamiento  $Y_U$  la relación  $C/I$  aumentará en ese valor. También como en el caso anterior, la diferencia en las pérdidas de los enlaces ascendentes no es significativa. La diferencia en las ganancias del satélite A en dirección de  $A_1$  y de  $B_1$ , que constituye el tercer paréntesis rectangular, depende de la separación geográfica de las zonas de cobertura del sistema A y del B. La diferencia más importante es la de las piras ascendentes, representada por el primer paréntesis de la ecuación mencionada, el cual concentra las mayores posibilidades de variación porque depende de las características direccionales de las estaciones terrenas al transmitir, de la separación angular de los satélites y de las diferencias de potencias de las estaciones terrenas. Si el satélite A opera con menor ganancia de sus transpondedores, es decir, con un valor más alto de su flujo para saturación, recibirá proporcionalmente menos interferencia porque para operar adecuadamente las estaciones terrenas de su sistema deben transmitir con mayor potencia, pero las mismas tendrán un costo mayor en antenas o en amplificadores de potencia, y aumentarán la interferencia al otro sistema. En virtud de lo anterior, desde el diseño de un satélite se deben tomar en cuenta en lo posible las características de los satélites próximos en la órbita para equilibrar los efectos de interferencia.

Los resultados de las ecuaciones C-3 y C-6 se pueden representar por un valor único  $C/I$  aplicando parcialmente la ecuación 3-34

$$C/I = \left[ (C/I)_D^{-1} + (C/I)_U^{-1} \right]^{-1} \quad (C-7)$$

donde se deben utilizar las relaciones directas (no en dB).

De lo anterior se puede apreciar que cuando las zonas de cobertura de dos satélites son coincidentes o contiguas, como en el caso de múltiples sistemas de un mismo país, la menor interferencia mutua se obtiene principalmente con mejores características direccionales de las antenas de las estaciones terrenas, y de ser posible con mayor separación en sus posiciones orbitales. En una región de varios países contiguos una forma de atenuar las dificultades de coordinación al ampliar sus sistemas nacionales consiste en considerar un reacomodo de posiciones satelitales, incluso aceptando una reducción de sus separaciones mínimas, de tal forma que los satélites de un mismo país queden separados por uno o más de los de otros en las posiciones intermedias.

Para considerar el efecto total de los satélites más cercanos se repite el cálculo de las ecuaciones C-3 y C-6 con cada uno de ellos, y se combinan como términos adicionales de la ecuación C-7 dentro de su paréntesis rectangular, obteniéndose el valor total que el operador del satélite proporciona a los usuarios de su capacidad. Los usuarios a su vez incluyen dicho valor en la ecuación 3.34 del Capítulo 3 junto con el ruido y otros efectos que causan la degradación de la señal útil, para determinar la relación total  $C/N$  en sus redes. Incorporar la interferencia  $I$  como ruido en la forma indicada equivale a incrementar la temperatura de ruido de un sistema en un valor  $\Delta T$  que en la mayoría de los casos hace innecesaria la coordinación con otros si la contribución individual de un satélite es menor de 6% del ruido total ya existente. Para determinar dicho umbral se utilizan los métodos de cálculo prescritos en detalle en la recomendación S.738 de la UIT.

Los criterios de tolerancia de interferencia para tipos de portadoras y servicios específicos se encuentran propuestos también en diversas recomendaciones de la UIT (como las S.523, S.671, S.728, S.735 y S.1323). Por ejemplo, la recomendación S.671-3(1993) se refiere a las relaciones de protección necesarias para transmisiones de banda estrecha con un solo canal por portadora interferidas por portadoras de televisión analógicas. Para el caso de transmisión de portadoras digitales SCPC a 64 kbits/s con corrección de errores en recepción (FEC) entre 1/2 y 7/8, que utilizan decodificación de Viterbi de decisión programada, la relación  $C/I$  mínima propuesta es:

$$C/I = C/N + 9.4 + 3.5 \log \delta - 6 \log (i/10) \text{ dB} \quad (C-8)$$

donde  $C/I$  es la relación entre la potencia de la portadora SCPC interferida y la potencia total de la portadora de la señal de TV con dispersión de energía interferente,



- $C/N$  es la relación entre la potencia de la portadora SCPC y la potencia de ruido correspondiente a una BER (PBE) de  $1 \times 10^{-6}$ ,
- $\delta$  es la relación entre la anchura de banda ocupada por la portadora SCPC y la desviación de cresta a cresta de la señal de TV debida a la dispersión de energía,
- $i$  es la potencia total atribuida de interferencia de premodulación en la anchura de banda SCPC, que consta de la contribución de potencia de interferencia de la portadora de TV y de la interferencia debida al ruido de línea procedente de otras portadoras interferentes, expresada en términos de porcentaje de la potencia total de ruido de premodulación ( $10 \leq i \leq 25$ ).

El criterio de interferencia indicado es aplicable a señales de televisión interferentes que utilizan dispersión de energía a la frecuencia de cuadro solamente, y están moduladas solamente por una señal de dispersión. Puede obtenerse considerable protección adicional a las portadoras SCPC si se desplazan adecuadamente en frecuencia respecto de la frecuencia central de la portadora de TV.

## C.2. COORDINACIÓN ENTRE SISTEMAS

La coordinación tiene el propósito de asegurar que un nuevo satélite de comunicación, y las estaciones terrenas que operen con él, no produzcan interferencias objetables a otros sistemas de satélites en operación o en proyecto.

Existen coordinaciones que deben realizarse de conformidad con la reglamentación de la Unión internacional de Telecomunicaciones, con los Acuerdos de la organización Intelsat y en algunos casos con procedimientos señalados a sus miembros por otras organizaciones que operan satélites de cobertura regional. En el primer caso consiste en un proceso de registro de información y de negociación de aspectos técnicos con otros operadores, el cual se realiza por medio de procedimientos establecidos por la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT). La coordinación de sistemas de satélites ha tenido en los últimos años dificultades crecientes que pueden causar muchos problemas antes de poner en operación un nuevo satélite. Debido a ello, se han planteado en el seno de la UIT diversas formas para superar esta situación que se ha convertido en crítica. Las medidas para aliviar las posibles interferencias y las consecuentes dificultades de coordinación abarcan no solo aspectos de procedimiento, sino los aspectos técnicos fundamentales que permitan reducir las posibilidades de interferencia, como son mejoras en las antenas, modificación de las atribuciones de frecuencias y reducciones de las potencias máximas permitidas de acuerdo con mejoras tecnológicas en el procesamiento de las señales.

Para entender mejor el proceso de coordinación y las posibilidades de facilitarlos es conveniente un conocimiento elemental de las funciones y ámbito de acción de la UIT, de las causas principales que han perturbado recientemente dicho proceso, y de los principios subyacentes en sus procedimientos.

### C.2.1 LA UNIÓN INTERNACIONAL DE TELECOMUNICACIONES

La UIT es una agencia de las Naciones Unidas con sede en Ginebra, Suiza, de la cual son miembros la mayoría de los países del mundo, la cual tiene jurisdicción en asuntos de cualquier medio y sistema de telecomunicación.

La estructura y funciones de la UIT están regidas por una Constitución que establece su misión y su organización general, y por un Convenio que estipula las funciones específicas de sus órganos y los procedimientos de la Unión. Después de décadas sin cambios en su estructura, en 1992 la UIT adoptó cambios importantes en su organización que entraron en vigor en julio de 1994, para adaptarse mejor a la evolución de los servicios de Telecomunicación en todo el mundo.

Entre sus funciones se encuentran las de determinar los servicios a los que se destinan las distintas partes del espectro de radiofrecuencias consignados en el Reglamento de Radiocomunicaciones (RR), y mediante “recomendaciones” proponer parámetros técnicos, procedimientos de operación, etc. que pueden adoptarse como norma en los países miembros y sirven de guía a los fabricantes de equipos. La UIT también determina el procedimiento para notificar la intención de establecer nuevos sistemas de satélites, modificarlos o agregar satélites a un sistema existente, así como para la posterior coordinación técnica de los mismos entre los operadores, y para la inscripción de sus frecuencias en el Registro Internacional de frecuencias. En ocasiones puede actuar como árbitro en controversias.

El Sector de normalización de la UIT prepara y revisa las denominadas recomendaciones técnicas y de operación, en las cuales la UIT concentra gran actividad. La nueva organización adoptó un procedimiento mediante el cual los tradicionales grupos de estudio que sesionan por especialidades pueden decidir por unanimidad aprobar una recomendación urgente, en lugar de esperar hasta la siguiente Conferencia de Normalización que se realiza cada cuatro años, evitando el retraso que ello implicaba.

El Sector de Radiocomunicación es responsable de administrar el espectro de frecuencias radioeléctricas a través de un Consejo de reglamentación y una Oficina de Radiocomunicación que maneja la documentación, registra y publica las decisiones del sector, y da apoyo logístico a sus reuniones. Este Sector es el encargado de preparar la parte substantiva de las Conferencias Mundiales y Regionales de Radiocomunicaciones.

La atribución o uso de las frecuencias se aprueba en Conferencias Mundiales de Radiocomunicación (CMR), anteriormente denominadas Conferencias

Administrativas Mundiales de Radiocomunicación, que se realizan cada dos años con base en las propuestas que presentan los miembros. Debido a la gran demanda de espectro para diversos servicios, normalmente las atribuciones se aprueban en cada banda para más de un tipo de servicio, lo que da lugar al concepto de “compartición de frecuencias” regida por limitaciones de potencia, direccionalidad de las antenas y otras restricciones que permiten el aprovechamiento del espectro, considerado un recurso valioso y limitado, por el mayor número posible de usuarios, con el menor riesgo de producirse interferencias mutuas. Para lograr el aprovechamiento del espectro por la mayor cantidad posible de redes o sistemas también se permite que se reutilicen en distintos de ellos las mismas frecuencias para el mismo servicio.

El hecho de que cada intervalo de frecuencias se use para los mismos servicios globalmente tiene la ventaja de facilitar la compatibilidad de equipos y sistemas y favorecer las economías de escala. Sin embargo, el desarrollo de los servicios a sido diferente en distintas partes del mundo, por razones políticas, geográficas y de influencia económica, debido a lo cual para los fines de atribución se divide al mismo en tres regiones. Además de la división en regiones, para lograr la aprobación de las atribuciones se aceptan declaraciones que presentan los países a título individual o en grupo, basadas en la soberanía de cada uno de ellos, que se incluyen como notas al pie de los cuadros de atribuciones, para precisar un uso diferente o adicional en dichos países a una banda específica. Todo el proceso desde la preparación de propuestas para cada CMR hasta su aprobación refleja las necesidades e intereses de operadores de servicios y de fabricantes de equipos, así como los principios políticos sobre telecomunicaciones que sustenta cada gobierno nacional.

Respecto de la aplicación o asignación de las atribuciones de frecuencias a sistemas concretos de satélites, en el caso de los geoestacionarios está asociada a la posición orbital.

### C.2.2 DIFICULTADES ACTUALES DE LA COORDINACIÓN

En los últimos años se ha incrementado la dificultad para lograr la coordinación técnica entre sistemas ante la UIT al aumentar el número de satélites en la órbita geoestacionaria, así como el número de notificaciones de intención de orbitar nuevos satélites o constelaciones de satélites, presentadas por las administraciones de telecomunicaciones.

Hasta hace poco más de quince años, había muy pocos operadores de sistemas internacionales, todos ellos con una organización de tipo cooperativa en los cuales estaban representados muchos países, y también existían pocos sistemas nacionales. Estas condiciones favorecían la solicitud de posiciones orbitales para la realización de proyectos de sistemas bien fundamentados, aunque posiblemente ya existían publicaciones anticipadas de algunos países con la intención de asegurar posiciones

orbitales geoestacionarias, aunque no contaran con estudios completos de la viabilidad de sus proyectos.

A partir de 1981 se empezaron a constituir empresas privadas con el propósito de aprovechar la oportunidad de negocios, ya sea como operadores de satélites, como promotores de proyectos, o con la intención de vender directa o indirecta los derechos de ocupación de posiciones orbitales y de otros tipos de activos intangibles, atribuibles a las gestiones que realizaban supuestamente con el fin de establecer nuevos sistemas de cobertura internacional. Desde ese año se constituyeron compañías como Columbia Communications Corporation, Orion Satellite Corporation y PanAmsat Corporation en EUA, así como Sociéte Européene des Satellites (SES) en Luxemburgo, por solo mencionar algunos de los que han llegado realmente a operar sistemas internacionales de satélites. Una peculiaridad de los procedimientos consiste en que la documentación relacionada con un sistema de satélites debe presentarse ante la UIT a través de la administración de telecomunicaciones de un solo país, aunque el sistema en proyecto tenga una cobertura regional o mundial y sea propiedad conjunta de socios de diversos países, actuando en este último caso como *Administración Notificante*. Además de los países mencionados anteriormente, otros de los que más recientemente han sido conducto para cumplir los procedimientos de registro de satélites geoestacionarios de empresas privadas con cobertura extranacional muy amplia son Hong Kong para el sistema Asiasat y Papua Nueva Guinea para el sistema Pacstar. El caso de los sistemas de órbitas bajas es distinto en el sentido de que no depende esencialmente de posiciones orbitales sino de bandas de frecuencias disponibles.

La conveniencia de obtener posiciones orbitales antes que otros en el caso de la órbita geoestacionaria representa una ventaja competitiva que tiene un valor intangible que puede comprarse y venderse a otras empresas realmente interesadas en convertirse en operadores, lo que inició una demanda excesiva de posiciones orbitales, añadiendo a los proyectos basados en estudios de mercado o razones políticas los que se gestionan con fines especulativos y que han dado en llamarse “satélites de papel”.

El conocido caso de Friendly Islands Satellite Company (Tongasat) representa un claro ejemplo, aunque extremo, de la gama de situaciones que se han presentado por el exceso de demanda, en parte injustificada, de posiciones orbitales. Esta compañía presentó a la UIT entre 1988 y 1989 a través del gobierno de Tonga (un estado constituido por pequeñas islas con menos de 100,000 habitantes en total) la documentación para obtener la publicación anticipada de 31 posiciones orbitales. La reglamentación internacional dificultaba que otros solicitantes pudieran ocupar esas posiciones durante los siguientes seis años, aunque no las ocupara Tongasat, la cual posteriormente manifestó que otros operadores podrían usarlas sobre la base de renta o compra. Este es uno de los casos en que se crean empresas para tratar de obtener posiciones orbitales en condiciones de rapidez y facilidad en las gestiones dentro de

una administración nacional que no tenga establecidos requisitos importantes sobre la viabilidad real de los proyectos.

Algunas empresas o administraciones interesadas en no perder por prescripción las posiciones orbitales para las cuales la UIT ya hizo la publicación anticipada, en acortar la fecha de iniciación de sus operaciones para mejorar su posición competitiva, o en poder participar en el mercado con la menor inversión posible, han recurrido a obtener en renta parte de la capacidad de satélites en operación, a rentar o comprar satélites completos que ya tenían varios años de operación en otras posiciones orbitales, a comprar satélites ya construidos pero aún no orbitados, o a comprar satélites de bajo precio aunque tengan un número insuficiente de transpondedores. Este tipo de medidas, que no eran usuales, reflejan el ambiente que se ha generado, y en algunos casos se deben a falta de solidez del proyecto o a limitaciones financieras que posteriormente pueden conducir a problemas mayores.

### C.2.3 PRINCIPIOS Y PROCEDIMIENTOS DE LA COORDINACIÓN

Un principio fundamental de la coordinación de sistemas de satélites consiste en que los operadores que ya tienen satélites operando, y los que ya han logrado la coordinación de los suyos aunque no estén en funcionamiento, faciliten en la mayor medida posible que otros operadores de sistemas futuros coordinen los propios. No obstante, los procedimientos implican prioridad para los sistemas en operación y para los que tienen un mayor avance en la coordinación.

Para registrar internacionalmente un sistema de satélites en proyecto debe presentarse ante el sector de Radiocomunicación de la UIT, a través de la administración de telecomunicaciones de un país, en nombre propio o en representación de un grupo de administraciones nominadas, la documentación, con información prevista en diversas etapas, correspondiente a lo que se designa como apéndice S4, dispuesta en el artículo S9 (“Procedimiento para efectuar la coordinación u obtener el acuerdo de otras administraciones”) del Reglamento de Radiocomunicaciones. Aparte de dicho artículo, el S11 establece los procedimientos de notificación e inscripción de asignaciones de frecuencia.

La información de la etapa inicial, que es de suma importancia para asegurar prioridad al sistema, debe presentarse con una anticipación no mayor de 5 años y preferiblemente no inferior a 2 años a la fecha prevista para su puesta en servicio, a fin de lograr la expedición en forma de circular a todas las administraciones nacionales de lo que se denomina la *Publicación Anticipada*, que incluye, entre otras cosas, la posición orbital solicitada, las frecuencias en que operará y la fecha de puesta en servicio.

Después de la *Publicación Anticipada* debe entregarse a las administraciones que hayan manifestado la posibilidad de interferencia a sus sistemas y a la Oficina de Radiocomunicación (para su examen y publicación) la documentación de la solicitud

de coordinación que señala el apéndice S4 de conformidad con la Sección II del artículo S9 (CMR-97) correspondiente a esta etapa, con lo cual el solicitante puede iniciar la coordinación técnica.

Para algunos servicios específicos por satélite existen planificaciones aprobadas por los países de una región para establecer las posiciones orbitales, las frecuencias y características de los haces que pueden utilizar cada uno de los países comprendidos en ella, a fin de reservarles acceso a los mismos en forma equitativa y de reducir los posibles problemas de coordinación que pudieran presentarse. No obstante, dichas planificaciones pueden volverse inapropiadas si no se actualizan en un tiempo razonable de acuerdo con la evolución de la tecnología.

El proceso de coordinación se facilita cuando los operadores de sistemas nacionales físicamente cercanos en la órbita geoestacionaria, o con zonas de cobertura contiguas o traslapadas, prevén con anticipación el crecimiento de sus sistemas y acuerdan las medidas para hacerlo posible, aun cuando no cuenten con los detalles completos de sus futuros satélites. Este procedimiento es útil porque cuando se presenta la necesidad de substituir satélites o ampliar su número ya ha sido tomada en cuenta, y reduce el tiempo y las dificultades de la coordinación. Un ejemplo de ello es el acuerdo trilateral para sistemas geoestacionarios de servicio fijo entre Canadá, EUA y México, suscrito originalmente en 1982 y revisado en 1988, que ha permitido la coexistencia y desarrollo de sus sistemas en un arco congestionado de la órbita geoestacionaria.

En el caso de necesidad de coordinación con sistemas que ya se encuentren en operación el avance de la coordinación con éstos es importante porque determina la posibilidad de ocupar en menor tiempo una posición orbital aun en el caso de una dificultad persistente en la coordinación con otro sistema que esté en la fase de proyecto, especialmente si la materialización de este último no está respaldada por los pasos previstos de cumplimiento de los requisitos que se denominan genéricamente *diligencia debida*. La diligencia debida representa en general la constancia de que el solicitante u operador está realmente realizando los compromisos formales tanto administrativos como financieros para obtener y orbitar el o los satélites motivo de la coordinación.

El riesgo en el caso de dos sistemas en proyecto que estén cumpliendo con todas las disposiciones reglamentarias consiste en que tuviera que llegarse a una negociación que causara limitaciones operativas a uno o a ambos sistemas, o peor aun, que tuviera que recurrirse a los procedimientos de arbitraje previstos en la reglamentación. En cualquier caso, es obligación de los países miembros de la UIT el agotar todos los medios posibles para tratar de acomodar a los nuevos sistemas en la órbita geoestacionaria, lo que debe ser tomado muy en cuenta por cada operador y por cada administración nacional de telecomunicaciones.

Como ejemplo de una coordinación, no bilateral, sino multilateral, debida a la existencia de varios sistemas geoestacionarios en proyecto, puede mencionarse el

caso de la banda L para servicios móviles, que se usa para los enlaces ascendentes y descendentes desde y hacia las terminales móviles de estos sistemas, y que estaba siendo utilizada por INMARSAT para sus servicios marítimos. La zona de dificultad fue el continente americano y los mares que lo rodean, originando una negociación cuyos resultados empezaron a obtenerse después de varios años. Los países y organizaciones participantes en la negociación son Canadá, EUA, México, Rusia e INMARSAT, que cuentan actualmente con satélites en operación para esta zona geográfica, ya sea especializados para dichos servicios o con una parte de su carga de comunicaciones dedicada a los mismos, pero que se están empleando o se proyecta utilizarlos no solo para comunicación marítima, sino también para el servicio móvil terrestre. El principal obstáculo de la coordinación fue la poca capacidad de la banda L atribuida para usarse en los sistemas geoestacionarios, insuficiente en consideración de las expectativas de desarrollo que se tenía para estos servicios, con la circunstancia agravante de que utilizando las tecnologías disponibles o aplicadas normalmente es difícil en el mismo hemisferio reutilizar las frecuencias en otros sistemas, lo que puede hacerse con relativa facilidad en las bandas para servicios fijos.

La situación es diferente para el caso de los nuevos sistemas para servicios móviles que emplean órbitas medias o bajas, en las que no se asignan posiciones orbitales, y que están expuestos a los mismos problemas de interferencia mutua. La capacidad atribuida para servicios móviles por la UIT es muy baja por las características propias de las bandas que se han destinado a estos servicios y por la pretendida cobertura global de estos sistemas, especialmente tomando en cuenta las previsiones que se han hecho de su futuro mercado, que son extraordinariamente amplias, debido al desarrollo de la tecnología que aparentemente permitirá el uso de terminales de precio mucho más bajo y muy compactas. Las Conferencias Mundiales de Radiocomunicación están dedicando mucha atención a este problema tratando de ampliar las bandas disponibles y eliminar restricciones en su uso. Aun así, no será posible acomodar a todos los sistemas que las nuevas empresas creadas para este fin pretenden operar.

Una de las formas de reducir los esfuerzos de coordinación entre sistemas consistió en introducir recientemente en la UIT una parte del concepto de diligencia debida conocido como *debida diligencia administrativa* consistente en la obligación de notificar oportunamente las características de los contratos entre el operador, y tanto el fabricante del o de los satélites como el proveedor o proveedores de los servicios de lanzamiento, para evitar que proyectos no viables o con problemas serios para su realización impidan que lo hagan otros que se encuentren en condiciones más favorables. Dicho requisito exige la publicación periódica de los datos mencionados, que representan el compromiso efectivo de realización de los pasos previos a la operación de uno o un sistema de satélites.

En caso de que sea necesario, el proceso de coordinación, ya sea bilateral o multilateral, puede dividirse en tres fases generales:

- Inspección de las transmisiones reales o planeadas de las redes consideradas y determinación de su interacción, comparada con criterios de interferencia aceptados como referencia, habiendo aceptado previamente la validez de los cálculos de interferencia.
- Investigación de los cambios potenciales a los parámetros de los planes de transmisión (características de transmisión, planes de frecuencias), o de las posiciones orbitales, que puedan conducir a una solución de cualquier interferencia identificada.
- Si es necesario, negociaciones para modificaciones y ajustes en uno o en ambos de los sistemas considerados, o en otros cuando se trata de una coordinación multilateral.

Los métodos para evaluar las relaciones de interferencia pueden consistir en la comparación de la potencia total de las portadoras, las características de la densidad de potencia de las transmisiones o de las relaciones normalizadas de portadora a interferencia.

## REFERENCIAS Y BIBLIOGRAFÍA

- [1]. Rec. S.465-5 (1993) *Reference earth station radiation pattern for use in coordination and interference assessment in the frequency range from 2 to about 30 GHz*, ITU, Geneva, Switzerland.
- [2]. Rec. S 523-4 (1992), *Maximum permissible levels of interference in a geostationary-satellite network in the fixed-satellite service using 8 bit PCM encoded telephony, caused by other networks of this service*, ITU, Geneva, Switzerland.
- [3]. Rec. S.524-5(1993), *Maximum permissible levels of off-axis e.i.r.p. density from earth stations in the fixed-satellite service transmitting in the 6 and 14 GHz frequency bands*, ITU.
- [4]. Rec. S 580-5(1993), *Radiation diagrams for use as design objectives for antennas or earth stations operating with geostationary satellites*, ITU.
- [5]. Rec. S 670-1(1992), *Flexibility in the positioning of satellites as a design objective*.
- [6]. Rec. S 671-3.(1993), *Necessary protection ratios for narrow-band single channel-per-carrier transmissions interfered with by analog television carriers*, ITU.



- [7]. Rec. S 672-4(1997), *Satellite antenna radiation pattern for use as a design objective in the fixed-satellite service employing geostationary satellites*, ITU.
- [8]. Rec.S 728-1(1995), *Maximum permissible level of off-axis e.i.r.p. density from very small aperture terminals (VSATs)*, ITU.
- [9]. Rec. S 731(1992), *Reference earth-station cross-polarized radiation pattern for use in frequency coordination and interference assessment in the frequency range from 2 to about 30 GHz*, ITU.
- [10]. Rec. S 735-1 (1993), *Maximum permissible levels of interference in a geostationary-satellite network for an HRDP when forming part of the ISDN in the fixed-satellite service caused by other networks of this service below 15 GHz*, ITU.
- [11]. Rec. S 737.(1992), *Relationship of technical coordination methods within the fixed-satellite service*, ITU.
- [12]. Rec. S.738 (1992), *Procedure for determining if coordination is required between geostationary-satellite networks sharing the same frequency band*, ITU.
- [13]. Rec. S.740 (1992), *Technical coordination methods for fixed-satellite networks*, ITU.
- [14]. Rec. S.741-2 (1993), *Carrier-to-interference calculations between networks in the fixed-satellite service*, ITU.
- [15]. Rec. S.1253 (1997), *Technical options to facilitate coordination of fixed-satellite service networks in certain orbital arc segments and frequency bands*, ITU.
- [16]. Rec. S.1323 (1997), *Maximum permissible levels of interference in a satellite network (GSO/FSS, non-GSO/FSS, non-GSO/MSS feeder links) for a hypothetical reference digital path in the fixed-satellite service caused by other codirectional networks below 30 GHz*, ITU.
- [17]. Rec. S.1324 (1997), *Analytical method for estimating interference between non-geostationary mobile-satellite feeder links and geostationary fixed-satellite networks operating co-frequency and codirectionally*, ITU.
- [18]. Rec. S.1325 (1997), *Simulation methodology for assessing short-term interference between co-frequency, codirectional non-GSO/FSS networks and other non-GSO/FSS or GSO/FSS networks*, ITU.
- [19]. Potts, J. B., *Satellite Transmission Systems* (1993). Bass II Publications.
- [20]. Pritchard, W.L. and Sciulli, J.A., *Satellite Communication Systems Engineering* (1986), Prentice Hall, Inc.



# Fiabilidad

### D.1. INTRODUCCIÓN

Un objetivo importante de cualquier sistema de satélites en proyecto es su previsible disponibilidad de operación, consistente en que su servicio se inicie en una fecha determinada y continúe sin interrupción por tiempo indefinido, mientras se tenga previsto utilizar la capacidad de su carga de comunicaciones. La falta de cumplimiento significativo de cualquiera de las dos partes de dicho objetivo representa una pérdida importante. El mayor riesgo en cuanto a la fecha de iniciación de operación es la posible falla de un vehículo de lanzamiento, ya sea al lanzar un satélite de otro sistema (retrasando el calendario de lanzamiento de los siguientes satélites), o los del propio sistema en consideración. Posteriormente, la continuidad total o parcial del servicio sin una interrupción prolongada o definitiva depende estadísticamente de la fiabilidad de los satélites, la cual debe ser muy alta por la extrema dificultad y costo de su reparación, que hacen que en la actualidad generalmente se considere inelegible.

Los satélites de comunicación en órbita están expuestos a errores de diseño y de integración, fallas al azar o por desgaste de sus elementos constitutivos, a accidentes impredecibles originados por el ambiente en que operan, a mal funcionamiento por errores de los programas lógicos (software), y a errores de operación. Algunos de estos factores pueden degradar las señales, reducir la capacidad de su carga de comunicaciones, o dificultar la vigilancia del funcionamiento del satélite desde su centro de control, y otros pueden reducir la vida útil del satélite en su conjunto o terminarla inesperadamente. Por su parte, las fallas de los vehículos de lanzamiento tienen casi siempre consecuencias catastróficas. Las estaciones terrenas, aunque sujetas a los mismos principios de la fiabilidad, están expuestas a pocos factores de riesgo y deterioro cuyos efectos tienen consecuencias menores por la facilidad para

efectuar reparaciones en ellas y porque normalmente causan un mínimo impacto en la disponibilidad de una red.

La fiabilidad es la probabilidad de que no ocurran fallas en un determinado momento en un sistema, subsistema o unidad de equipo, por lo que en cada caso tendrá un valor entre 0 y 1, que puede predecirse. Mientras mayor sea el intervalo de tiempo desde que el sistema inició su operación, será invariablemente menor la fiabilidad, por lo que es una función decreciente del tiempo. La especificación completa de la fiabilidad incluye también la definición del desempeño satisfactorio del sistema, la confianza de la probabilidad de éste, y los parámetros de su ambiente de operación. En el caso de los satélites de comunicación los objetivos de fiabilidad se especifican como probabilidad de supervivencia o de operación dentro de límites satisfactorios de cada uno de los subsistemas, en distintos momentos durante la vida útil esperada de su conjunto, dependiendo ésta última de la cantidad de propulsores cargada antes de su lanzamiento. Infortunadamente, la cantidad de satélites de cada tipo o serie que construye cualquiera de las empresas dedicadas a esta actividad no es suficiente para obtener un alto nivel de confianza en la información estadística disponible, aunque muchos de los componentes empleados se utilizan en más de una serie de satélites y por más de un fabricante. No obstante, no existen otros procedimientos mejores en los cuales basar las medidas tendientes a obtener una probabilidad de desempeño satisfactorio para todos los subsistemas de un satélite.

Para lograr la mayor fiabilidad posible de los satélites, se requiere un conjunto de medidas, que entre otras incluyen: asegurar en lo posible por diseño la calidad y duración intrínseca de cada uno de sus componentes, utilizar los datos de fallas de componentes y unidades de equipo que anteriormente hayan operado durante suficiente tiempo en el espacio, análisis de las posibles causas de fallas ocurridas anteriormente en componentes similares a los que vayan a emplearse, pruebas de aceptación al 100% de componentes, introducción de tolerancia a las fallas para evitar consecuencias importantes de la que pueda ocurrir a una sola parte o componente, supervisión redundante de todo el proceso de fabricación de cada satélite, y la serie de pruebas de subsistemas y del satélite en su totalidad que se realizan en planta, aparte de las que se realizan en el sitio de lanzamiento.

La fiabilidad, como otros, es un tema muy amplio y complejo cuando se trata a profundidad. Lo que se expone a continuación es solo un esbozo orientado específicamente a la comunicación por satélite.

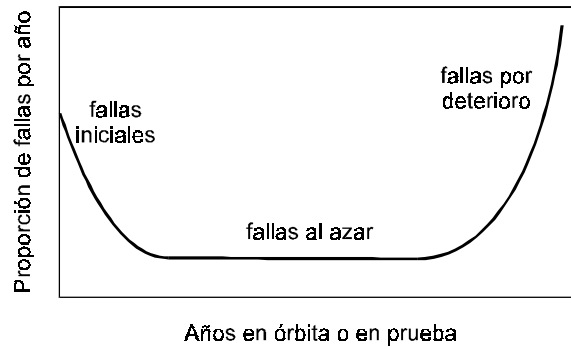
## **D.2. PRINCIPIOS BÁSICOS**

### **D.2.1 TIPOS DE FALLAS**

La falla de un componente o subsistema consiste en que sus parámetros de operación no sean satisfactorios, lo cual puede ocurrir por un proceso progresivo o por un

cambio abrupto de sus características. Para calcular o medir la fiabilidad de cualquier elemento se requiere la especificación tanto de lo que define su desempeño adecuado (sin falla), como de los límites de sus condiciones de operación.

Las fallas ocurren en los equipos y subsistemas en distinta proporción en diferentes intervalos de tiempo según su naturaleza predominante, por lo cual se clasifican como *fallas iniciales*, *fallas al azar* y *fallas por deterioro*, ilustradas en la figura D.1 como fallas/año en función de los años en órbita o en prueba.



**Figura D.1. Proporción de fallas en función del tiempo**

Inicialmente ocurren fallas en los subsistemas que son atribuibles en mayor medida a errores de diseño. La mayoría de las fallas por diseño ocurren durante los primeros dos años de operación, causadas porque los componentes empleados no resisten las condiciones del espacio o del propio sistema, aunque éstas eran conocidas o debieron ser conocidas por quienes realizaron el diseño. Cuando las fallas de diseño se logran identificar como tales, y conocer su causa, se pueden reducir en las unidades de equipo producidas posteriormente, razón por la cual los satélites fabricados durante los primeros dos años de una nueva serie o modelo de plataforma tienen un mayor riesgo de que su fiabilidad sea menor que lo previsto al diseñarla. Lo anterior tiene relación con la difícil disyuntiva de continuar utilizando una tecnología largamente probada, o utilizar una nueva, aparentemente más eficiente en algún aspecto, pero no suficientemente probada, y hace resaltar la importancia de lo que a veces se denomina *madurez de las tecnologías* utilizadas en el diseño.

Después de los dos primeros años la mayoría de las fallas son al azar, incluyendo las de partes sin deficiencias de diseño, las de calidad sin deficiencias conocidas de inspección o de pruebas, y otras sin causa conocida. Es en este intervalo de tiempo en el cual la fiabilidad depende en mayor medida de la calidad de los componentes individuales de los subsistemas.

Otras fallas que pueden ocurrir en cualquier lapso son debidas a condiciones ambientales que no eran conocidas o no fueron suficientemente entendidas.

Las fallas que ocurren a partir de que la pendiente de la curva de la figura D.1 se vuelve positiva se deben predominantemente a deterioro progresivo de los componentes por el ambiente, por desgaste o por envejecimiento. Aunque en algunos subsistemas (como en el sistema de energía y el de propulsión) ocurre un deterioro progresivo previsible de sus partes, éste normalmente no alcanza en ningún intervalo los límites de desempeño que definen la falla. En realidad, todos los subsistemas de un satélite se diseñan para que durante su vida útil no ocurran fallas por deterioro, es decir, para que durante ella no se llegue a la parte de la figura D1 que tiene pendiente positiva.

Una clasificación de las fallas en los satélites, con valores estimados de su proporción respecto del total en el futuro inmediato es la siguiente:

**Cuadro D.1. Proporciones de causas de fallas**

CAUSAS DE FALLA	% DEL TOTAL
Diseño	25
Condiciones ambientales	19
Operaciones (incluyendo errores de software)	5
Partes	17
Calidad	8
Otras causas conocidas y desconocidas	26

El alto valor de las fallas de diseño se debe no solo al de la plataforma del satélite, sino a errores en el de su carga útil, que puede ser diferente en cada uno. En la revisión final del diseño de cada satélite, denominada *Revisión Crítica del Diseño*, en la cual frecuentemente participan numerosos expertos, tanto del fabricante como designados por el comprador, se incluye la fiabilidad como uno de los aspectos relacionados con la eficiencia general del diseño.

Respecto de la distribución de fallas por subsistema, en los satélites la mayor proporción ocurre en la carga útil y en el de teledirigido, teledirigido y distancia, con cerca de 25% del total en cada uno, y la menor en el de propulsión y en la estructura, con menos de 4% en cada uno. También hay diferencias en la proporción de fallas por tipo de satélite, siendo mucho mayor en los de órbitas bajas.

Las fallas ocurren tanto en los elementos que operan continuamente, como en los que tienen una operación cíclica y en los que operan una sola vez. Los transpondedores y el subsistema de energía son ejemplos de los primeros, el subsistema de propulsión de los segundos, y algunas válvulas y los dispositivos pirotécnicos en general lo son de los terceros. La probabilidad de falla de los elementos que operan continuamente se relaciona con el tiempo, y la de los que operan en forma cíclica con el número de ciclos de su operación. Las relaciones de fiabilidad que presentaremos corresponden a los elementos que operan continuamente, pero normalmente son aplicables también a los de operación cíclica.

### D.2.2 RELACIONES DE LA FIABILIDAD

De un número grande inicial  $n_0$  de elementos supuestamente idénticos operando en órbita o en pruebas, después de un intervalo  $t$  habrán fallado  $n_F$  y continuarán operando satisfactoriamente  $n_S = n_0 - n_F$ . La fiabilidad de dichos elementos en el momento  $t$  es

$$R \equiv \frac{n_S}{n_0} \quad (D-1)$$

La proporción de fallas por unidad de tiempo  $\lambda$  es la relación  $dn_F/dt$  dividida entre el número de elementos que continúan operando satisfactoriamente

$$\lambda = \frac{1}{n_S} \frac{dn_F}{dt} = -\frac{1}{R} \frac{dR}{dt} = -\frac{1}{n_S} \frac{dn_S}{dt} \quad (D-2)$$

Un parámetro muy utilizado para representar la fiabilidad de un subsistema o de una unidad de equipo es  $T = 1/\lambda$ , expresado en horas y denominado tiempo medio entre fallas (TMEF). Las unidades de equipo utilizadas en cualquier subsistema deben tener un valor de TMEF substancialmente más alto que la vida útil prevista para el sistema. Comúnmente se asume que  $\lambda$  tiene un valor constante para la mayoría los elementos no mecánicos de un sistema de satélites en el intervalo de la figura D1 de fallas al azar, en cuyo caso la solución para  $R$  de la ecuación diferencial D-2 es

$$R = e^{-\lambda t} = e^{-t/T} \quad (D-3)$$

Por ejemplo, si un transreceptor para estación terrena tiene especificado un valor típico de  $T = 10^5$  horas, el valor de su fiabilidad  $R$  será 0.77, 0.7 y 0.65 al final de 3, 4 y 5 años de operación continua, respectivamente.

Una unidad de equipo o un subsistema contiene normalmente muchas partes ( $n$ ) y cuando el buen funcionamiento del subsistema depende del buen funcionamiento de cada una, es decir, cuando la configuración equivale a un circuito en serie, la falla de una sola de ellas produce la falla de todo el tramo o de todo el sistema. En este caso la fiabilidad total es el producto de las fiabilidades de todas las partes

$$R_S = R_1 \cdot R_2 \cdot R_3 \cdot R_4 \cdot \dots \cdot R_n \quad (D-4)$$

Si todas las partes tienen  $\lambda$  constante, la fiabilidad del sistema puede alternativamente calcularse por medio de

$$R_S = \exp(-t \sum_{i=1}^{i=n} \lambda_i) \quad (D-5)$$

donde  $\lambda_i$  es la proporción de errores por unidad de tiempo de cada parte o de cada componente individual. Por tanto, la fiabilidad total será menor que la del componente que la tenga más baja, y las partes individuales del mismo tipo que sean muy numerosas deben tener una fiabilidad mucho mayor que la esperada del subsistema en que se encuentran. Valores típicos aproximados de los parámetros de fiabilidad de algunas partes y componentes a 25°C de temperatura ambiente son los siguientes:

**Cuadro D.2. Proporción de errores y tiempo medio entre fallas de partes y componentes**

PARTE O COMPONENTE	$\lambda_i$ (*)	T (horas)	R (a 5 años)
Resistencia de composición	0.1	$10^{10}$	0.99999
Potenciómetro	200	$5 \times 10^6$	0.99127
Capacitor de Mylar	0.1	$10^{10}$	0.99999
Capacitor de alto voltaje	10	$10^8$	0.99956
Conmutador de rf de ferrita	15	$6.67 \times 10^7$	0.99934
Transistor de efecto de campo, de RF	5	$20^8$	0.99978
Circuito integrado digital	15	$6.67 \times 10^7$	0.99934
Tubo de ondas progresivas (banda Ku)	1500	$6.67 \times 10^5$	0.93637
Codificador de telemetría	2800	$3.57 \times 10^5$	0.88451

\* Proporción de fallas/ $10^9$  horas

Las proporciones de fallas del cuadro anterior, que solo tiene fines ilustrativos, corresponden a partes y componentes seleccionados para aplicaciones espaciales, representando una pequeña muestra de la información existente en diversas fuentes para este propósito. Para medir la fiabilidad de un mismo tipo de parte o componente se somete un conjunto  $n_0$  de ellos a un ambiente de operación simulado, determinando el tiempo medio entre fallas  $T$  (TMEF) al dividir el número total de horas-parte o de horas-componente supervivientes entre el número de fallas observadas. El número total de horas-componente debe ser cuando menos cinco veces el valor de  $T$  para que el resultado sea confiable. En el caso de partes de alta fiabilidad, dicho procedimiento puede requerir años de pruebas para conocer los resultados, existiendo métodos autorizados para reducir su duración en alguna medida, conocidos como *pruebas aceleradas de vida*. Una forma de obtener información más completa consiste en aumentar el número de ejemplares de la misma parte en prueba, y formar grupos sometidos a parámetros de operación diferentes, que representen tanto mayor



como menor riesgo de falla. Por ejemplo puede aplicarse mayor tensión entre sus terminales, o mantenerlos en una mayor gama de temperaturas, estableciendo por medio de estas pruebas una correlación entre el valor de  $T$  y la variación de los parámetros de operación.

Las fiabilidades de distintos grupos de ejemplares supuestamente idénticos de una parte o componente no son idénticas, existiendo una posible variación más o menos dispersa de su valor. El grado o nivel de confianza del valor de la fiabilidad de cualquier parte o componente proporcionado en una lista como la del cuadro anterior generalmente es la probabilidad de que su fiabilidad tenga como mínimo dicho valor, aunque hay otras formas de definirla. El grado de confianza utilizada usualmente es de 60%.

Partiendo de la de los componentes, los modelos de fiabilidad de un subsistema se basan fundamentalmente en las ecuaciones D-4 y D-5, modificadas por el concepto de redundancia, como consecuencia de introducir elementos de reserva que en el momento de falla substituyen a un elemento dañado por medio de conmutación, logrando aumentar la fiabilidad de la función que desempeñan. El modelo básico de un subsistema con redundancia se presenta en el diagrama por bloques de la figura D.2, en la cual cada rectángulo es un bloque o conjunto de componentes interconectados. En dicha figura los bloques A1 y A2 no se encuentran en conexión paralelo, sino que por convención su forma de representación significa que no operan ambos simultánea sino uno o el otro alternativamente, siendo A2 la redundancia de A1.

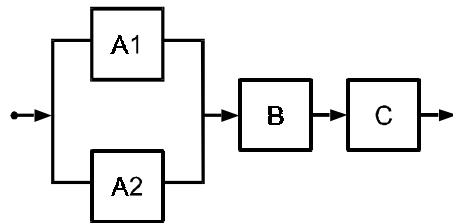


Figura D.2. Modelo básico de fiabilidad de un subsistema con redundancia

La fiabilidad del modelo mostrado es

$$R_S = [1 - (1 - R_{A1}) (1 - R_{A2})] R_B R_C = [1 - Q_{A1} Q_{A2}] R_B R_C \quad (D-6)$$

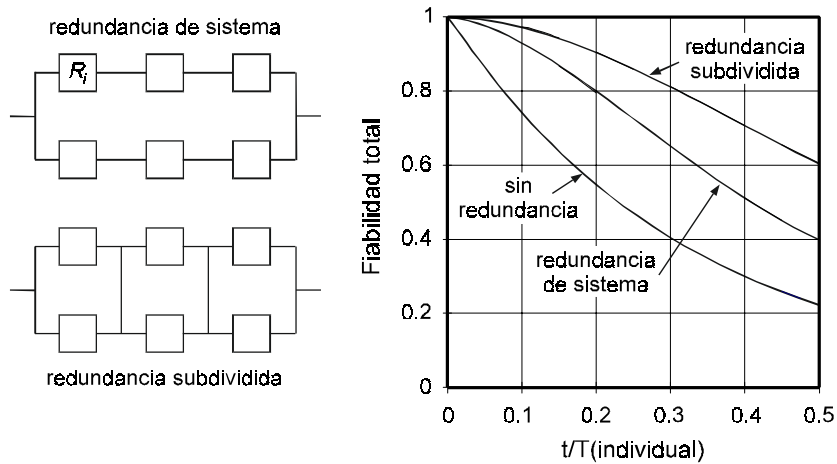
donde el símbolo  $Q$  representa la probabilidad de que un bloque falle en el momento contemplado ( $Q = 1 - R$ ).

Comparando con la ecuación D-4, puede notarse que en la D-6 la fiabilidad del primer bloque queda substituida por el contenido del paréntesis rectangular, que es la combinada del mismo con su redundancia. En el caso considerado se dice que la redundancia es 2:1. Si existe un bloque adicional de respaldo la redundancia es 3:1 y

si tanto el bloque A1 como sus redundantes tienen la misma fiabilidad, la combinada de los tres es  $1 - (1 - R_{A1})^3$ . Por ejemplo, si un bloque tiene fiabilidad de 0.85 después de  $x$  años de operación, utilizando redundancia idéntica 2:1 la fiabilidad combinada será 0.98 y con redundancia 3:1 será 0.997 en el mismo momento. No obstante, para realizar la sustitución de un bloque en falla por otro en condiciones de operación se requiere un dispositivo de conmutación con alta fiabilidad, que a su vez reduce la fiabilidad de la combinación, aunque sea en pequeña proporción. Por otra parte, en algunos casos puede suponerse que el bloque redundante tiene cero probabilidad de falla en el momento en que substituye al dañado, lo que hace que la fiabilidad total sea mayor que cuando  $R_{A2} = R_{A1}$ .

Para cualquier otra configuración de un subsistema diferente del modelo básico se pueden agregar bloques con o sin redundancia, y modificar en forma consecuyente la ecuación D-6.

La fiabilidad total de un subsistema depende de la configuración de la redundancia cuando ésta se aplica, resultando mejor en general la redundancia subdividida por bloques que la de todo el subsistema. Por ejemplo, la figura D.3 muestra un subsistema consistente en tres bloques, cada uno con igual fiabilidad, y los resultados de no utilizar redundancia, de utilizar redundancia del sistema en conjunto y de utilizarla en cada bloque, de acuerdo con las ecuaciones anteriores. Las abscisas de la gráfica del lado derecho de la figura son el tiempo transcurrido dividido entre el tiempo medio entre fallas de un bloque ( $t/T$ ) y las ordenadas la fiabilidad total del subsistema en cada caso. La figura no incluye la fiabilidad de los mecanismos de conmutación.



**Figura D.3. Efectos de la configuración de la redundancia**

Sujeto a las conclusiones de un análisis detallado en que no solo se considere la fiabilidad, de la figura anterior se puede suponer que en una estación terrena es

posible obtener una fiabilidad total al menos un poco mayor, y otras ventajas, empleando redundancia individual para los equipos con menor fiabilidad de la misma, que tener como redundancia una cadena completa de todos los equipos.

La ecuación D4 representa no solo la fiabilidad de un conjunto  $n$  de elementos o bloques en serie, sino también la probabilidad de que ninguno de los bloques individuales falle en el momento considerado, aunque no estén conectados entre sí, cuyo valor es  $R^n$  cuando las fiabilidades de los bloques son iguales. La probabilidad de que del conjunto total de  $n$  bloques un número  $k \leq n$  de ellos no haya fallado está basada en la distribución probabilística llamada binomial, la cual tiene aplicaciones útiles para los sistemas de satélites, y su valor, asumiendo que las fiabilidades de cada uno son iguales, es

$$P_k = \frac{n!}{(n-k)!k!} R^k Q^{n-k} \quad (D-7)$$

donde  $Q = (1 - R)$  y  $0! = 1$ . La probabilidad de que cuando menos  $k$  bloques no hayan fallado es

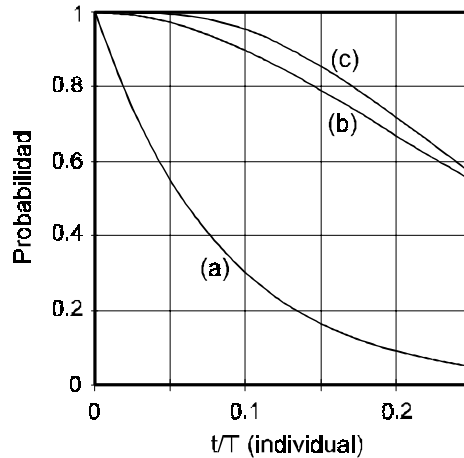
$$P_{\geq k} = P_k + P_{k+1} + \dots + P_n \quad (D-8)$$

Un caso en el que estas relaciones son aplicables es el de los transpondedores de un satélite. Es conveniente recordar que la falla de uno de los transpondedores de un repetidor de un satélite no produce la falla total de éste ni de su carga útil (a menos que falle el preamplificador de bajo ruido común a todos ellos), ya que en la mayoría de los casos cada uno opera en una fracción diferente de la anchura de banda total del repetidor. Tomando en cuenta lo anterior, si los transpondedores de un satélite no tuvieran ninguna clase de redundancia, la falla de uno de ellos reduciría proporcionalmente la *capacidad de operación*. Si la capacidad total de operación de un repetidor se logra con  $a$  transpondedores activos, se pueden agregar  $s$  como redundancia de respaldo ( $n = a + s$ ), de forma tal que cualquiera de ellos pueda substituir a cualquiera de los activos que hayan fallado, mediante un sistema de conmutación matricial de alta fiabilidad. En dicha configuración seguirán operando  $a$  transpondedores mientras no hayan fallado más de  $s$  del total  $n$ , es decir, cuando  $k \geq a$ . La ventaja de un arreglo de este tipo consiste en que la hipótesis alternativa de que cada transpondedor tuviera una redundancia 2:1, representaría un aumento muy alto un costo, y podría significar menor fiabilidad.

Por ejemplo, si un repetidor tiene 12 transpondedores activos y se emplean 3 adicionales como redundancia común en la forma descrita, la probabilidad de que 12 operen es  $P_{12} + P_{13} + P_{14} + P_{15}$ . La figura D.4 muestra como varía con el tiempo la probabilidad de que continúen operando 12 transpondedores idénticos de un repetidor en tres situaciones: (a) sin redundancia, (b) 12 activos con uno de redundancia para

cada uno de ellos y (c) 12 activos más 3 de redundancia en la configuración que se acaba de describir, llamada *redundancia en anillo*.

En la figura mencionada las abscisas representan el tiempo transcurrido como fracción del tiempo medio entre fallas de cada transpondedor. Como puede apreciarse, la configuración (c), que tiene solo 3 transpondedores de reserva, será mejor que la (b) tanto en costo como en probabilidad de supervivencia. Obviamente dicha solución permitirá también tener menor peso del satélite y como consecuencia menor consumo de propulsores.



**Figura D.4. Probabilidad de que un repetidor con 12 transpondedores conserve toda su capacidad de operación**

Continuando con el mismo ejemplo en su versión (c), si después de que haya transcurrido  $x$  tiempo de la puesta en órbita la fiabilidad de todo el repetidor es  $R = 0.8$  ( $Q = 0.2$ ), y si también han ocurrido 3 fallas de transpondedores y ocurre una adicional, la capacidad de operación se habrá reducido en una proporción  $1/a = 1/12$  equivalente a 8.33% de la total. En ese caso, la *efectividad de la misión* en el momento considerado será  $1 - (1/a)Q = 0.983$ .

Otro subsistema en el que las fallas parciales no producen necesariamente la falla total de la misión de un satélite (o ésta puede ocurrir mucho tiempo después) es el de telemetría. En dicho sistema se utilizan múltiples sensores que proporcionan datos del desempeño del satélite, los cuales se intercalan y se envían en secuencia por dos flujos de pulsos de información. Mientras los demás subsistemas operen normalmente, mucha de la información obtenida no tiene un uso inmediato, excepto para fines estadísticos, y en algunos casos la información proporcionada por un sensor puede deducirse también de la proporcionada por otros. En estas condiciones, las fallas de algunos sensores, o de otras partes del subsistema, no necesariamente tienen consecuencias para la misión del satélite durante toda su vida útil, en tanto que

otras la tendrán cuando ocurran fallas en otro subsistema. Otras fallas pueden dificultar permanentemente el control orbital o el de orientación de la nave. Debido a lo anterior, es más difícil establecer algoritmos para valorar las consecuencias de las fallas que ocurran en el subsistema de telemetría que para las que ocurran en la carga útil.

### D.3. MÉTODOS DE AUMENTO DE LA FIABILIDAD

Durante el diseño de un sistema puede considerarse necesario aumentar la fiabilidad de algunos de sus componentes, a fin de equilibrarla y lograr el valor escogido como objetivo del conjunto. Suponiendo que el diseño de un sistema no tenga errores fundamentales, existen tres métodos básicos para mejorar su fiabilidad: aumentar la fiabilidad intrínseca desde el nivel de partes individuales o componentes, simplificar el sistema, e introducir tolerancia a las fallas.

Aumentar la fiabilidad de cualquier componente puede lograrse utilizando partes calificadas para mayores márgenes de resistencia al ambiente de operación; por ejemplo a mayor tensión, potencia, radiación o intervalo de temperaturas; por medio de la selección de los mejores probados cuando se dispone de opciones; o por procedimientos más estrictos de control de calidad, como los métodos de reducción de la dispersión de las características de partes individuales, y a largo plazo por medio de investigación y desarrollo de nuevas partes o componentes. La fiabilidad total de un subsistema es más sensible a las variaciones de la del bloque que la tenga más baja, por lo que es el que se prefiere mejorar, no siendo muy útil hacerlo más allá que la de otros bloques con similar importancia en el resultado final. Por otro lado, muchas de las mejoras conllevan mayor peso y costo de las partes y los componentes, por lo que es conveniente restringirlas a los más débiles. En cualquier caso este método produce en general mejoras pequeñas. Otra forma de mejorar la fiabilidad consiste en mejorar las condiciones de operación en el espacio, como puede ser el aumento del blindaje externo contra la radiación diseñado para proteger a un determinado componente.

La alternativa de simplificar el diseño de un subsistema o de un bloque para mejorar la fiabilidad no es posible o no es eficiente en la mayoría de los casos, porque puede alterar adversamente los parámetros de su desempeño en otros aspectos. Buscar el cambio radical del diseño puede requerir dedicarle un tiempo difícil de predecir, representar un costo de sustitución tecnológica muy alto, o riesgos adicionales de fallas iniciales, por lo que se utiliza cuando se espera lograr otros objetivos aparte de los de fiabilidad.

La alternativa para mejorar la fiabilidad total por medio de *tolerancia a las fallas* excluye los aspectos de fiabilidad intrínseca, y consiste en introducir tanto los elementos redundantes idénticos considerados en el título anterior, que se encuentran pasivos sin operar hasta que es necesario, como otras formas de evitar que la falla de

una parte o un componente cause la de un subsistema completo, así como aplicar *redundancia funcional* para que en caso necesario la función requerida se logre por medio de otro elemento diferente al que haya fallado.

La tolerancia a las fallas es muy eficiente respecto del valor de la fiabilidad de la función, pero requiere de imaginación y de exploración exhaustiva de alternativas, ya que el simple expediente de obtenerla mediante substitución por bloques idénticos de respaldo puede implicar mayor espacio, mayor peso y mayor consumo de propulsores, y de otros recursos, que por medio de otra solución a la mejora de la fiabilidad. Deben explorarse todas las posibilidades de lograr dicha tolerancia al menor costo.

Como ejemplo de este método en un mismo elemento se puede mencionar la batería del satélite, que tiene un peso y volumen considerable. Si un satélite requiere una batería de 25 células en serie, la alternativa de utilizar redundancia 2:1 para cada una resulta muy costosa, y utilizar 2 células en configuración de redundancia común, también llamada en anillo, requiere un complicado dispositivo de conmutación. En ambos casos la solución complica el diseño del empaque de células en grupos. Una solución a los inconvenientes mencionados, evitando a la vez el llamado *modo de falla en un solo punto*, se logra agregando 2 células en serie, que proporcionen la tensión y la capacidad necesarias si fallan por corto circuito hasta 2 cualesquiera de ellas. Si en cambio fallan hasta 2 células por circuito abierto, un diodo conectado a cada una en paralelo, que tiene polaridad inversa cuando la célula opera normalmente, conduce toda la carga en esas condiciones, aumentando su temperatura, lo cual hace que un termostato cierre un interruptor sencillo para poner las terminales correspondientes permanentemente en corto circuito. Si la fiabilidad de cada célula en un momento dado es  $R = 0.995$  para fallas por corto circuito, la fiabilidad de la batería con o sin tolerancia a las fallas será:

- Con 25 células sin tolerancia a las fallas

$$R_B = R^{25} = 0.8822$$

- Con 27 células en la configuración descrita de tolerancia a las fallas que podríamos denominar redundancia integral

$$R_B = R^{27} + 27 R^{26} (1-R) + 351 R^{25} (1-R)^2 = 0.9997$$

La fiabilidad resultante por células abiertas será mucho mayor, porque las probabilidades de falla de cada una por circuito abierto son hasta 100 veces menores. El costo de esta solución es relativamente bajo, y puede considerarse una forma de *redundancia activa*.

Un ejemplo de tolerancia a las fallas mediante redundancia funcional se presenta en el motor de apogeo de un satélite de estabilización triaxial. Si dicho motor utiliza propulsores líquidos, que sean también empleados por los impulsores de control orbital y de orientación, en caso de falla del primero se puede activar un grupo de éstos para realizar su función, aunque se requerirá mucho mayor tiempo para colocar el satélite en su órbita y posición definitivas. En este caso, la solución puede considerarse de muy bajo costo, dependiente de la eficiencia de los impulsores de control de actitud y del deterioro que pueda producirse en ellos, lo que subraya la conveniencia de planear hasta donde sea posible el concepto de redundancia funcional en el diseño, evitando el uso innecesario de la redundancia convencional por substitución con otro componente idéntico que no tiene otra función permanente.

La redundancia funcional generalmente no entra en operación en forma automática, requiriéndose la intervención del personal del centro de control correspondiente para preparar y transmitir la secuencia de mandos que permitan utilizarla. Debido a lo anterior, las opciones planeadas de redundancia funcional deben estar señaladas y completamente documentadas en los manuales de operación para asegurar su utilización exitosa.

#### D.4 CALIFICACIÓN

Los elementos nuevos de cualquier satélite o vehículo de lanzamiento se someten a un proceso conocido como *calificación*, aplicable al nivel de partes, equipos, subsistemas y sistema. Se dice que un elemento está *calificado* cuando mediante pruebas y análisis, basados en un conjunto uniforme de criterios, se ha comprobado que su diseño contiene márgenes y factores de seguridad suficientes para que cumpla satisfactoriamente su función, de tal forma que su posible falla pueda ocurrir solamente en función del azar, de acuerdo con la fiabilidad prevista de sus partes. La calificación la realiza no el fabricante del componente, sino una entidad reconocida que expide y mantiene una lista de partes y componentes calificados, como el *Goddard Space Flight Center* en E.U.A. y *ESA* en Europa.

La calificación se realiza antes de incluir el elemento considerado en cualquier programa de fabricación para su comercialización. Las pruebas correspondientes se realizan en condiciones generalmente más desfavorables que las previstas en el espacio. Por ejemplo, las pruebas térmicas se realizan a temperaturas máximas 10°C mayores, y las mínimas a 10°C menores que las temperaturas previstas en el espacio, en tanto que las de vibración generalmente se realizan a 1.5 veces los valores esperados <sup>[3]</sup>.

La calificación de un satélite se puede realizar como *prototipo* o como *protovuelo*. Por el método de prototipo se aplican a satélites y subsistemas con diseño completamente nuevo en todas sus unidades de equipo y a su conjunto

integrado. Después de la calificación no se permite que los componentes sujetos a las pruebas sean utilizados en el espacio.

La calificación por el método de protovuelo se aplica cuando las nuevas unidades de equipo tienen cambios supuestamente insignificantes respecto de otras unidades previamente calificadas, condiciones que en muchos casos no son fáciles de evaluar. En este método se aplica el mismo programa de pruebas que en el de prototipo, pero con la mitad de duración <sup>[3]</sup>. Después de las pruebas los componentes pueden ser empleados en una misión en el espacio.

## **D.5 PREDICCIÓN DE LA FIABILIDAD**

Es indispensable predecir la fiabilidad de los sistemas espaciales durante su diseño. Los proveedores de satélites o de servicios de lanzamiento procuran que una nueva plataforma o vehículo, respectivamente, tenga una fiabilidad calculada cuando menos igual o mayor que los de su versión o serie anterior. Como ningún satélite comercial se construye con todas sus partes basadas en nuevas tecnologías, para la predicción inicial de la fiabilidad de un nuevo sistema se emplean en la mayor medida posible métodos de similitud basados en la fiabilidad de un sistema probado, como un tipo de satélite cuya plataforma se haya utilizado en el espacio muchas veces, modificada por los cambios en su configuración. Es decir, en cada caso se utiliza información estadística existente de subsistemas completos, unidades de equipo o bloques de conjuntos de componentes. A falta de información suficiente se aplica la similitud de circuitos anteriormente utilizados con los empleados en nuevos dispositivos que ya hayan pasado pruebas de calificación para su uso en el espacio. La fiabilidad estimada de los dispositivos basados en nuevas tecnologías, y ya calificados, se combina por medio de los modelos de fiabilidad que correspondan, derivados de las ecuaciones D-1 a D-8, con la de los componentes conocidos, obteniéndose la fiabilidad total del sistema.

La predicción de la fiabilidad debe hacerse para cada fase de la misión, como son el lanzamiento, la órbita de transferencia, o la órbita final de un satélite, debido a que los componentes que participan y las condiciones ambientales pueden ser diferentes. Por ejemplo, el motor de apogeo solo se utiliza durante la órbita de transferencia, y los dispositivos pirotécnicos solo operan una vez en una fase específica, como es el despliegue de paneles solares. También, las consecuencias de las fallas de un componente pueden ser muy distintas en distintas fases de la misión o en determinadas condiciones de operación. La importancia valorada en una escala de las consecuencias de la falla de cada componente es una medida de lo crítico que resulta la falla para la misión y es útil para ajustar el diseño a los objetivos esperados de la misma, ya que como se comentó anteriormente en el ejemplo de fallas de la telemetría, la valoración de algunas es difícil, no siendo siempre adecuado simplificarla a dos extremos. Por otro lado, un mismo componente puede tener



diversos modos de falla, por ejemplo una válvula puede fallar al cerrarse o al abrirse, debiendo analizarse y registrarse los efectos en ambos casos. Considerando lo anterior resulta indispensable que durante el diseño se realicen análisis sistemáticos que eviten omisiones en la consideración de todos los modos de falla, efectos y condiciones críticas posibles.

El *análisis de modos de falla, efectos y condiciones críticas* permite identificar en forma exhaustiva los posibles puntos débiles del diseño, y las consecuencias de todas las fallas previsibles, incluyendo el efecto de la activación de las redundancias. El documento en que se registran los datos y observaciones, como resultado del análisis antedicho, es útil para que el cálculo de fiabilidad se verifique en todos los modos de operación que puedan presentarse, y realizar en su caso modificaciones al diseño. También es útil para asegurar que se realicen posteriormente pruebas completas a fin de detectar fallas iniciales de los satélites.

Una condición que puede dar al traste con los cálculos de fiabilidad consiste en que en algún momento de la misión se presente al azar o por error una combinación de conexiones o una forma de operación de los componentes posible, pero no prevista, que impida el desempeño adecuado del satélite. Este tipo de problema consiste en un flujo de masa o de energía, o una secuencia lógica no previstos durante el diseño (*sneak path* en inglés) que perjudica el funcionamiento del satélite. Aunque dicho tipo de problema no representa una falla de las partes constitutivas del satélite, sino un tipo diferente de error de diseño, puede tener las mismas consecuencias, y por lo tanto ser equivalente a una de ellas. El método para evitar la ocurrencia de cualquiera de las condiciones antedichas consiste en su búsqueda sistemática en toda la documentación del diseño, en un proceso denominado en inglés *Sneak Path Analysis*. En general consiste en hacer una lista de todos los orígenes de flujos, como pueden ser los paneles solares, la batería, tanques de almacenamiento y fuentes de datos, y de los posibles destinos, como son motores, dispositivos pirotécnicos, válvulas y transductores de los mandos, estableciendo matrices de interconexión que incluyan todos los posibles caminos, pero considerando también las posibilidades de obstrucción o reducción de los flujos deseados. Algunos de estos problemas pueden provenir de diferencias no consideradas en los tiempos de activación de los dispositivos, los cuales modifican las secuencias previstas.

## D.6 CONTROL DE LA FIABILIDAD

Para lograr un alto grado de confianza de que se obtenga la fiabilidad calculada y esperada de un satélite se debe vigilar estrechamente su proceso de integración, y asegurar que sean adecuadas las correcciones a las deficiencias detectadas al realizar las pruebas en planta a nivel subsistema y sistema.

Debido a que la carga útil generalmente es diferente en cada satélite, o en una serie de pocos satélites, aun cuando utilicen la misma plataforma para muchos de

ellos, es posible que variaciones aparentemente menores en la especificación de sus parámetros introduzcan riesgos de fallas por interacción entre subsistemas, o por otras causas aparentemente tan simples como la proximidad de dos cables entre los cuales puede romperse el dieléctrico durante una descarga electrostática. Aun la reubicación de unidades para lograr el balance mecánico de la nave puede introducir riesgos inadvertidos por cambios en el subsistema térmico, o por otras razones. Por lo tanto, la carga útil debe ser motivo de una revisión meticulosa respecto a fiabilidad, tanto en su diseño como en su integración.

Durante el proceso de integración el contratista principal encuentra a menudo pequeñas desviaciones desfavorables en los subsistemas respecto del desempeño esperado, o errores en el propio diseño que le impiden cumplir estrictamente con los parámetros acordados en el contrato con el cliente. Debido a ello, trata de negociar con el comprador del satélite modificaciones (también denominadas renunciaciones) a los valores originales convenidos de algunos parámetros, a cambio de mejoras en otros parámetros u otros beneficios, lo cual debe quedar asentado y firmado como modificaciones al contrato de adquisición. Durante la negociación de modificaciones de cualquier naturaleza en el satélite deben analizarse exhaustivamente sus consecuencias, para evitar que aumenten los riesgos relacionados con la fiabilidad.

Los errores durante el proceso de integración o construcción han tenido graves consecuencias, tanto en satélites como en vehículos de lanzamiento, y se debe enfatizar la conveniencia de que, además de la supervisión rutinaria del fabricante de un satélite durante el mismo, participen representantes del comprador. Entre las funciones de los representantes del comprador en la supervisión de la integración debe incluirse, en forma prioritaria, la vigilancia organizada de los aspectos de fiabilidad. En general, los supervisores del comprador deben tratar de sistematizar en la mayor medida posible los procedimientos utilizados para el control de la fiabilidad.

La importancia de vigilar minuciosamente la integración se acrecienta por el hecho de que las pruebas de los satélites en planta no reproducen en su totalidad las condiciones del espacio y pueden no detectar, por ejemplo, la omisión o deficiencia de algunas conexiones a masa necesarias para evitar la destrucción de componentes por descargas electrostáticas. Por otro lado, lo más probable es que las pruebas convencionales no permitan detectar muchos de los posibles errores de la programación lógica del satélite (software), por lo que deben diseñarse procedimientos para su completa revisión.

Después de realizar correcciones de fallas comprobadas por las pruebas normalizadas de aceptación de la integración es posible que el fabricante no esté dispuesto a repetir nuevamente en toda su amplitud las mismas pruebas a un satélite en construcción, por lo que el comprador conjuntamente con el integrador deben analizar las consecuencias probables de cualquier omisión en ellas.

Finalmente, debe señalarse también que la presión de la competencia entre los fabricantes de satélites hace que traten de mejorar su posición en el mercado con tiempos de entrega más cortos, menor peso de los satélites por unidad de potencia de transmisión y mejores precios. Para lograr dichas ventajas pueden tratar de reducir los márgenes de seguridad de los componentes (diferentes a los márgenes en exceso), reducir la duración y complejidad de las pruebas <sup>[7]</sup>, reducir su nómina de personal con amplia experiencia <sup>[8]</sup> y utilizar nuevas tecnologías no bien probadas en el espacio, aunque estén calificadas <sup>[7]</sup>, todo lo cual puede aumentar los riesgos relacionados con la fiabilidad, por lo que deben considerarse los posibles resultados de dichas medidas, e incluir sus aspectos negativos en los métodos para la valoración de sus ofertas realizada por el operador.

## D.7 VALORACIÓN DE LA FIABILIDAD

Los fabricantes de una serie de plataformas y los integradores de satélites que actúan como contratista principal deben tomar decisiones importantes respecto de la fiabilidad, considerando necesariamente no solo igualar o mejorar sus valores respecto de diseños anteriores, sino la fiabilidad que ofrecen otros integradores. Sin embargo, para obtener las ventajas competitivas mencionadas en el título anterior pueden tomar algunas medidas, como las mencionadas en el mismo, cuyas consecuencias para la fiabilidad son en gran parte impredecibles.

En general, la optimización de la fiabilidad de un subsistema se basa en el equilibrio de la fiabilidad de sus componentes, ya que como se mencionó anteriormente depende principalmente del componente con menor fiabilidad. Mejorar el componente más débil respecto de fiabilidad es una acción deseable, pero conlleva normalmente como compensación un aumento de su costo y muy probablemente de su peso, lo cual puede representar una desventaja competitiva en casos concretos. Por ejemplo, mejorar la fiabilidad de la estructura normalmente implica un aumento principalmente de peso, mejorar la resistencia a la radiación de partes electrónicas sensibles un aumento de costo, y reducir la temperatura máxima que soportará en el espacio un componente representa un aumento de ambos. En esas circunstancias, el fabricante debe contar con un criterio para tomar decisiones. Cuando menos en una referencia se considera como criterio para decidir sobre cualquier mejora de la fiabilidad de la estructura el que si incrementa en no más de 0.01% la fiabilidad de la misión, se debe adoptar solo si su costo es menor que 0.0001 veces el valor de la misión <sup>[9]</sup>. Un criterio similar puede adoptarse para mejoras de la fiabilidad de otros subsistemas.

Generalmente los operadores de satélites no especifican la fiabilidad requerida de los subsistemas de uno de ellos al solicitar ofertas de los proveedores para el mismo. No obstante, las ofertas deben proporcionar suficiente información al

respecto, y el operador debe utilizarla para la valoración total de los méritos de cada una de ellas que conduce a la decisión de compra. Debido a lo anterior, debe a su vez adoptar previamente un criterio para este tipo de valoración, que conviene que sea claro y fácil de aplicar.

## REFERENCIAS Y BIBLIOGRAFÍA

- [1]. Rees, R., *What is a failure*, IEEE Transactions on Reliability, Vol. 46, Jun. 1997, p.163.
- [2]. Chillarege, R., *What is software failure*, IEEE Transactions on Reliability, Vol. 45, Sep. 1996, pp. 354-355.
- [3]. Fortescue, P. and Stark, J., editors, *Spacecraft Systems Engineering* (1995), John Wiley and Sons, Ltd, pp 501-530.
- [4]. Larson, W.J. y Wertz, J.R.(editores), *Space Mission Analysis and Design* (1992), Microcosm, Inc., Kluwer Academic Publishers.
- [5]. Morgan, W.L. y Gordon, G.D., *Communications Satellite Handbook* (1989), John Wiley & Sons, Inc.
- [6]. Kececioglu, D., *Reliability Engineering Handbook* (1991), Prentice-Hall, Inc.
- [7]. Bulloch, Ch., *Satellite Insurance, On Orbit Problems Emerge as Chief Concern*, Via Satellite, Vol. XII, Num. 7, Jul. 1997, p. 20.
- [8]. Chenard, S., *Running for Coverage, Satellite Insurers Asses The Industry*, Via Satellite, Vol. XII, Num. 8, aug 1997, p.40.
- [9]. Sarafin, T. P.(Editor) and Larson, W. J. (Managing editor), *Spacecraft Structures and Mechanisms* (1995), Space Technology Library and Microcosm, Inc., Kluwer Academic Publishers.

## Glosario\*

**ABR** - Amplificador de bajo ruido (LNA en inglés).

**Administración** - Todo departamento o servicio gubernamental responsable del cumplimiento de las obligaciones derivadas del Convenio Internacional de Telecomunicaciones y de sus reglamentos.

**Afelio** – El punto en la órbita de la Tierra alrededor del Sol más distante de éste.

**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.

**AMA** - Acceso múltiple aleatorio (RA en inglés).

**AMAD** - Acceso múltiple con asignación por demanda (DAMA en inglés).

**AMAP** - Acceso múltiple con asignación previa (PAMA en inglés).

**AMDC** - Acceso múltiple por diferenciación de código (CDMA en inglés).

**AMDF** - Acceso múltiple por distribución de frecuencias (FDMA en inglés).

**AMDT** - Acceso múltiple por distribución en el tiempo (TDMA en inglés).

**AMEE** - Acceso múltiple por ensanchamiento de espectro (SSMA en inglés). Es sinónimo del AMDF

**Anchura de banda** – Intervalo de las frecuencias en que puede descomponerse una onda electromagnética o contenidas en un conjunto de ellas.

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 de sus parámetros más importantes.

---

\* Se incluye el significado de siglas. Algunas de las definiciones se establecieron para los propósitos específicos de este libro.

\*\* Expresión o sigla del idioma inglés.

**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 lugar, 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, medido respecto de la dirección hacia el centro de la Tierra.

**Ángulo sólido-** Abertura angular en dos dimensiones que proyectaría un objeto sobre una superficie esférica hipotética cuando es visto desde el centro de ésta. Se mide en estereoradianes y se puede calcular dividiendo el área de la proyección sobre la superficie esférica entre el cuadrado de su radio. Un objeto o medio que abarque todas las direcciones tiene un ángulo sólido de  $4\pi$  estereoradianes.

**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 suma formando un haz con un flujo de potencia máximo en una dirección o direcciones particulares, reduciéndola mucho en otras. El diagrama de directividad de radiación que producen depende de las posiciones, las fases y las magnitudes de las corrientes o campos relativos de los distintos radiadores, así como de su propia directividad individual. Los elementos radiadores más utilizados en las antenas de arreglo de fase son de tipo dipolo, y su configuración geométrica más común está dispuesta en un mismo plano.

**Antena TTS-** Antena de telemetría, telemando y seguimiento de un centro de control de satélites.

**Año-** El año sideral consiste de 365.2422 días solares medios. En cambio, el año anomalístico, o sea el período entre dos pasajes de la Tierra por el perihelio de su órbita tiene 365.2596 días solares medios, aumentando a razón de 0.26 segundos por centuria, debido al desplazamiento del perihelio causado por el campo de gravitación de otros planetas.

**Apogeo-** Punto de la órbita de un satélite más alejado de la Tierra.

**Ápside** - Cada uno de los dos extremos del eje mayor de la trayectoria de la órbita que describe un planeta o un satélite.

**ATSC (\*\* Advanced Television Systems Committee)** - Norma de televisión de alta definición adoptada inicialmente en E. U. A.

**Banda de base** - Gama de frecuencias de la señal de información destinada a modular una portadora.

**Baricentro** - Centro de gravedad conjunto alrededor del cual giran dos cuerpos celestes.

**BER (\*\*)** - Proporción de bits erróneos o PBE.

**Bit** (o bitio) - Unidad binaria de información, representada por un dígito binario, o por uno de dos estados eléctricos. Ver velocidad binaria.

**Bps** - Bits por segundo o bits/s. Ver velocidad binaria.

- BPSK (\*\*)** - Modulación por desplazamiento de fase de señales digitales (bifásica o MDPH2). Se utilizan también las siglas MPSK para modulación multifásica en general y QPSK para modulación cuadrifásica (MDPH4).
- Byte** - Carácter formado por la combinación de 8 bits.
- Calendario** - Uno de los sistemas para calcular el tiempo en años, meses y otras subdivisiones. El año del calendario gregoriano, utilizado actualmente para casi todas las actividades en la mayoría de los países, tiene 365 días, excepto los años bisiestos que tienen 366 días cada cuatro años, salvo al final de cada siglo en que solo son bisiestos aquéllos cuyo número progresivo es divisible exactamente entre 400.
- Canal** - Conjunto de dispositivos, artefactos de transmisión, y medios de propagación que proporcionan la posibilidad de encauzar señales de información en una porción determinada del espectro de frecuencias. Transpondedor de satélite.  
Banda de frecuencias asignada para contener y transportar información de un tipo o servicio específico, como las asignadas para televisión (canal 2, 4, 11, etc.).  
En informática es una conexión lógica entre una unidad central de proceso y un dispositivo de entrada/salida.
- Carga útil** - En un satélite, es el conjunto de los componentes que participan directamente en las comunicaciones de los usuarios, también llamada carga de comunicación. En un vehículo de lanzamiento es el satélite o satélites que transporta.
- Cassegrain** - Tipo de antena con subreflector hiperboloide. Astrónomo del siglo XVIII que diseñó un telescopio con subreflector hiperboloide.
- CEPT**- Conferencia Europea de Correos y Telecomunicaciones.
- Cifrado o encriptación** - Medio por el cual se protegen las señales durante la transmisión contra su uso por personas no autorizadas. El cifrado puede aplicarse, en el caso de transmisión de datos, a través de transposición o de pulsos agregados canal por canal, antes de someter las señales a multiplaje o codificación para la corrección de errores.
- Circuito** - Conjunto de dos vías o canales de transmisión asociadas para permitir la comunicación en dos sentidos. En un satélite cada canal utiliza una porción de la anchura de banda y de la potencia de un transpondedor. Un circuito telefónico requiere dos canales telefónicos, en ese caso también llamados semicircuitos.
- Círculo máximo** - Cualquier círculo sobre una esfera cuyo plano pase por el centro de ésta; cualquier otro sobre la esfera es un *círculo menor*.
- Codec** - Unidad de equipo que incluye un codificador para la transmisión y un decodificador para la recepción.
- Código de bloque** - Conjunto de vectores denominados palabras de código de longitud fija.

**Compresión digital** - Proceso gracias al cual una señal digital puede ser contenida en una anchura de banda mucho menor para ser transmitida, debiendo ser sometida a un proceso inverso en el punto de recepción para su reconstitución.

**Comunicación interactiva** - Comunicación de datos en dos sentidos, en la cual un conjunto de datos recibido en un extremo puede producir una transmisión correspondiente como reacción específica a la información recibida.

**Constelación** - Conjunto sincronizado de satélites de órbitas no geoestacionarias, formando un sistema para prestar determinados servicios. Grupo de estrellas del espacio sidéreo que recuerdan una figura y reciben su nombre.

**Datos** - Colección correlacionada de números, hechos, conceptos o instrucciones representados en forma convencional no literaria. Para su transmisión por un medio de telecomunicación los datos generalmente son representados por medio de señales en un código binario.

**DBS (\*\* Direct Broadcasting Satellite)** - Satélite de radiodifusión directa que utiliza la parte de la banda Ku destinada a dicho servicio.

**DCME (\*\*)-** Ver DSI.

**Declinación** - En coordenadas inerciales o celestiales es el ángulo entre el plano ecuatorial y un satélite (o el Sol) tomando como vértice el centro de la Tierra, con valores extremos de  $+90^\circ$  hacia el Norte y  $-90^\circ$  hacia el Sur ( $\pm 23.4^\circ$  en el caso del Sol) . Sus valores son muy cercanos, pero no idénticos (salvo cuando es  $0^\circ$ ), a la latitud geodésica del punto subsatelital del satélite. En el caso de estaciones terrenas con el sistema de montaje de antena del tipo llamado polar, el de declinación es el ángulo entre el plano perpendicular al eje de la antena y el de rotación de la Tierra (que también es el ángulo entre el eje de la antena y el plano ecuatorial).

**Densidad de flujo de potencia-** Potencia por unidad de superficie normal al vector de apuntamiento en un sector del campo electromagnético, generalmente expresada en  $W/m^2$ .

**Diplexor** - Dispositivo combinador que permite operar dos distintos transmisores sobre la misma antena. Un dispositivo que permita operar más de dos transmisores sobre la misma antena se denomina multiplexor o combinador de radiofrecuencia. Ver también duplexor.

**Distancia de Hamming-** Número de elementos o posiciones en que difieren dos palabras de código.

**DSI (\*\*)-** Interpolación digital de la palabra. Técnica mediante la cual se aumenta la capacidad de tráfico de portadoras digitales de señales de voz multiplexadas en el tiempo aprovechando el canal inactivo y las pausas del activo de cada una de las conversaciones. *Equipo digital de multiplicación de circuitos* o DCME (\*) es el que permite aplicar dicha técnica en combinación con codificación para compresión de la voz.

**DSS (\*\* digital satellite service)** - Servicio digital por satélite.



- DTH** (\*\* Direct to Home) - Servicio de difusión directa de televisión empleando la parte de la banda Ku destinada a los servicios fijos (SFS) o la banda C. Las estaciones terrenas receptoras requieren antenas con reflector de 0.75 m o más de diámetro en banda Ku y de 3 o más metros de diámetro en banda C.
- Duplexor** - Dispositivo que permite utilizar una sola antena o línea de transmisión para transmisión y recepción simultánea o alternadamente.
- DVB** (\*\* Digital Video Broadcast) – Norma para señales digitales de vídeo, su procesamiento y formato de imagen, desarrollada en Europa, para diversos servicios de los conocidos como televisión, tanto terrenales como por satélite.
- Eclipse** – Ocultación parcial o total de un astro por 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.
- Efemérides** - Cuadro que proporciona en forma tabular la posición de cuerpos celestes en épocas (momentos) especificadas.
- Eje de balanceo** - Eje de un satélite geoestacionario tangente a la órbita, respecto del cual se pueden desviar sus haces angularmente en dirección norte o sur de nuestro planeta (roll en inglés).
- Eje de cabeceo** - Eje de un satélite geoestacionario perpendicular al plano de la órbita, respecto del cual se pueden desviar sus haces angularmente en la dirección este u oeste (pitch en inglés).
- Eje de guiñada** - Eje de un satélite en dirección del centro de la Tierra, respecto del cual pueden girar sus haces y por tanto sus huellas (yaw en inglés).
- Enlace de conexión** - Enlace radioeléctrico establecido desde una estación terrena, situada en un emplazamiento dado, hacia una estación espacial, o viceversa, por el que se transmite información para una comunicación espacial de un servicio distinto del servicio fijo por satélite.
- Época** - Un instante en el tiempo o una fecha seleccionada como referencia para datos temporales.
- Equinoccio** – Momento, en marzo y en septiembre, en que la intersección del plano del ecuador con el plano de la órbita de la Tierra alrededor del Sol coincide con la línea virtual entre los centros de estos dos cuerpos celestes, por lo cual en esa fecha el día y la noche tienen nominalmente la misma duración.
- Ergol** - Ver monoergol y propergol.
- ESA** (\*\*) - Agencia Espacial Europea.
- Espectro de la señal, de ruido o de vibración** - Valor estadístico de la amplitud r.c.m. equivalente por Hertz de un fenómeno ondulatorio en un intervalo de frecuencias considerado. Se obtiene por medición del valor efectivo del fenómeno en un intervalo de tiempo estadísticamente significativo, empleando filtros, generalmente de una fracción de octava, y convirtiendo cada valor medido al equivalente para anchuras de un Hertz.

**Estación terrena maestra** - Estación terrena que efectúa el control y la supervisión de una red de comunicación por satélite. Este concepto se aplica generalmente a una red en estrella, por lo que la maestra resulta ser, además, la estación que cursa la mayor cantidad de tráfico de la red, designándose como remotas a las demás.

**FDV** - Al fin de vida (EOL en inglés).

**GLONASS** (\*\* Global Navigation Satellite System) - Sistema ruso basado en una constelación de 12 satélites para navegación, con una función similar a la del sistema GPS de E.U.A.

**GPS** (\*\* Global Positioning System) - Sistema de navegación global de alta precisión. Se basa en una constelación de 24 satélites del gobierno de E :U:A., los cuales emiten señales que al ser recibidas en terminales especiales permiten determinar en forma automática la posición geográfica de cada una de ellas, por un método similar al de triangulación. Algunas terminales móviles de comunicación por satélite operan en combinación con un receptor de GPS interconectado con cada una, para transmitir su posición geográfica.

**Gravitación** – Fuerza y aceleración 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.

**HEMT** (\*\* High Energy Mobility Transistors) - Transistores de bajo ruido con muy buena respuesta en frecuencia, usados como amplificadores en receptores de satélite.

**Hipergólica**- Sustancia empleada para propulsión que al solo contacto con otra produce una reacción química con expansión violenta de gases. Hipergólico- El proceso de reacción producido por dos sustancias hipergólicas.

**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** (ver Pulso). Función matemática idealizada de un pulso. Energía mecánica aplicada abruptamente a una masa durante un intervalo de tiempo relativamente corto comparado con el intervalo total considerado en un análisis.

**Invar** – Marca registrada de una aleación metálica constituida básicamente por acero con 36% de níquel, notable por lo bajo de su coeficiente de dilatación térmica.

**Ionosfera** - Conjunto de capas ionizadas de la alta atmósfera.

**Latitud geográfica o geodésica**- Parte de la representación de la posición de un punto sobre la superficie de la Tierra correspondiente al ángulo hacia el norte o hacia el sur que forma la dirección vertical geodésica local con el plano ecuatorial.

- Línea de nodos** – Intersección del plano de la órbita con el ecuatorial, la cual contiene los dos puntos llamados nodo ascendente y nodo descendente.
- LNB(\*\*)** - Convertidor reductor en bloque de bajo ruido. Es una combinación de un amplificador de bajo ruido (ABR) con un convertidor reductor (C/R) que abarca toda una banda.
- 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 pasa por el observatorio astronómico de Greenwich.
- LRE (\*\*)** - Codificación a tasas bajas. Se refiere a señales de voz codificadas en forma digital y comprimidas para reducir su velocidad binaria, generalmente en la gama de 4.8 a 32 kbits/s.
- Magnetosfera** - Campo magnético que protege a la Tierra de ciertas radiaciones solares y del espacio.
- MCPC (\*\*)** - Múltiples canales por portadora. Forma de operar una red en que las portadoras contienen más de una señal.
- MDPH2 y MDPH4** - Modulación por desplazamiento de fase (bifásica y cuadrifásica).
- Medio circuito** - La parte de un circuito comprendida entre una estación terrena y un satélite. Concepto empleado comúnmente en los sistemas internacionales, en que cada medio circuito termina en una estación terrena operada por distinta empresa nacional de servicio público, la cual cobra dicha parte a los clientes en su extremo con base en sus propias tarifas.
- 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 vaporizado. Se denomina *aerolito* a un meteorito compuesto principalmente de materia pétreo (silicatos) de baja densidad.
- MIC**- Modulación por impulsos codificados (PCM en inglés). Uno de los métodos de conversión de señales analógicas a señales digitales que produce por codificación combinaciones de impulsos de dos valores y por decodificación proporciona los valores de muestras de la amplitud de la onda analógica original.
- 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.
- Módem** - Unidad de equipo que combina un modulador para la transmisión con un demodulador para la recepción.
- Modulación** - Proceso por el que se modifican secuencialmente algunas de las características de una onda portadora de acuerdo con las variaciones de la señal en banda base, a fin de transmitir la información contenida en ésta.

**Monoergol** - Substancia (ergol) empleada para propulsión que produce gases en expansión a alta temperatura sin requerir la presencia de otra substancia oxidante o combustible, pero sí un catalizador.

**MPEG** (\*Motion Picture Experts Group)- Designación abreviada de un comité denominado “Grupo de Expertos en Cinematografía”, con la participación de múltiples empresas e instituciones, el cual propuso una norma de compresión de señales de vídeo y de audio que está siendo ampliamente utilizada.

**MPSK** - Ver BPSK.

**M-JPEG** (\*\* M- Joint Photographic Experts Group)- Técnica de compresión de señales digitales, para imágenes fijas (fotográficas), creada por un comité denominado “Grupo de Expertos en Fotografía”

**Multiplaje** - Proceso reversible para reunir señales de diversas fuentes obteniéndose una señal compuesta única, para su transmisión en el mismo sentido por un canal común.

**Multiplexor** - Dispositivo que permite combinar en secuencia o simultáneamente formas de energía portadoras de múltiples señales que antes de él se encuentren separadas. La combinación en secuencia (de señales divididas en el tiempo) generalmente se realiza a bajos valores de energía, en tanto 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. En éste último caso el multiplexor se denomina alternativamente combinador de radiofrecuencia. Ver también Diplexor.

**Nadir** – Dirección desde un satélite hacia el centro de la Tierra. Superficie o panel de la plataforma de un satélite presentado hacia la Tierra. Ver ángulo de nadir.

**NASA** (\*\*) - Administración Nacional de Aeronáutica y del Espacio de EUA.

**Nave espacial** - Artefacto diseñado para ser puesto en órbita terrestre 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 pira del transmisor de la estación terrenal, 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 con área de 1m<sup>2</sup>, considerando toda la anchura de banda de la emisión. Se establecen límites acordados internacionalmente al nivel de iluminación en cada banda y servicio con el fin de reducir la interferencia que pueden ocasionarse entre sí los sistemas espaciales y entre éstos y los sistemas terrenales.

**Nivel de presión de sonido** - Es la relación de la presión raíz cuadrática media del sonido en un intervalo de frecuencias,  $P(f)$ , respecto de la presión de referencia  $P_{ref}$ , expresada en dB ( $20 \log [P(f)/P_{ref}]$ ). La presión de referencia usualmente es  $2 \times 10^{-5}$  Pa. Para determinar el nivel de presión de sonido en cualquier intervalo

de frecuencias las mediciones se realizan parcialmente en intervalos contiguos de un tercio de octava.

**Nodo** - Centro de convergencia de múltiples enlaces de comunicación de una red en el cual se procesan y encaminan las señales.

Uno de los dos puntos de intersección de la órbita de un satélite con el plano ecuatorial. El nodo es ascendente o descendente, según que la trayectoria del satélite a partir de él ascienda o descienda respecto de dicho plano.

**NO-OSG** - Ver **OSG**.

**Nutación** - Alteración cíclica menor del movimiento de precesión de un cuerpo celeste en rotación. La precesión de la Tierra tiene una nutación con ciclo de 18.66 años de forma elíptica, con semiejes de 6.86" y 9.21".

**Órbita** - Trayectoria de un satélite (de comunicación) alrededor de la Tierra debida a las fuerzas 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 la capacidad de impulso para transformarla depende del propio satélite. Órbita intermedia para pasar a otra.

**OSG** - Órbita de los satélites geoestacionarios. Por contraposición **NO-OSG** significa: en órbitas de los satélites no geoestacionarios.

**Palabra de código** - Vector con un número de  $n$  elementos, siendo  $n$  su longitud. Cada elemento se selecciona de un alfabeto de  $q$  elementos. Cuando el alfabeto solo contiene los elementos 0 y 1 se trata de un código binario.

**Parámetro** - La distancia ( $p$ ) del foco de una órbita a un punto de la misma medida en dirección perpendicular al eje mayor (también denominado semiparámetro). En matemáticas es uno de los valores de una variable, el cual se utiliza como referencia para analizar los efectos de otra, considerada la independiente en una ecuación.

**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.

**Período orbital**- Intervalo de tiempo que toma a 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 solo se consideraran las leyes de Kepler aplicables a dos cuerpos en el espacio.

**PIRE** o **pire** (EIRP en inglés) - Potencia isotropa radiada equivalente ( o potencia isotropa radiada efectiva) . Es el resultado de combinar la potencia de un

transmisor o transpondedor entregada a una antena y la ganancia de ésta en una dirección dada.

**PIM (\*\*)** - Intermodulación pasiva.

**PKM (\*\* Perigee Kick Motor)**- Motor de impulso de perigeo.

**Plasma** - Un gas eléctricamente conductor, compuesto de partículas neutras, partículas ionizadas y electrones libres, pero que tomado en conjunto es eléctricamente neutral.

**Polarización** - Propiedad por la cual las ondas electromagnéticas exhiben una dirección de vibración o sentido de rotación de ésta. Dirección del vector del campo eléctrico de la onda.

**Portadora**- Onda de radio, generalmente de una frecuencia fija, que es modulada por la señal de información a fin de transportar a ésta.

**Precesión** - Movimiento de reacción de un objeto giroscópico en una dirección normal a la de un momento perturbador y al vector de momento angular. El eje de rotación de la Tierra que pasa por sus polos tiene un movimiento cónico de precesión alrededor del polo de la eclíptica, con un período de cerca de 26 000 años, causado principalmente por el momento perturbador de la Luna y en menor proporción por el Sol, por la atracción basculante que ejercen sobre el plano ecuatorial, originada por el mayor diámetro de nuestro planeta en ese plano. Debido a ello, los equinoccios se desplazan 50.2 segundos de grado por año en el plano de la eclíptica, que representa un desplazamiento de 30°, o sea una constelación zodiacal completa, en aproximadamente 2150 años. Por este efecto, el equinoccio de marzo se adelanta cada año 20 minutos y 23 segundos.

**Proporción de bits erróneos (PBE)**- Proporción del total de los bits transmitidos que se reciben con error (BER en inglés).

**Propergol** - Propulsante químico constituido por una o más sustancias (ergoles) que en una cámara de combustión genera gases muy abundantes y a alta temperatura, los cuales, al salir por una tobera, causan por reacción la propulsión de cohetes y satélites. Los propergoles se distinguen de los combustibles empleados en los motores ordinarios en que su reacción se efectúa sin consumir oxígeno atmosférico. Se denomina también biergol cuando se requieren dos de estas sustancias, un oxidante y un combustible, para producir la reacción química requerida. Ver monoergol, hipergólico.

Los propergoles o propulsantes criogénicos son gases licuados a muy baja temperatura, como el oxígeno líquido (a menos de  $-183$  °C) y el hidrógeno líquido (a menos de  $-253$  °C).

**Protocolo** - Conjunto de reglas que se utilizan en el intercambio de información digital entre sistemas o estaciones y que gobiernan las diversas fases de cada comunicación, desde la disponibilidad de las terminales, su enlace físico y su sincronización, hasta la longitud de cada tren de datos, su reconocimiento y su destino.

- Protón** - Partícula subatómica que constituye el núcleo de los átomos, con carga eléctrica positiva igual a la negativa de un electrón, pero con 1837 veces la masa de éste.
- Protovuelo** (unidad, equipo o componente de) – Término que se aplica a una unidad de equipo probada satisfactoriamente, en condiciones menos estrictas que las de un prototipo, la cual tiene cambios mínimos respecto de otras ya utilizadas en satélites, y que por tanto se permite que se integre a una nave destinada a una misión en el espacio.
- Pulso** - Cambio muy rápido y significativo del valor de un parámetro relacionado con la energía de un circuito o de un sistema, el cual se puede conservar nominalmente constante durante un intervalo relativamente corto, y que revierte también muy rápidamente al valor de energía original de referencia.
- Punto subsatelital** - Punto en el que la línea virtual entre un satélite y el centro de la Tierra cruza la superficie de ésta.
- Punto único de falla** - Parte o componente que al fallar produce la falla total de un sistema o subsistema.
- QPSK** - Ver BPSK.
- RA/TDMA (\*\*)** - Acceso múltiple aleatorio por distribución en el tiempo o AMDT/AMA.
- Radiación solar** - Radiación producida por el Sol como un cuerpo negro a una temperatura de 5700° K. De dicha radiación 99.9% de su energía está en el intervalo de longitudes de onda de 0.15 a 4.0 micras, 98% en el de 0.27 a 3.0 micras y 50% en el espectro visible de 0.4 a 0.7 micras.
- Radiobaliza** - Portadora de baja potencia generada por un transmisor auxiliar. Puede no estar modulada para seguimiento o pruebas de propagación o estar modulada con datos de telemetría o de otro tipo.
- Ráfaga** - Grupo discreto de dígitos de información y sincronización 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.
- Red** (de telecomunicación) - Conjunto de estaciones generalmente ubicadas en sitios distantes unas de otras conectadas por enlaces de telecomunicación apropiados, a cada una de las cuales se introduce y/o se extrae información que se envían entre sí en forma de señales que provienen de y se pueden convertir en imágenes, sonidos o datos.
- Red cerrada** - Parte de una red pública o privada en que solo es posible la comunicación entre un conjunto determinado de terminales, mediante un código o clave de acceso, o por medio de dispositivos físicos.
- Red privada** - Red que permite la comunicación interna entre terminales de una misma organización o departamento gubernamental.
- Red pública** - Red disponible para uso del público en general. Sin embargo, puede tener restricciones en cuanto a que cada terminal solo pueda comunicarse con

otras determinadas y no con la totalidad de las que constituyen la red o las redes de un sistema.

**Relación de código** - Relación de los bits de información de una señal codificada entre los bits resultantes después de la codificación, cuyo valor siempre es igual o menor que 1.

**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 el conjunto de transpondedores y elementos asociados en todo el intervalo utilizado de una banda.

**Retención de potencia (Back off en inglés)** - Reducción de la potencia de entrada o de salida respecto de la que causaría o corresponde a la saturación a la salida de un transpondedor, determinada para que los enlaces de satélite tengan una proporción relativamente baja de ruido de intermodulación. La retención de potencia de entrada produce un valor correspondiente y diferente de la de salida, siendo *delta* el valor de la diferencia entre ambas retenciones de potencia.

**ROA** - Región del océano Atlántico.

**ROI** - Región del océano Índico.

**ROP** - Región del océano Pacífico.

**Salto de portadora (o salto de frecuencia)** - Técnica mediante la cual se puede aumentar la conectividad o aumentar la capacidad de una red AMDT de banda angosta (< 15 Mb/s). Se basa en la capacidad de modems de alta eficiencia de poder transmitir y recibir alternativamente ráfagas en portadoras de distinta frecuencia central en forma coordinada, haciendo el cambio de frecuencia instantáneamente en las guardas de tiempo entre ráfagas. Esta técnica permite utilizar una menor y constante pira ascendente en cada estación terrena al aumentar las necesidades de tráfico.

**Salto de transpondedor**- Técnica similar al salto de portadora que se aplica en el caso de portadoras que ocupan un transpondedor completo.

**SCADA (\*\*)** - Sistema de adquisición de datos y control supervisor.

**SCPC (\*\*)** - Un solo canal por portadora. Forma de operación de una red sin emplear multiplexaje.

**SCPT (\*\*)**- Un solo canal por transpondedor.

**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.

**Semicircuito**- Canal, o parte en un solo sentido, de un circuito entre dos estaciones terrenas, incluyendo el enlace ascendente y el descendente.

**Sensor**- Transductor de entrada de un dispositivo o sistema para detectar o medir que convierte una forma de energía, recibida o presente generalmente 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, o calor.

- Señal** - Fenómeno físico cuya variación en el tiempo representa secuencias de sonidos, texto, imágenes, datos, o mandos para activación de dispositivos, cuyas características son propicias para su transmisión hacia y su recepción en sitios distantes. 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 útil para su percepción, interpretación y utilización.
- Símbolo** - Bit individual o conjunto de bits que en la modulación por desplazamiento de fase representan cambios de las fases respecto de una referencia, previstas como resultado de la modulación. En la modulación bifásica es necesario un bit para constituir un símbolo, en la cuadrifásica 2 y en la octofásica 3.
- SIS**- Servicio intersatélites.
- Sistema de satélites** - Los satélites de un mismo operador, o la capacidad satelital administrada por una misma organización para ser usada por otros, y en su caso los centros de control y las estaciones terrenas que se comunican por ese medio.
- SFS** - Servicio fijo por satélite.
- SMS** - Servicio móvil por satélite.
- Solsticio** - Época de cada año en la cual la línea virtual entre los centros del Sol y de la Tierra alcanza una latitud geográfica máxima hacia el Norte o hacia el Sur (hasta uno de los trópicos de Cáncer o de Capricornio), lo cual ocurre en diciembre y en junio.
- SRS** - Servicio de radiodifusión por satélite.
- SSPA (\*\*)** - Amplificador de potencia de estado sólido.
- Store and forward (\*\*)** - Almacenamiento y reexpedición diferida de señales en una red.
- STS (\*\* Space Transportation System)** – Sistema para lanzamiento de satélites, así como para transporte de personal al espacio, propiedad del gobierno de E.U.A., constituido por cuatro vehículos tripulados y recuperables de gran capacidad (Discovery, Endeavor, Atlantis y Columbia), instalaciones de control y entrenamiento, y sitios de despegue y aterrizaje.
- TDRSS (\*\*Tracking and Data Relay Satellite System)** - Sistema mundial de satélites de NASA, en órbita geostacionaria, para apoyo de seguimiento y comunicación con satélites gubernamentales de órbitas bajas. Actualmente cuenta con 4 satélites operativos y uno de respaldo en órbita.
- Telepuerto**- Estación terrena de gran capacidad, o conjunto de estaciones terrenas localizadas en un mismo sitio, o dispersas en diversos sitios relativamente

cercanos, y bajo una sola administración, disponibles para manejar el tráfico de múltiples usuarios a través de uno o más puntos de conexión. Cuando el telepuerto cuenta con varias estaciones puede permitir el acceso a diferentes sistemas de satélites, tanto nacionales como internacionales y en su caso, las características de sus equipos pueden permitir hacerlo a redes analógicas o digitales, de circuitos o de paquetes, y de diversos tipos de señales.

**Temperatura de brillo** (de un objeto o fuente) - Es la medida proporcional de la potencia radiada en una banda dada por una fuente extensa en la dirección de una antena de recepción, y es igual a la temperatura física absoluta de un cuerpo negro que emita la misma potencia en esa banda. La potencia de una fuente extensa en dirección de una antena receptora está distribuida en el ángulo sólido que ocupa vista desde ésta.

**TMEF** - Tiempo medio entre fallas (MTBF en inglés).

**TOP**- Tubo de ondas progresivas (TWT en inglés). Uno de los tipos de amplificador de potencia conocidos genéricamente como tubos de haces lineales de microondas.

**Trama** - Conjunto cíclico de intervalos de tiempo consecutivos sincronizados para controlar el procesamiento de señales de telecomunicación, en el cual se puede identificar la posición relativa de cada uno de ellos. Un caso típico para señales analógicas lo representa la secuencia de recorrido de una imagen de televisión por líneas horizontales que empieza en su parte superior izquierda y termina en la inferior derecha, correspondiendo el recorrido de cada línea a un intervalo de tiempo de posición temporal específico. Un ejemplo para señales digitales es la secuencia en que se acomodan fracciones de la señal de cada uno de los canales de un enlace troncal de telefonía para multiplexarlas en el tiempo.

**Transpolarización** - Conversión parcial de una onda polarizada a la polarización en dirección ortogonal.

**Transpondedor**- Componente de un satélite que mediante un filtro selecciona una porción de las señales recibidas en una banda, formando así un canal de banda ancha, 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 ésta es relativamente angosta, constituyendo en este caso el repetidor de la banda.

**Troncal** - Circuito que conecta entre sí a dos o más centrales del servicio telefónico público, o a una central telefónica privada con una pública, el cual sirve para transmitir las señales de un número relativamente grande de subscriptores, abonados o usuarios. Circuito entre dos puntos destinado a tráfico telefónico intenso de múltiples usuarios.

**Troposfera** - Región de la atmósfera en contacto con la superficie de la Tierra, de altura menor en los polos (cercana a 6 km) y máxima en el ecuador, donde

puede alcanzar hasta 17 km. Contiene aproximadamente  $\frac{3}{4}$  partes de la masa de los gases de la atmósfera y toda su humedad.

**TT y D** - Subsistema de telemedida, telemando y distancia de un satélite.

**TT y S** - Ver antena TT y S.

**TWT** (\*\* Traveling Wave Tube)- Tubo de ondas progresivas o TOP.

**UIT**- Unión Internacional de Telecomunicaciones.

**Vehículo de lanzamiento, vehículo portador, lanzador o portador** -Vehículo empleado para colocar un satélite de comunicación en cualquier órbita.

**Velocidad binaria**- Tasa binaria de transmisión en bits por segundo (bits/s o bps), kilobits por segundo (kbits/s o kbps) o megabits por segundo (Mbits/s o Mbps).

**Viento solar** - Corrientes de plasma que fluyen desde el Sol en direcciones aproximadamente radiales a su centro, y que cerca de la Tierra tienen una velocidad media de 450 km/s.

**VSAT** (\*\* Very Small Aperture Terminal) - Terminal o estación terrena de satélite con reflector de antena de muy poca superficie efectiva de recepción y transmisión. El diámetro mínimo de los reflectores de antena es generalmente de 1.8 metros.

**USAT** (\*\* Ultra Small Aperture Terminal) - Terminal o estación terrena de satélite con reflector de antena cuyo diámetro o mayor dimensión lineal es de 1.2 m o menor.

---

(\*\*) - De las siglas o expresión en inglés.



## Índice alfabético

- A**
- ABR (amplificador de bajo ruido), ver  
amplificador
- Absorción, 81-83  
atmosférica, 81-83, 112
- Acceso múltiple, 38, 165-200
- AMA- Acceso múltiple aleatorio (RA en  
inglés), 167, 194-199
- AMAD- Acceso múltiple con asignación  
por demanda (DAMA en inglés), 59,  
61, 167, 170, 173, 174, 175.
- AMAP- Acceso múltiple con asignación  
previa (PAMA en inglés), 167, 169,  
170.
- AMDC- Acceso múltiple por  
diferenciación de código (CDMA en  
inglés). 166, 186-194.
- AMDF- Acceso múltiple por distribución  
de frecuencias (FDMA en inglés),  
166, 169-176.
- AMDT- Acceso múltiple por distribución  
en el tiempo (TDMA en inglés),  
166, 167, 168, 176-186.
- AMEE- Acceso múltiple por ensanchamiento  
de espectro, ver AMDC
- Acimut, 219, 220, 224, , 353, 354, 355, 397
- Actitud, control de actitud, control de  
orientación,  
sistema de, 11, 274-289
- Acuerdo, acuerdos, 22, 109, 516  
de Inmarsat, 26, 462  
definitivos de Intelsat, 24, 454-465
- interinos de Intelsat, 22, 453  
bilaterales, 453
- Activación por voz, 167, 173, 175, 200
- Adaptación, 118, 125-127
- Adaptador, a vehículo de lanzamiento, 444-  
447
- AEG-Telefunken, 28
- Aerospatiale, 26
- Agencia Espacial Europea, ver ESA
- AKM, 312, 313
- Albedo, 308, 309
- Alcatel, 28, 468, 470, 474, 475
- Alenia Spazio, 474, 475
- ALOHA, 196, 197
- Altitud, altura de los satélites,  
clasificación por, 347-348
- Amplificador, 99, 100  
de bajo ruido, 98, 99, 227-229, 233  
de estado sólido, 225, 233, 252-254, 500  
de tubos de ondas progresivas, 100, 225,  
226, 227, 252-254  
Klistrón, 225, 226, 227  
punto de saturación de un, 99  
receptor, 98, 227-230, 244, 246-248
- Anchura de banda, 39, 89, 106, 125, 144
- Ángulo de acimut, ver acimut
- Ángulo de Elevación, ver elevación
- Ángulo de nadir, 355, 359, 409
- Anik, 24, 467
- Anomalía excéntrica, 379, 380
- Anomalía media, 379, 384, 387, 404

Anomalía verdadera, 344, 352, 378, 379, 387, 405

Antena, antenas,

- alimentadores de, 211-215, 216, 256
- anchura del haz, 78, 208
- apuntamiento de, 209, 210, 217, 218, 219, 258, 259, 279-288, ver orientación
- arreglo de fase, 257, 260, 261
- Cassegrain, 211, 212, 213, 214
- configuración de las , 211-214
- de alimentación frontal, 211, 212
- de alimentador descentrado, 211, 214, 256
- de bocina, 214, 215
- despliegue de, 320, 328, 419, 420
- diagrama (modelo) de radiación de, 78, 210, 211
- directividad de, 78, 79, 81, 208-211
- ecuación empírica, 95
- eficiencia, factores de, 206-208, 213
- frecuencia máxima, 208
- ganancia, ganancia máxima, 76, 78, 205, 206
- iluminación, ley de iluminación de, 206, 207, 209, 213
- imperfecciones de la superficie, 207, 208
- isótropa, radiador isótropo, 75, 76
- lóbulos laterales, 78, 92, 206, 209-214
- montajes de, 217-219
- objetivos de diseño, 205
- omni, omnidireccional, 303, 305, 320
- orientación de, 219-221
- para servicio móvil, 98
- parabólicas, 211
- pequeñas, 209, 238
- polarización de, 215-217
- reflector de, reflectores, 202, 206, 211-214, 256-258
- señal a ruido en, 99
- sistema de, subsistema, 202, 205-224, 255-261
- sistemas de seguimiento para, 221-224
- temperatura de ruido de, 85, 89, 90, 91-98 Tipo A, 202, 461, tipos B, C, D1, D2, E1, E2, E3, F1, F2, F3, G y Z, 461

Apogeo, 344, 345, 349, 382, 415

- precisión del, 429

Apolo, 23

Ápside, 352, 390, 420, 422

Arabsat, 466-467

Ascensión recta, 351, 353, 376, 383

- del nodo ascendente, 346, 363, 375, 399
- del Sol, 404

Atenuación

- en el espacio libre, 77
- por lluvia, 84-86, 90, 105, 483-491

Atlas IIA, Atlas IIAS, 28, 29

Atlas Centauro, 25, 28

Atribución de frecuencias, 13, 14, 512, 513

ATT, AT&T, 21, 26

ATSC, ver televisión de alta definición

**B**

Balance de potencia, 87

Balance del enlace, 112

Banda de base, 118, 124, 135, 540

Banda, bandas de frecuencia, 10, 12, 13, 14

Batería, 296-301, 421, 532, 533

BER, ver PBE

Bidireccional,

- comunicación, tráfico, 2, 4, 5, 8, 121

Bierngol, 313, 314

Bloque BCH (Bose, Chaudhuri, Hocquenghem), 155

Bocina

- alimentadora, 224, ver antena,
- alimentadores de
- piramidal, cónica, 214

Boeing, 475

Boltzmann, constante de, 89, 112

Brasil, 25

British Aerospace, 26, 28, 466, 470, 472

**C**

Calidad de la comunicación, del servicio,

- objetivos de, 41-44, 133, 144, 150
- factor de, 99

Campo magnético de la Tierra, 242, 282, 287

Canceladores de eco, 44

Carga de comunicación, carga útil, 9, 10, 11, 13, 244-269

Cassegrain, ver antena

Célula(s) solar(es), 11, 293-296, 310, 318

Centelleo, 83-84

Centro de control

- de satélites, 10, 11, 12, 15-16, 288, 301, 334-338
- de tráfico, 61, 63, 66

Cifrado o encriptación, 118, 161-163

Clarke, 1, 21, 34

Cobertura, área de, zona de, huella de, 2, 3, 4, 6, 21, 257, 258, 259, 360, 358-363  
 Codificación del canal, 118, 148, 150-157  
 Códigos de corrección de errores y relación de código, 151, 152, 153, 154, 155  
 Coeficiente balístico, 394, 396, 438  
 Cofia de un lanzador, 428, 443, 444, 445  
 Columbia Communications Corporation, 32, 470-471, 514  
 Combinador, 227, 233  
 Compansión, 126, 127, 130, 131  
 Compartición, uso compartido de frecuencias, 12, 505, 513  
 Compresión digital, 30, 32, 49, 52, 53, 118, 123, 157-161  
 Conferencias  
 de normalización, 512  
 mundiales, regionales de radiocomunicación, 22, 512, 513, 517  
 Constelación de Aries, 350  
 Constelaciones de satélites, 348, 409-414  
 Control de ganancia, unidad, 245, 251-252  
 Control de orientación, ver actitud  
 Control térmico, 12, 306-312  
 Conversión de las señales, 117  
 analógico-digital, 127-134  
 MD y MDA, modulación delta y delta adaptativa 131-132,  
 MIC, (por impulsos codificados) 128-131  
 MICDA, (por impulsos codificados diferencial adaptativa), 132  
 Convertidor, convertidores  
 elevadores, 119, 203, 224, 230, 233,  
 reductores, 227, 228, 229, 230, 233  
 LNB, 231, 232  
 Coordenadas, 350-361  
 desde el satélite, 358-361  
 geocéntricas tridimensionales, 350-352  
 en el plano de la órbita, 352-353  
 topocéntricas y geográficas, 353-358  
 Coordinación entre sistemas, 109, 511-519  
 Corrección de errores, 118, 148, 151, 153, 161

**D**

Datos, 42-43  
 servicios de, 65-68  
 señales de, 123-125  
 Debida diligencia administrativa, 517

DCME (Digital Circuit Multiplication Equipment) ver DSI,  
 Declinación,  
 de orientación de estación terrena, 218-219  
 de la posición de un satélite, 351, 353, 383  
 del Sol, 403, 404  
 Demodulador, 149, 153, 154, 203  
 Demultiplexor de entrada, 245, 249-251, 498  
 Densidad de flujo de potencia, 75, 76, 79, 102  
 para saturación, 102, 104, 111  
 Despolarización (y transpolarización), ver también interferencia en la polarización cruzada  
 por la ionosfera, rotación de Faraday, 84  
 por lluvia 85, 492-493  
 Día sideral, sinódico, solar, ver tiempo  
 Diagrama o modelo de radiación, 78, 88, 210  
 Diplexor, duplexor, 202, 212  
 Directividad de las antenas, 208-211  
 Dispersión de energía, 144  
 Disponibilidad, 40-41, 74, 85, 104  
 Dolby, 127  
 Doppler, efecto, 192  
 DSI (interpolación digital de la palabra), 139  
 DTH, 51, 470, 473  
 DVB, 52, 53, 122

**E**

Early Bird, 22, 453  
 Eclipses, 296, 297, 400-406  
 Eclíptica, ver órbita  
 Ecuación de energía, 345  
 Ecuación de movimiento de dos cuerpos, 343  
 EDMC, Equipo digital de multiplicación de circuitos, ver DSI  
 Eficiencia de las antenas, ver antenas  
 Eficiencia de los amplificadores, 252, 253  
 Eje  
 de ápsides, 352,  
 de balanceo (roll en inglés), 274, 278, 363  
 de cabeceo (pitch en inglés), 274, 278, 282, 283  
 de guiñada (yaw en inglés), 278, 283, 284, 363  
 de máximo momento de inercia, 275, 276  
 de mínimo momento de inercia, 276, 277

del equinoccio vernal (x), 350  
 de rotación de la Tierra, 350  
 semimayor, 346, 349, 374, 382, 415  
 Ergol o propulsante, ver también biergol,  
 hipergólico, 312, 313, 315, 316  
 Equinoccio, equinoccios, 350, 403, 405  
 ESA (Agencia Espacial Europea), 26  
 Estabilización, 274, 275  
 por rotación, 275-277  
 triaxial, 278-279  
 pasiva por gradiente de gravedad, 274  
 Estación terrena o terminal, estaciones, 3, 6,  
 33, 44, 201  
 estaciones terrenas, 201-240  
 maestra, 37, 45, 64, 65  
 maestra compartida, 36, 66, 67  
 remota, 36, 37  
 Estructura de un satélite, 10, 269-274  
 Eutelsat, 31, 32, 451, 455, 468-470  
 Excentricidad, ver órbitas

**F**

Factor de ruido, 89, 91, 225, 246, 252  
 Falla en un solo punto, 532  
 Faraday, jaula de, 269, 272, 274  
 rotación de, 84  
 Fiabilidad de los satélites, 521-538  
 Filtrado, 124, 135, 157  
 Filtro, filtros,  
 de paso de banda, 125, 126, 148, 250  
 pasa bajos, 128, 144, 153  
 pérdidas de inserción de, 250  
 Frecuencias,  
 atribución de, 13, 14, 512, 513  
 bandas de, 12, 13, 14, 82  
 cuadro de, 14  
 reuso, reutilización de, 12, 25, 260, 261  
 Friendly Islands Satellite Co., 514

**G**

Ganancia  
 de una antena, 76, 78, 205-208  
 de codificación (decodificación), 152,  
 153, 154  
 Gauss, 341  
 GEO, ver órbitas  
 Giroscópica, rigidez, 276, 278, 285  
 Giroscopios, 284  
 Globalstar, 33, 474-475  
 GLONASS y GPS, 466, 479-480  
 Greenwich, 353, 369, 370, 371, 372

**H**

Hamming, distancia de, 192

HEMT(High Energy Mobility Transistors)  
 98, 247  
 Hidracina, 315, 316  
 Hohmann, transferencia de, 414, 415, 416,  
 419  
 Hipergólica, reacción, combinación, 315

**I**

IBS, servicios para negocios, 28, 66, 469  
 ICO Global Communications, 33, 463, 475-  
 476  
 IDR (Intermediate Data Rate), 105  
 Inmarsat, 26, 28, 32, 59, 462-466  
 Intelsat, 8, 14, 17, 22, 23, 450, 451, 452-461  
 Interferencia,  
 del Sol, 41, 93, 97, 98, 407-409  
 de la Luna, 97, 373  
 en la polarización cruzada, 85, 86, 492,  
 493  
 entre sistemas, 12, 18, 41, 74, 78, 103,  
 107, 505-520  
 Intermodulación, 99-107, 170, 172, 498-504  
 pasiva, 255  
 Interpolación digital de conversaciones, ver  
 DSI  
 Intersputnik, 24, 31, 461-462  
 Insat, 460  
 Ionosfera, 83, 84  
 IRD, ver receptor decodificador integrado  
 Iridium, 33, 476-477

**K**

Klitrón, tubo de haces lineales, 225, 226,  
 227  
 Kepler, leyes de, 342, 343  
 ecuación de, 380

**L**

Lanzamiento de satélites, 426-447  
 Lanzador, ver vehículo de lanzamiento  
 Latitud geocéntrica, 356, 357, 383  
 Latitud geodésica, 354, 355, 412  
 LEO, ver órbitas  
 Linealizadores, 101, 226  
 LNA, ver amplificador de bajo ruido  
 LNB, amplificador convertidor de reducción  
 de bajo ruido, 231, 232  
 Lóbulos laterales, ver antenas  
 Longitud verdadera, 377, 385  
 LRE (low rate encoding), 139, 140, 157

**M**

Magnetosfera, 242  
 MEO, ver órbitas  
 Módem, módems, 203, 204, 234



- Modulación, 142-150  
 MA, de amplitud, 142  
 MF, de frecuencia, 143-144  
 MDPH, por desplazamiento de fase, 144-150  
 MD (modulación delta), MDA (delta adaptativa), MIC (por impulsos codificados), MICDA (por impulsos codificados diferencial adaptativa), ver conversión analógico-digital de las señales  
 Molniya, 23, 384, 393, 398  
 Monoergol, ver ergol  
 Monopulso, ver seguimiento monopulso  
 Motor de apogeo, 312, 313, 314, 315, 317, 318, 417, 419, 533  
   de combustible sólido (AKM), 312, 313  
 MPEG, 49, 51, 52, 53, 57, 69, 141, 159, 161  
 Multiplaje, 134-142  
   MDF, por división de frecuencia, 134-136  
   MDT, por división en el tiempo, 136-142  
   estadístico, 143  
 MCPC (múltiples canales por portadora), 134, 169, 171, 173, 174  
 Multipaction, 255  
 Multiplexor, multiplexores,  
   de primer orden, transmisor, receptor, 136, 137, 138  
   de salida, 245, 254-255
- N**
- Nadir, 327, 355, 359, 361, 363  
 NASA, 21  
 Newton,  
   ley de gravitación universal de, 342,  
   segunda ley de movimiento de, 342,  
   método de, 381  
 Nodo ascendente, 346, 363, 364, 375, 376  
   regresión del, 389, 393, 413, 429  
 NTSC, 52, 122, 123, 158  
 Nyquist, 128
- O**
- Oblicuidad de la eclíptica, 366, 403  
 Orbcomm, 477-479  
 Órbita, órbitas,  
   características de las, 342-414  
   casi geoestacionarias, 385-387  
   circulares, 395-400  
   clasificación por alturas, 347-348  
   de estacionamiento, 438, 440, 442, 448, 451  
   de transferencia, 373, 381, 384, 385, 396, 397, 415, 416  
   eclíptica, 350, 366, 369, 394, 403, 404  
   elípticas, 378-384  
   excentricidad de las, 344, 346, 349, 381, 384, 387, 423  
   HEO, 347, 348  
   GEO, 347, 348  
   inclinación de la, 341, 343, 346, 364, 375, 376, 387  
   LEO, 347, 348  
   MEO, 347, 348  
   perturbaciones de las, 388-396  
   transferencia y mantenimiento de las, 414-424  
 Organización Marítima Internacional (OMI), 466  
 Orientación,  
   control de orientación de un satélite, ver actitud  
   de la órbita, 363-364  
   de una estación terrena, 219-221  
 Orion, 471-472  
 Oscilador local, 119, 229, 230
- P**
- PAL, 122, 158  
 Panamsat, 472-473  
 Paneles estructurales, 271, 272, 310, 311  
 Panel solar, paneles, 243, 279, 281, 289, 293-296, 306, 320-321, 325  
   ajuste de inclinación de, 281, 322-323  
   despliegue de, 320-321  
   orientación de, 279, 281, 321  
 Parámetro ( $p$ ) o semiparámetro, 350, 379  
 Peltier, efecto, 98  
 Perturbaciones de las órbitas, ver órbitas  
 PIRE (potencia isotropa radiada equivalente, p.i.r.e., o pire), 76, 77  
 PIM, ver intermodulación pasiva  
 Polarización, 208, 214, 215-217, ver también despolarización,  
   circular, 215, 216, 217  
   cruzada, 206, 208, 214, 216  
   elíptica, 215  
   lineal (horizontal y vertical), 215, 216  
 Portador, ver vehículo de lanzamiento  
 Precesión, 276, 350  
 Propagación de la órbita, 397

PBE, Proporción de bits erróneos (BER en inglés), 131, 133, 150  
Propulsante, ver ergol  
Propulsión, sistema de, 11, 312-319, 325, 378  
de los lanzadores, 431-443  
Punto subsatelital, 353, 358, 359, 360, 361, 383

## R

Ráfaga, 166, 167, 176, 177, 178, 179-180  
Receptor decodificador integrado, 53, 123, 232  
Red, redes  
Cerrada(s), 62, 63, 64, 66  
en estrella, 37, 38, 66, 233  
en malla, 38, 45, 234  
privada(s), 36, 41, 64, 65, 66  
pública(s), 59, 61, 66-68  
Redundancia, 40, 41, 227, 261, 266, 527, 528, 529, 530, (ver también fiabilidad)  
en anillo, 261, 530  
funcional, 532, 533  
Regresión del nodo ascendente, 389, 393, 413, 429  
Repetidor, 244, 245, 252, 261, 262  
Retención de potencia, 101, 102, 103, 104, 105, 107, 108, 109, 183  
Rotación de Faraday, ver Faraday  
Ruido, 74, 88-99

## S

Salto de frecuencia o de portadora, 183, 187, 191, 192, 226  
SCPC, un canal por portadora, 149, 169, 170, 173-176  
SCPT, un canal por transpondedor, 176, 183  
SECAM, 122, 158  
Sección cónica, curva cónica, 343, 349, 379, 380  
Segmento espacial, 16, 31, 241-339  
Segmento terreno, 16, 17  
Seguimiento, sistemas de, 4, 209, 221-224  
monoimpulso, 222-224  
por pasos, 221-222  
Semicircuito, 36, 44, 120, 136  
Sensores, 274, 275, 280, 282-284, 287  
Símbolos, 148, 153,  
interferencia entre, 125, 126, 148, 150  
SES, servicio entre satélites, 13  
SES, Sociéte Européene des Satellites, 473-474

SFS, Servicio fijo por satélite, 3, 13, 58, 60, 74, 221, 473, 481  
Skybridge, 480-481  
SMS, Servicio móvil por satélite, 13, 59, 80, 263  
SMSSM, Servicio mundial de socorro y seguridad marítimos, 466  
Spaceway, 480-481  
SPADE, 170, 174  
SRS, Servicio de radiodifusión por satélite, 13, 51  
SSPA, 114, 225, 233, 252, 253  
Store and forward, 66, 124, 464  
STS, Space Transportation System, 429, 444, 445, 467, 471

## T

TDRS y TDRSS, 471  
Teledesic, 480-481  
Telepuerto, 36, 67, 202, 231, 235, 236  
Televisión, 45, 46, 117, 121-123  
de alta definición, 52-53, 122, 123  
directa, 49-52, 69, 70, 105, 147, 151, 162  
digital, 51, 52, 56, 133, 141, 158  
para educación a distancia, 53-54,  
para la medicina, 56-57  
para negocios, 55-56  
por cable, 48-49  
radiodifundida, 47-48  
Temperatura de brillo, 92, 93, 94, 95, 96  
Temperatura de ruido, 85, 89, 90, 91-99  
Thomson-CSF, 26, 28  
Tiempo, sistemas de, 365-374  
atómico internacional, TAI, 365-366  
días julianos, 370  
día sideral, 368, 369, 375  
día sinódico o solar, 367, 368, 369  
dinámico, 365, 369  
ecuación del 367, 404  
GMT, medio de Greenwich, 367  
sideral, 365, 368-369  
terrestre, 369  
universal, UTC, universal coordinado, 366-368  
Titán, 28  
TMEF, tiempo medio entre fallas, 525, 526, 528  
Tolerancia a las fallas, 531, 532, 533  
TOP, tubo de ondas progresivas, 225, 226, 227, 252, 253,

Trama, 137, 138, 139, 140, 160, 177, 180,  
200  
Transferencia de Hohmann, 414, 415, 416,  
419  
Transferencia de las órbitas, 414-421  
Transpolarización, ver despolarización  
Transpondedor (es), 8, 13, 245-254,  
Tratamiento de las señales, 117-163  
Traza terrestre, 359, 376, 377, 378, 384, 387  
Troposfera, 87, 92, 96  
TT y D, telemetría, telemando y distancia,  
sistema de, 301-306  
TT y S, antena, estación de telemetría  
telemando y seguimiento, 334-338

**U**

UIT, Unión Internacional de  
Telecomunicaciones, 12,13, 17, 22,  
457, 473, 483, 506, 512-513

**V**

Van Allen, 242, 347  
Variaciones seculares, de periodo largo, de  
periodo corto, 389-396 (ver también  
órbitas, perturbaciones de las)  
Vehículo de lanzamiento, lanzador, portador,  
428, 429, 434, 439, 440, 446  
VSAT, 199, 202, 204, 209, 225, 232, 233,  
234, 238

**Z**

Zona de cobertura, ver cobertura  
Zonas hidrometeorológicas, 485, 487, 488,  
489, 490

---