



10
UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA
DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

NUEVAS TECNOLOGÍAS Y SERVICIOS
SATELITALES DEL SIGLO XXI

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

JAIME CUÉLLAR RUIZ

DIRECTOR DE TESIS: DR. RODOLFO NERI VELA



CIUDAD UNIVERSITARIA

MARZO DE 2002

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN



Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

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

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

*A mis padres, por brindarme su apoyo incondicional y su confianza.
Todos mis logros son de ustedes.*

A mis hermanos Rosita, José Jesús, Sergio y César,

A Agustinita, Mary y Lorena.

A todos mis familiares.

A las personas con las que he compartido salones de clases y que me han demostrado su amistad sincera: Aida, Ana Edith, Sarai, Rocio, Isis, Norma, Noemí, Karla, Emilye, Arminda, Liza, Paola, Lidia, César, Hiram, Isaac, Ramiro, Gerardo, Edgar, Emmanuel, Floracio, Enrique, Alejandro, Juan Manuel.

*A mis tutores: Dra. Florencia Ferranía, Ing. Jaime Martínez y
Dr. Miguel Moctezuma, por su tiempo y valiosos consejos.*

*A la Facultad de Ingeniería de la UNAM.
La mejor escuela a la que se puede asistir.*

A mis profesores.

*Al Dr. Rodolfo Neri Vela, por brindarme la oportunidad de realizar este trabajo.
Por su paciencia, pero sobre todo por su amistad.*

Mis más sinceros agradecimientos.

Jaime

Prólogo

La tecnología de satélites y el segmento asociado en la Tierra, al igual que la demanda de capacidad para cursar el tráfico de las comunicaciones de los usuarios, ha evolucionado de forma sorprendente. Con el lanzamiento del primer satélite comercial Intelsat I en 1964, comenzó un proceso de desarrollo de tecnología de comunicaciones vía satélite que ha permitido satisfacer las demandas de ancho de banda y el soporte de nuevos servicios. Estos avances tecnológicos también han hecho posible que este tipo de redes mantengan la competencia con las redes terrestres de cobre y fibra óptica. Las estaciones terrenas para enviar y recibir las señales de y hacia el Intelsat I eran enormes, complejas y muy pesadas, con platos parabólicos que medían 30 metros de diámetro. En la actualidad la disponibilidad de amplificadores de mayor potencia que se integran en los satélites, hace posible el uso de terminales de tamaños considerablemente más pequeños, por ejemplo, aquellas terminales que trabajan con los sistemas de televisión directa en los hogares, que miden menos de un metro de diámetro.

El propósito del presente trabajo es el de realizar un estudio comparativo del desarrollo de las comunicaciones por satélite, tomando en cuenta los avances tecnológicos y los servicios ofrecidos, con el fin de poder comprender y apreciar mejor la situación actual de nuevas tecnologías y servicios del siglo XXI.

El primer capítulo es un estudio acerca del sistema de comunicaciones por satélite, el segmento espacial y el segmento terrestre, y la descripción de los subsistemas de los que se componen ambos segmentos. La organización subsecuente del trabajo consiste de la evolución de los sistemas satelitales por décadas. El capítulo 2 contiene una breve descripción de los satélites experimentales de las décadas de los años 50, 60 y 70; la parte final de este capítulo se enfoca en la revisión de las diferentes generaciones de satélites de INTELSAT, organización que ha sido propietaria de la flota con mayor número de satélites de avanzada a nivel mundial.

En el capítulo 3, la década de los 80's, se prosigue con la descripción de la evolución de Intelsat y el surgimiento de nuevas organizaciones regionales, como EUTELSAT, sistemas domésticos y el sistema para comunicaciones marítimas INMARSAT, que a finales de la década extendería sus servicios hacia las comunicaciones aeronáuticas y móviles terrestres. En estos años se comienza a explotar comercialmente la banda Ku y se introducen servicios con terminal de muy pequeña apertura; anteriormente las comunicaciones satelitales comerciales de servicio fijo habían sido realizadas sólo en la banda C.

La década de los 90 se estudia en el capítulo 4. Estos 10 años fueron muy productivos en cuanto a adelantos tecnológicos para las comunicaciones satelitales. Por ejemplo, la aplicación de técnicas de codificación digitales para la transmisión de televisión y el despliegue de constelaciones en órbitas bajas para comunicaciones personales. Aunque en nuestro país se desplegó el primer sistema de comunicaciones por satélite en 1980, se reservó el estudio de las tecnologías involucradas hasta este capítulo, para lograr una comparación entre las diferentes generaciones que han integrado los sistemas satelitales mexicanos, de las cuales dos de ellas fueron desplegadas en la década de los años 90; también se incluyen algunas de las especificaciones disponibles del nuevo satélite Satmex 6, que se lanzará en 2003 para reforzar la flota de comunicaciones de satélites en el territorio nacional y en el continente al que pertenece. Se da seguimiento al estudio de la evolución de los avances presentes en los sistemas de INTELSAT, EUTELSAT e INMARSAT.

El quinto capítulo contiene un resumen de las innovaciones tecnológicas para comunicaciones satelitales de mayor importancia en RF y algunos subsistemas de un satélite: el uso de bandas de frecuencias superiores (Ka y Q/V), las constelaciones de satélites de banda ancha, enlaces entre satélites, propulsores eléctricos, antenas de avanzada para satélites (perfiladas y multihaz) y distribución de audio digital, entre otros. Finalmente, en el capítulo 6 se exponen las principales conclusiones.

CONTENIDO

Pág.

1. INTRODUCCIÓN	1
1.1. Segmento espacial	2
1.1.1. Carga útil	3
1.1.1.1. Repetidores	3
1.1.1.2. Antenas	6
1.1.2. Plataforma	7
1.1.2.1. Subsistema de control de orientación y órbita	8
1.1.2.2. Subsistema de propulsión	11
1.1.2.3. Subsistema de Telemetría, rastreo y comando	13
1.1.2.4. Subsistema de energía eléctrica	15
1.1.2.5. Subsistema de control térmico	17
1.1.2.6. Subsistema estructural	18
1.2. Segmento terrestre	18
1.2.1. Sistema de antenas	20
1.2.1.1. Configuración simétrica	20
1.2.1.2. Configuración asimétrica	23
1.2.2. Tipos de montaje	25
1.2.2.1. Montajes para estaciones terrenas de servicio fijo	25
1.2.2.2. Montajes para estaciones terrenas de servicio móvil	25
1.2.3. Sistema de alimentación	28
1.2.4. Sistema de rastreo	30
1.2.4.1. Rastreo programado	31
1.2.4.2. Rastreo Manual	32
1.2.4.3. Rastreo automático para estaciones fijas	32
1.2.5. Amplificador de bajo ruido	36
1.2.6. Amplificador de potencia	38

2 EVOLUCIÓN DE LOS SATÉLITES DE COMUNICACIONES	41
2.1. La Década de los 50's	42
2.2. La década de los 60's	43
2.2.1. Satélites de comunicación activos experimentales	44
2.2.2. Satélites en órbita geoestacionaria	49
2.2.3. Los Satélites Molniya y su Órbita	51
2.2.4. INTELSAT	53
2.2.4.1. Intelsat I	54
2.2.4.2. Intelsat II	55
2.2.4.3. Intelsat III: Antenas de haz global	57
2.3. La década de los 70	59
2.3.1. Intelsat IV: Antenas de haz concentrado	59
2.3.2. Intelsat IV A: Antenas direccionales	61
3 LA DÉCADA DE LOS 80's	65
3.1. Comunicaciones Marítimas por satélite e INMARSAT	66
3.1.1. Sistema INMARSAT Estándar A	67
3.1.2. Sistema INMARSAT Estándar C	69
3.2. Sistemas domésticos	70
3.2.1. Satélites Anik: sistemas de cobertura nacional canadiense	70
3.2.2. Sistemas domésticos de Estados Unidos	74
3.2.3. Aplicaciones de los sistemas domésticos	78
3.2.4. PALAPA: Sistema doméstico de Indonesia	78
3.2.5. Estaciones terrenas de menor tamaño y servicios especializados	81
3.3. Redes de VSATs	83
3.3.1. Arquitectura Física y lógica	84
3.3.2. Elementos básicos de la red	85
3.4. INTELSAT	86
3.4.1. Intelsat V, VA y VB: Reuso de frecuencia mediante polarización dual	86
3.4.2. INTELSAT VI: SS-TDMA	89
3.5. EUTELSAT	91
3.5.1. Satélites Eutelsat I	92
3.6. Servicios Satelitales Móviles Aeronáuticos (AMSS)	95
3.6.1. Servicios prestados	98
3.6.2. Elementos del sistema	98

4 LA DÉCADA DE LOS 90's	101
4.1. INTELSAT	101
4.1.1. Satélites Intelsat VII	102
4.1.2. Intelsat VII-A	104
4.1.3. Intelsat VIII	107
4.1.4. Intelsat VIII-A	109
4.1.5. Satélites de la Región Asia-Pacífico	111
4.1.6. Intelsat IX	112
4.1.7. Estándares para estaciones terrenas de INTELSAT	114
4.2. INMARSAT	117
4.2.1. Segunda generación de satélites de INMARSAT (Inmarsat 2)	118
4.2.2. Tercera Generación de satélites de INMARSAT (Inmarsat 3)	119
4.2.3. Cuarta generación de satélites de INMARSAT (Inmarsat 4)	121
4.2.4. Terminales móviles	121
4.2.4.1. Antenas de baja ganancia	121
4.2.4.2. Antenas de media ganancia	122
4.2.4.3. Antenas de alta ganancia	124
4.2.4.4. Estándares para terminales de INMARSAT	124
4.2.4.5. NMARSAT-Aero	128
4.3. EUTELSAT	131
4.3.1. Flota satelital	131
4.3.2. EUTELSAT II	132
4.3.3. HOTBIRD	134
4.3.4. Serie W	136
4.3.5. Sesat	136
4.3.6. Eurobird	137
4.3.7. Atlantic Gate	137
4.4. Sistemas de satélites mexicanos	137
4.4.1. Sistema Morelos	137
4.4.2. Sistema solidaridad	140
4.4.3. SATMEX 5	143
4.4.4. SATMEX 6	146
4.5. Transmisión de televisión digital por satélite	147
4.5.1. Estándares para la transmisión digital de televisión por satélite	149
4.6. Constelaciones de satélites para comunicaciones personales	152
4.6.1. IRIDIUM	152

4.6.1.1. Características técnicas de la constelación IRIDIUM:	153
4.6.1.2. Antenas	154
4.6.1.3. ISL (enlaces entre satélites)	154
4.6.1.4. Frecuencias asignadas	155
4.6.1.5. Primer fracaso comercial	156
4.6.2. GLOBALSTAR	157
4.6.2.1. Ventajas de su este diseño	157
4.6.2.2. Características de sus satélites	158
4.6.3. ICO	158
4.6.3.1. Los satélites ICO	159
4.6.3.2. NEW ICO	159

5 PANORAMA TECNOLÓGICO PARA EL NUEVO SIGLO 165

5.1. Bandas de frecuencias superiores	166
5.2. ANIK F2: Banda Ka para Norteamérica	167
5.2.1. Servicios comerciales que se prestarán en banda Ka	168
5.2.2. Sistema de comunicaciones en la banda Ka	169
5.2.3. Plan de frecuencia en la banda Ka	172
5.2.4. Técnicas de compensación al desvanecimiento por lluvia	172
5.2.5. Segmento terrestre	174
5.2.6. Módulo de procesamiento a bordo	175
5.2.7. Señal guía experimental en banda V	176
5.3. Futuros sistemas de comunicaciones por satélites de banda ancha	176
5.3.1. Características generales de los sistemas de banda ancha	177
5.3.2. Sistemas de banda ancha propuestos	179
5.3.2.1. Teledesic	179
5.3.2.2. Skybridge	180
5.3.2.3. Spaceway	182
5.3.2.4. Astrolink	183
5.4. Sistemas multimedia propuestos para operar en las bandas Q/V	185
5.4.1. Pentriad	186
5.4.2. GE* Star Plus	187
5.4.3. GS-40	187
5.4.4. Expressway	188

5.5. Propulsión eléctrica	188
5.5.1. Propulsores electrostáticos	190
5.5.2. NSTAR	190
5.5.3. Sistema de propulsión por iones de xenón: XIPS	192
5.5.4. Propulsor UK-10	193
5.5.5. Propulsor de iones de microondas	194
5.5.6. Propulsor de iones de radiofrecuencia: RIT 10	195
5.5.7. Propulsores de plasma estacionario	196
5.6. Comunicaciones ópticas espaciales y enlaces entre satélites	197
5.6.1. Aplicaciones	198
5.6.2. SILEX	199
5.6.2.1. Terminales OPALE y PASTEL	200
5.6.2.2. Estación Terrena Óptica en Tenerife	202
5.6.3. OICETS	203
5.6.3.1. Características del equipo para realizar el experimento	203
5.6.3.2. Elementos del sistema	204
5.6.4. Principio de óptica adaptiva en comunicaciones láser	205
5.7. Reflectores parabólicos perfilados	206
5.8. Antenas para satélites de comunicaciones móviles.	208
5.9. Sistemas de distribución de radio digital por satélite	210
5.9.1. WorldSpace	210
5.9.2. Sistema Sirio	211
5.9.3. XM Satellite Radio	213

6 CONCLUSIONES	219
-----------------------	------------

1

INTRODUCCIÓN

Un sistema básico de comunicaciones por satélite consiste de dos segmentos: un segmento espacial que proporciona servicio a un segmento terrestre específico. Las características de cada segmento dependen de la aplicación a la que el sistema está destinado. Dentro de estas aplicaciones se pueden citar: servicio fijo, servicio móvil y servicio de transmisión directa.¹ En la figura 1.1 se muestran los principales elementos que hacen posible la comunicación en un sistema satelital FFS con satélite geostacionario. En esta red de comunicaciones, las estaciones terrenas transmiten señales de radio frecuencia (RF) hacia el satélite. Las señales son recibidas, procesadas y trasladadas en el espectro de frecuencia. También son amplificadas y retransmitidas hacia las regiones a las que se destina la información².

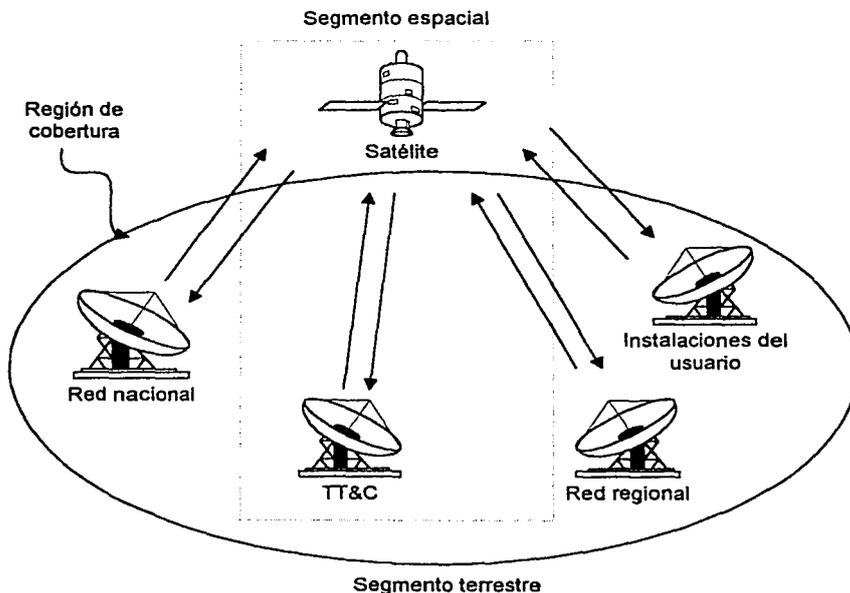


Figura 1.1 Elementos principales del sistema de comunicaciones por satélite para brindar servicio fijo.

¹ FFS, MSS y DBS, respectivamente por sus siglas en inglés.

² De hecho, el servicio se restringe a estaciones terrenas que están dentro del área de cobertura del satélite.

El segmento espacial comprende uno o más satélites y una órbita conveniente; las características de estos dos elementos dependen de la aplicación. El control del satélite, al igual que el monitoreo de su desempeño, se lleva a cabo por estaciones de telemetría, rastreo y comando.³ El segmento terrestre depende también del tipo de servicio, y para cada uno de ellos tiene distintas características.

1.1. Segmento espacial

El satélite está compuesto por dos unidades funcionales: la carga útil y la plataforma. La función de la carga útil es proporcionar la comunicación; la función de la plataforma es proporcionar soporte mecánico y eléctrico a la carga útil. La figura 1.2 muestra un diagrama en el que se incluyen estas dos unidades. En este diagrama también se muestran los bloques funcionales de los subsistemas, en los que a su vez cada unidad es dividida.

A continuación se estudian los subsistemas que conjuntamente integran a la carga útil del satélite; en la sección 1.1.2 se tratan los correspondientes a la plataforma.

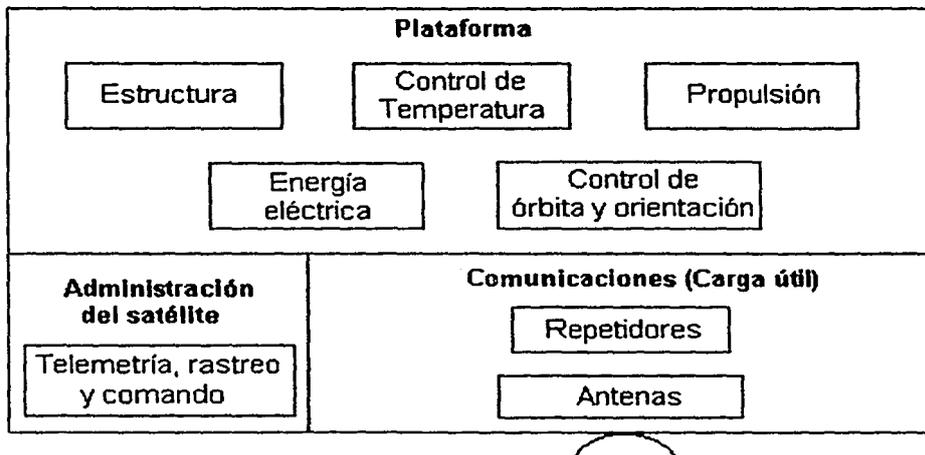


Figura 1.2 Diagrama de bloques que muestra la subdivisión del satélite en subsistemas.

³ Estaciones TT&C, por sus siglas en inglés.

1.1.1. Carga útil

La carga útil abarca los subsistemas de antenas y de comunicaciones. El subsistema de comunicaciones comprende el equipo electrónico (que en su conjunto integra el repetidor) a bordo del satélite; este equipo se localiza entre la antena de recepción y retransmisión⁴. El sistema de antenas se encarga de recibir y transmitir las señales provenientes de las estaciones terrenas.

1.1.1.1. Repetidores

Los repetidores a bordo del satélite pueden ser de cualquiera de los dos siguientes tipos: regenerativo o transparente. El repetidor transparente únicamente traslada la frecuencia de enlace ascendente, a la frecuencia adecuada de enlace descendente, y da la cantidad suficiente de amplificación, sin hacer algún otro procesamiento a la señal en banda base. Por otro lado, un repetidor regenerativo, adicionalmente a los procesos realizados en un repetidor transparente, cuenta con capacidad de demodular, procesar la señal en banda base y remodularla. Sin embargo, son más caros y complejos. Los repetidores regenerativos son utilizados en algunos sistemas digitales, y el equipo electrónico que comprende está siendo normalizado. Es por eso que en la actualidad el uso de repetidores transparentes es más popular. Los satélites *Italsat 1* y *ACTS* son ejemplos de satélites experimentales con este tipo de repetidores a bordo.

Repetidor transparente

Los elementos principales de un repetidor transparente se muestran en la figura 1.3. Las señales provenientes de la antena y del sistema de alimentación se conducen a un amplificador de bajo ruido (LNA) mediante un filtro paso banda. Este filtro atenúa todas las señales fuera de banda, como son las señales de estaciones terrenas de sistemas de satélites adyacentes. El LNA amplifica las débiles señales recibidas. Posteriormente se lleva a cabo la conversión de frecuencia, a la frecuencia del enlace de bajada.⁵ Esta conversión se puede llevar a cabo en una etapa simple, usando una sola frecuencia intermedia, o en etapas múltiples, usando más de una frecuencia intermedia.

⁴ Como más adelante se mencionará, el espectro útil se divide en sub-bandas de frecuencia mediante un demultiplexor. A la trayectoria que sigue cada sub-banda, en el repetidor, se denomina transpondedor.

⁵ La conversión en frecuencia se realiza para prevenir oscilaciones en el amplificador del satélite, permitiendo así transmisión y recepción simultánea a diferentes frecuencias. La frecuencia del enlace descendente es menor porque las pérdidas en la trayectoria disminuyen con la frecuencia; de esta forma se minimizan los requerimientos de amplificación de potencia en el satélite.

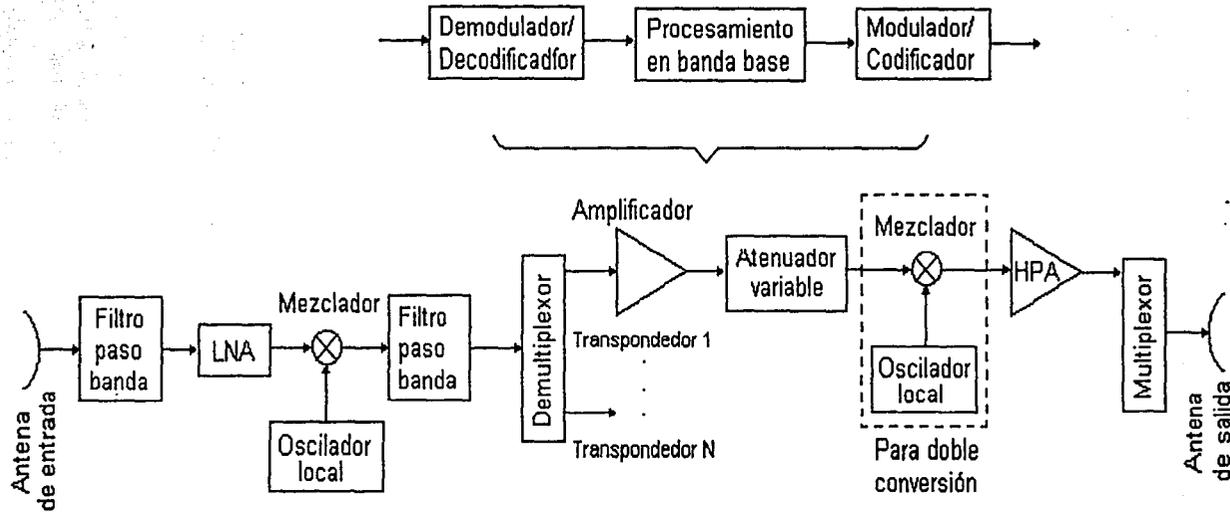


Figura 1.3 Repetidor. En la parte superior de la figura se tienen los componentes adicionales, a los de un repetidor transparente, para tener un repetidor regenerativo.

El primer caso es más simple de implementar. Las etapas múltiples se utilizan cuando hay requerimientos especiales. Por ejemplo, cuando se desea interconectar estaciones terrenas que operan en diferentes bandas de frecuencia, lo cual se logra en una frecuencia intermedia común. [Riccharia, p. 284]

La conversión de frecuencia se logra mezclando la señal amplificada recibida con la señal de un oscilador local.⁶ A la salida del mezclador se encuentra un filtro paso banda, cuya función es remover las señales fuera de banda generadas en el mezclador. Cuando se usa una conversión simple, la frecuencia de las señales a la salida del segundo filtro paso bajas es la frecuencia destinada al enlace de bajada. Esta señal se divide en sub-bandas en el demultiplexor.⁷ Esta canalización reduce el número de portadoras que entran al amplificador de potencia, minimizando el ruido de intermodulación. También porque el amplificador de potencia tiene una capacidad limitada en el manejo de potencia. La señal en cada transpondedor es amplificada para levantar su bajo nivel de potencia. Se introducen también atenuadores conmutables electrónicamente, en la trayectoria de la señal. Los atenuadores son controlados mediante telecomandos. La función de los atenuadores proporciona control sobre la ganancia, que es necesario para compensar la degradación gradual de la ganancia del transpondedor a lo largo de la vida útil del satélite, y para controlar el punto de operación y ruido de intermodulación.

En un repetidor con conversión dual, la señal de enlace ascendente se convierte a una frecuencia intermedia (IF), antes del demultiplexor. Por lo tanto, las señales en cada sub-banda están a una frecuencia intermedia. La señal IF es amplificada y convertida en frecuencia a la radio frecuencia del enlace descendente. Entonces las señales se conducen hacia la etapa de amplificación de potencia, que consiste en una o varias etapas de amplificación de manejo y una etapa de potencia al final. La parte final de la amplificación de potencia posee una característica no lineal. Por lo tanto, cuando trabajan en ambientes de portadoras múltiples, esta etapa contribuye con un nivel considerable de ruido de intermodulación. Una de las técnicas usadas para abatir este inconveniente, es situar el punto de operación de los amplificadores de potencia en la región lineal de su característica de operación, disminuyendo así el ruido de intermodulación. También se utilizan circuitos de control automático de nivel en la etapa de manejo, que mantiene un nivel constante a la entrada de la etapa de potencia sin tener en cuenta la entrada a la etapa de manejo. Esto asegura el mismo punto de operación, para mantener el ruido de intermodulación especificado.

⁶ El oscilador local consiste de un cristal oscilador estable operando a una frecuencia relativamente baja.

⁷ El demultiplexor se compone de un banco de filtros; cada uno de los cuales permite el paso de una banda específica de la señal a través de él. Los filtros deben tener un fuerte rechazo a las bandas adyacentes, con variaciones mínimas en amplitud y retraso en fase en la banda de paso.

Las salidas de los transpondedores se alimentan a un multiplexor,⁸ cuya función es combinar las señales provenientes de los transpondedores en una señal compuesta. La salida del multiplexor se entrega a la antena para su retransmisión.

Repetidor regenerativo

En la misma figura (Fig. 1.3), se muestran los bloques de los componentes adicionales y necesarios para tener un repetidor regenerativo. Después del amplificador se tiene un demodulador/decodificador, cuya función es recuperar la señal en banda base. Enseguida un procesador de la señal en banda base y finalmente un modulador/codificador, cuya función es remodular la señal (puede ser utilizando una técnica optimizada o un esquema de acceso múltiple mejor) antes de su retransmisión. A continuación se citan dos aplicaciones de procesamiento en banda base a bordo del satélite:

1. En un sistema satelital de servicio móvil, con enlaces ascendentes SCPC⁹, que operan bajo el esquema FDMA. Después de demodular los canales SCPC, las señales en banda base se pueden agrupar en un esquema TDMA en el enlace de bajada. Usando repetidores regenerativos es posible reducir la potencia isotrópica radiada equivalente (PIRE) en las estaciones móviles y operar el repetidor del satélite cerca del punto de saturación.
2. En un sistema satelital de servicio fijo, realizando la conmutación de enlaces en banda base bajo el esquema TDMA. Usando un repetidor regenerativo se pueden interconectar redes con diferentes tasas de transmisión. [Maral and Bousquet, p. 428]

1.1.1.2. Antenas

La función de la antena es recibir y transmitir hacia las estaciones terrenas dentro del área de cobertura del satélite.¹⁰ Por lo tanto, el tamaño y la forma del área de cobertura gobiernan la elección del sistema de antenas. Cuando se ilumina un disco completo en la superficie de la tierra, visto desde una órbita geoestacionaria, la

⁸ El multiplexor consiste en un banco de filtros paso banda. Las señales se combinan en la salida de los filtros, cada uno de los cuales proporciona el suficiente aislamiento de los canales adyacentes. Adicionalmente, los filtros rechazan las armónicas generadas por la no-linealidad de los HPAs. Las pérdidas por inserción de los filtros deben ser minimizadas. De otra forma, se necesitaría de amplificadores más potentes, y como consecuencia el aumento en el costo del satélite.

⁹ *Single Channel Per Carrier*.

¹⁰ El área de cobertura del satélite, también denominada huella de satélite, se representa por contornos de potencia constante recibida en la tierra, usualmente se refiere a la potencia en el centro del haz. Así un contorno marcado con -3 dB, indica que el área enmarcada por el contorno recibe por lo menos la mitad de la máxima potencia.

cobertura se denomina global. El ancho del haz requerido para lograr una cobertura global es de 17.4° . Este tipo de cobertura se utiliza para comunicaciones internacionales principalmente, en donde las estaciones terrenas están separadas por grandes distancias. Si el servicio se restringe a un país, el área de cobertura se sirve mediante haces puntuales. O mejor aún, mediante haces con formas aproximadas a las regiones de cobertura. En estos haces, el patrón de radiación de la antena se delinea siguiendo el contorno de la región a cubrir, lo más cerca posible. Los haces concentrados múltiples se utilizan cuando se da servicio a regiones con alta demanda de tráfico, como es el caso de Europa y América. Los sistemas de polarización dual usan antenas que permiten transmisiones polarizadas ortogonalmente, lo cual permite duplicar la capacidad de canales por reutilización simultánea de frecuencias.

Un haz de cobertura global puede ser proporcionado por una antena de corneta de modo fundamental.¹¹ Su frecuente uso se debe a que son ligeras y baratas. Sin embargo, este tipo de cornetas no presenta buen aislamiento en polarización cruzada, por lo que no son apropiadas para sistemas de polarización dual. En ese caso se usan cornetas corrugadas de modo híbrido.

Los reflectores son adecuados para obtener haces concentrados. Generalmente se utiliza la configuración de reflector con alimentación descentrada (*off-set* en inglés); este arreglo elimina la desventaja del bloqueo por el alimentador. Además, su geometría permite que el alimentador esté cerca del cuerpo del satélite, reduciendo el tamaño de las líneas de alimentación. Su principal desventaja radica en su pobre discriminación de polarización cruzada. Para incrementar el desempeño en polarización cruzada se utilizan reflectores de rejillas. Este tipo de reflectores están hechos de dos conjuntos de rejillas de alambre, en ángulos rectos, cada conjunto de rejillas permite la transmisión de una polarización. Los haces múltiples se pueden lograr iluminando un simple reflector con un conjunto de alimentadores. Un haz se forma mediante un racimo de alimentadores; a cada alimentador se conduce la señal de RF de amplitud y fase adecuadas. [Riccharia, p. 288]

1.1.2. Plataforma

La plataforma tiene como fin dar soporte a la carga útil, durante la vida operacional del satélite. En la figura 1.2 se mostraron los subsistemas en los que está dividida la plataforma. A continuación se explica brevemente la función de cada subsistema que la integra.

¹¹ En la siguiente sección de este capítulo, correspondiente a estaciones terrenas, se estudia más acerca de las antenas de corneta. En el apartado correspondiente a alimentadores.

1.1.2.1. Subsistema de control de orientación y órbita

Las demandas de control de órbita y orientación difieren durante las dos principales fases de la misión: la fase de colocación en órbita y la fase operacional. En la primera fase, el control de orientación se debe proporcionar al satélite desde el momento en que se separa del lanzador. La mayoría de los satélites son estabilizados por rotación en la puesta en órbita. En esta parte el sistema de control de orientación debe ser capaz de mantener la rotación del satélite alrededor del eje de giro, y evitar que el satélite tenga un movimiento desbalanceado (similar al de un trompo girando sobre un eje inclinado, denominado nutación); este movimiento es causado durante la separación del satélite del vehículo de lanzamiento. Una de las técnicas más eficientes cuando se trata de una configuración estable (aquella en la que el eje de rotación coincide con el eje de máximo momento de inercia), consiste en el uso de un sistema de oscilación, como un péndulo o una esfera en un tubo curvo, el cual produce una torca en la dirección en la que la nutación disminuye.

Este subsistema, también en la etapa de puesta en órbita, se encarga de determinar precisamente la dirección del eje de giro del satélite. Se utilizan sensores que proporcionan los ángulos de orientación de dicho eje, con respecto a la Tierra y al Sol.

El control de orientación y órbita durante la fase operacional es necesario para combatir el desplazamiento del satélite de su lugar orbital designado, y también requiere de sensores¹². Este desplazamiento es causado por las diferentes fuerzas a las que está sujeto el conjunto espacial, como son las fuerzas gravitacionales del Sol, la Luna y la Tierra. [Pitchard et al, p. 223]

Las fuerzas para el control de orientación se obtienen de volantes giratorios, denominados volantes de reacción y propulsores de combustible. Las fuerzas se transfieren de los volantes al satélite cuando se cambia su velocidad. Hay dos tipos de volantes, los denominados volantes de momento cero y volantes de momento. Los primeros usan volantes que pueden girar en las dos direcciones, mientras que los segundos, poseen momento y rotan en una sola dirección. Es posible que cuando es necesario aplicar una torca en una sola dirección, un volante alcance su máxima velocidad; en tal caso, es necesario disminuir su velocidad para volver a usarlo. Esto se logra con el encendido de pequeños propulsores independientes, que aplican una torca al satélite en dirección contraria; tal acción, obliga al sistema a disminuir la velocidad del volante.

¹² Los sensores pueden ser ópticos (en las regiones visible o infrarrojo del espectro), o pueden ser sensores de RF para trabajar en conjunto con transmisores establecidos en la Tierra. La resolución de estos sensores, es la que finalmente determina la precisión de apuntamiento del satélite.

En la actualidad se utilizan dos tipos de control de orientación: estabilización por rotación y estabilización en tres ejes.

Estabilización por rotación

La estabilización por rotación da la rigidez giroscópica necesaria al satélite, haciendo girar una parte o todo el satélite; generalmente este eje de giro es paralelo al eje de rotación de la Tierra. Cuando se rota todo el conjunto es necesario que la antena tenga un patrón de radiación toroidal, de tal forma que siempre tenga contacto con la Tierra. Los satélites con giro dual tienen una plataforma de antenas, la cual gira en sentido contrario al cuerpo principal, de tal forma que las antenas apuntan hacia la Tierra continuamente. En satélites estabilizados con estos dos métodos, es necesario que el giro sea alrededor del eje de máximo o mínimo momento de inercia. El panel solar se encuentra montado en el tambor que gira. Hay algunas fuerzas que hacen que el eje de giro se desvíe, principalmente las fuerzas causadas por la presión de la radiación solar. Esta desviación necesita correcciones periódicas, para lo cual se utilizan propulsores. Un propulsor puede utilizarse para controlar la orientación en dos ejes, encendiéndolo cuando está alineado con el eje deseado durante la rotación. Con el tiempo, la velocidad de rotación decae; para hacer ajustes en la velocidad de giro, se hace uso de propulsores que aplican fuerza tangencial a la circunferencia del tambor giratorio. El satélite se mantiene correctamente en las direcciones N-S y E-O, encendiendo propulsores montados en ejes paralelos y perpendiculares (respectivamente), al eje de rotación.

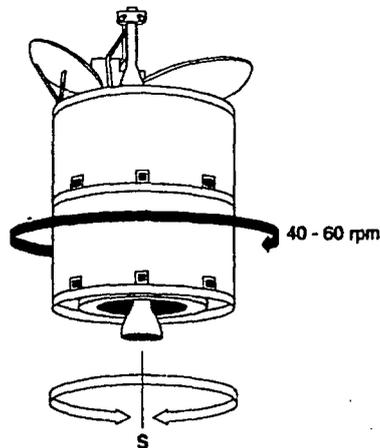


Figura 1.4-A Estabilización por rotación. La antena se mantiene apuntada hacia la Tierra gracias a la señal guía que recibe desde ésta, mediante la plataforma de no giro.

Estabilización triaxial

En la estabilización triaxial o estabilización del cuerpo del satélite (fig. 1.4-B), la rigidez giroscópica requerida es proporcionada por volantes de momento, los cuales giran dentro del cuerpo del satélite. El control en cada uno de los ejes en los que se estabiliza el sistema, es proporcionado acelerando o desacelerando el volante de momento correspondiente a cada eje.¹³ Los sensores utilizados durante la colocación en órbita son diferentes a los usados para mantener al satélite en su posición; generalmente se usan sensores de la Tierra estáticos. El satélite se mantiene en órbita encendiendo propulsores en la dirección N-S o E-O. Otra función del sistema de control de orientación y órbita, es el seguimiento del Sol por parte del arreglo solar. Esto se logra haciendo uso de un sensor de sol, y un lazo de control adicional.

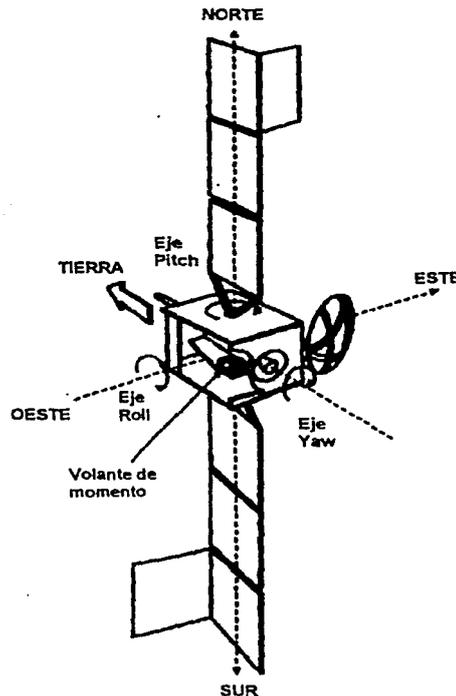


Figura 1.4-B Sistema de referencia para un satélite estabilizado en tres ejes.

¹³ La orientación del satélite se mantiene en tres ejes. El primero (denominado *Roll* en Inglés) se encuentra a lo largo de la órbita, el segundo (*Yaw*) a lo largo del vector satélite-Tierra, y el tercero (*pitch*) en ángulos rectos con los dos primeros.

1.1.2.2. Subsistema de propulsión

La función de este subsistema es generar el empuje requerido para las correcciones de orientación y de órbita. Generalmente, el requerimiento de propulsores para corrección de órbita es mayor; se usan combustibles monopropelentes o bipropelentes para estos propósitos (propulsores químicos). Para el control de orientación, los propulsores (que pueden ser químicos o eléctricos) se colocan fuera del centro de masa para alcanzar un empuje máximo. El empuje es aplicado de manera perpendicular a la dirección del centro de masa del satélite. Para el control de órbita, los propulsores están montados de tal forma que la dirección de la línea de acción de la fuerza pase por el centro de masa del satélite, porque los vectores de empuje son en las direcciones Norte-Sur o Este-Oeste. La fuerza aplicada por los propulsores depende en la relación de flujo del combustible y de su impulso específico.¹⁴

En la actualidad la mayoría de los satélites en operación utilizan propulsores químicos, ya que proporcionan niveles de empuje cientos de veces más grandes que los eléctricos. Las investigaciones en la tecnología de propulsión han permitido el lanzamiento de satélites con propulsores eléctricos que utilizan el sistema de propulsión por iones de xenón (XIPS por sus siglas en Inglés), cuyo empuje se genera al acelerar una masa ionizada dentro de un campo electromagnético.

Propulsión química

La figura 1.5 ilustra el principio de operación de un propulsor de monopropelente. La hidrazina se usa comúnmente como combustible, debido a que es químicamente estable dentro de un tiempo prolongado de almacenamiento y proporciona un impulso relativamente alto: 230 s^{15} . En la ausencia de gravedad, es necesario aplicar presión externa para expulsar la hidrazina, lo que se logra almacenando nitrógeno bajo presión. Cuando la válvula es removida, la presión del nitrógeno empuja el combustible hacia la cámara de combustión, pasando antes por un filtro, cuya función es remover impurezas. La válvula permite la transmisión de combustible en una sola dirección. En la cámara de combustión, el combustible se mezcla con un catalizador. Esto resulta en la descomposición de la hidrazina y la liberación de energía a través de una boquilla para obtener el empuje deseado. El sistema completo de propulsión se compone de varios impulsores e incluye tanques y líneas de combustible redundantes.

¹⁴ El impulso específico se define como el impulso aplicado o producido por cada unidad de peso de propelente que se consume cada segundo, y se expresa en segundos.

¹⁵ Este impulso específico se obtiene a temperaturas de alrededor de $300 \text{ }^\circ\text{C}$. Se puede aumentar hasta 300s , elevando la temperatura de los gases mediante algún sistema de calentamiento resistivo (a cerca de $1900 \text{ }^\circ\text{C}$), después de la descomposición catalítica y antes de que escapen por la tobera.

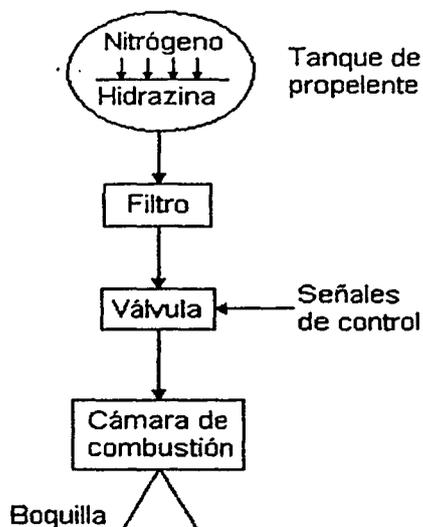


Figura 1.5 Propulsor de monopropelente.

Los propulsores de bipropelente consisten de combustible y un oxidante, cada uno almacenado en tanques diferentes. Éstos se combinan cuando se requiere aplicar el impulso. Al unirse las dos sustancias, se produce una combustión instantánea sin necesidad de algún sistema de ignición; de estas sustancias, el combustible más popular es la hidracina monometílica y el tetróxido de nitrógeno como oxidante. Con este tipo de impulsores se puede lograr un empuje grande, por lo que son usados en motores de apogeo y para maniobras de mantenimiento en órbita en la dirección Norte-Sur.

Propulsión eléctrica

En este tipo de propulsión se hace uso de potencia eléctrica para acelerar el propelente mediante procesos electrotérmicos, electrostáticos o electromagnéticos. El uso de la energía eléctrica mejora el rendimiento de los propulsores, comparado con el de los químicos; ya que requieren una pequeña cantidad de masa de propelente para acelerar el conjunto espacial. La masa total de un satélite de comunicaciones tiene una influencia importante en su desempeño económico. El propelente representa una porción considerable de la masa de lanzamiento de un satélite típico de comunicaciones. Por lo tanto, cualquier mejora en rendimiento del sistema de propulsión resulta en beneficios inmediatos. [Fearn, p. 1] El sistema es más eficiente: el propelente puede ser expulsado hasta veinte veces más rápido que en un propulsor convencional. La propulsión eléctrica es apropiada para bajo empuje

(niveles de milinewtons); puede usar como propelente un gas raro (argón o xenón), un metal líquido (cesio o indio), o un propelente convencional como la hidrazina o sustancias similares (amoníaco o nitrógeno).

El arribo de los satélites de alta potencia ha permitido el estudio, desarrollo y prueba de los sistemas de propulsión eléctrica; éstos se han clasificado en tres grupos de acuerdo con su método físico de operación:

- Electrotérmicos (*resistojets, arcjets*).
- Electrostáticos (iones, propulsores *Hall-effect* y *field-emission*).
- Electromagnéticos (propulsores *pulsed plasma* y *magnetoplasmadynamic*).

La tabla 1.1 muestra las principales aplicaciones de los sistemas de propulsión eléctrica en distintos tipos de satélites. En el apartado 5.5 se describen los sistemas de propulsión eléctrica que han sido propuestos, que se están probando o que se incluirán en nuevos satélites en un futuro cercano.

Tabla 1.1 Aplicaciones de la propulsión eléctrica en satélites artificiales.

Satélites GEO	Constelaciones LEO	Misiones interplanetarias, científicas y observación de la Tierra
<ul style="list-style-type: none"> ▪ NSSK^a ▪ Órbita de transferencia 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Órbita de transferencia ▪ <i>Drag compensation</i> ▪ Control de orientación y órbita 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Apuntamiento muy fino ▪ Control de orientación y órbita ▪ <i>Drag compensation</i>

^a *North-south station keeping.*

1.1.2.3. Subsistema de Telemetría, rastreo y comando

El sistema de TT&C, se encarga de la administración del satélite. Esta función es vital para la exitosa operación del satélite y está separada de la administración de las comunicaciones. Las principales funciones de este subsistema son:

- Monitoreo del comportamiento de todos los subsistemas del satélite y la transmisión de la información obtenida hacia el centro de control del satélite.
- Apoyar en el proceso de determinación de los parámetros orbitales.
- Proporcionar las señales guía para el seguimiento del satélite por parte de las estaciones terrenas.
- Recibir los comandos provenientes del centro de control terrestre.

Telemetría

La función de la parte de telemetría consiste en monitorear varios parámetros como: voltaje, corriente, temperatura, estado del equipo, conmutación del estado de los transpondedores de comunicación, presión de los tanques de propulsión, salidas de los sensores de orientación, velocidad de los volantes de reacción. Después de obtener los datos, se encarga de transmitirlos hacia al centro de control satelital, en donde los datos son analizados, usados para operaciones de rutina y propósitos de diagnóstico. Las señales de telemetría generalmente se usan como señales guía en las estaciones terrenas.

Durante la puesta en órbita (en la cual las antenas de comunicación principal se encuentran plegadas), o durante la pérdida de control del satélite, se usa una antena con patrón de radiación omnidireccional, con el fin de tener comunicación con el satélite en todo momento. En la fase operacional se utiliza el sistema de antenas desplegado para comunicaciones.

Comando

La parte de comando de este sistema se encarga de recibir, verificar y ejecutar las instrucciones provenientes del centro de control. Los comandos incluyen conmutación de transpondedores, reconfiguración de matrices de conmutación, control de apuntamiento de antena, control de velocidad y apuntamiento del arreglo solar, conmutación de señales guía, encendido de propulsores. Es muy importante que los comandos se decodifiquen y ejecuten correctamente. En condiciones de una señal a ruido baja (7 u 8 dB), se debe realizar una operación de verificación para evitar fallas. Una de ellas consiste en la verificación de los comandos antes de su ejecución. Las técnicas de codificación y redundancia son también utilizadas.

Rastreo

El rastreo del satélite es necesario para mantenerlo en la posición orbital asignada. Los parámetros orbitales se pueden obtener rastreando al satélite desde la estación terrena, midiendo su posición angular y su distancia. El método más usado para determinar la posición angular es la técnica del monopulso¹⁶. La distancia al satélite se puede obtener midiendo el retraso total de una señal. Se puede lograr modulando una señal con un tono, la señal es recibida y demodulada en el receptor de comandos del satélite, luego es modulada nuevamente y retransmitida en una señal de telemetría. El retraso se obtiene midiendo el defasamiento entre los tonos transmitido y recibido en la estación terrena. Otra técnica emplea la transmisión de

¹⁶ Véase métodos de rastreo del satélite, en el apartado de estaciones terrenas, de este capítulo.

datos digitales pseudo aleatorios. En este método, la señal recibida se correlaciona con una réplica de la secuencia transmitida. El tiempo entre los picos de correlación proporciona un estimado de la distancia al satélite.

1.1.2.4. Subsistema de energía eléctrica

La función de este subsistema consiste en proporcionar la energía eléctrica a todos los subsistemas, durante la vida útil del satélite. Para ello, debe generar esta energía, regularla y proporcionar una fuente alternativa, para períodos en los que no está en posibilidad de generar la energía, como sucede durante los eclipses con la Tierra y el Sol.

Celdas solares

Para la generación de la energía eléctrica se utilizan celdas solares. La cantidad de potencia generada depende de la eficiencia de conversión de las celdas y la intensidad de radiación solar que incide sobre éstas. Debido a los movimientos a los que está sometido el satélite en órbita, se presenta una constante variación de energía en la intensidad promedio de radiación solar que incide en las celdas de su panel solar. Hay una disminución mayor si el arreglo solar no tiene la capacidad de seguir la posición del Sol.

Una celda solar convencional consiste de una juntura p-n. En esta juntura se forma una capa intrínseca (eléctricamente neutra), cuando la luz solar incide en ella, se absorbe energía liberando electrones. Esto causa un flujo de corriente eléctrica en un circuito externo conectado a la celda. Las celdas solares son bombardeadas por partículas existentes en el espacio, como electrones y protones, por lo que son protegidas por algunas capas de materiales como sílice fundido. La eficiencia de conversión de las celdas disminuye con el tiempo, debido a daños en la estructura semiconductor. Sin embargo, los arreglos solares se diseñan de tal forma, que permanezcan en operación durante la vida útil del satélite. El uso de celdas solares más eficientes hace posible el incremento en la potencia de los modelos de satélites existentes y además, tener un arreglo solar mas ligero y pequeño de potencia equivalente o uno más potente sin incremento en el tamaño o peso. Una mejor eficiencia significa una reducción de costos de lanzamiento y operación en órbita del satélite.

En la actualidad los avances tecnológicos han impulsado el desarrollo de celdas solares con eficiencias considerablemente mayores al 8% proporcionado por las primeras celdas solares de silicio. El uso de materiales como arseniuro de galio, aunado a las nuevas técnicas de fabricación: doble juntura, triple juntura, reflexión de la luz, aprovechamiento de la parte UV del espectro, protección de las celdas, entre otras, han permitido alcanzar eficiencias de conversión de hasta un 26%.

La tabla 1.2 lista las eficiencias de celdas solares disponibles en el mercado, así como la tecnología asociada.

Tabla 1.2 Celdas solares disponibles en el mercado.

Material	Eficiencia (%)	Tamaño (cmxcm)	Potencia mínima (mW/cm²)	Espesor (μm)
Silicio	14	Hasta 8x8	18.5	200
Juntura simple GaAs	19	Hasta 7x7	25	175
Doble juntura GaAs	22	30 cm ²	29.1	175
Triple juntura GaAs	26	30 cm ²	35.9	175

Fuentes:

Emcore Corporation. http://www.emcore.com/html_documents/Photovoltaics.htm

Tecstar, Inc. <http://www.tecstar.com/photovoltaics.htm>

Hughes Spectrolab. <http://www.spectrolab.com>

Baterías

Un satélite geoestacionario enfrenta 88 eclipses en un año. Durante ellos, la energía eléctrica es proporcionada por baterías recargables. Se permite que las baterías se descarguen del 70 al 90 % de su rango total (profundidad de descarga), dependiendo del tipo de celda y teniendo en cuenta que la profundidad de descarga tiene impacto en la vida útil de batería. Las baterías se recargan cuando el eclipse finaliza, ya sea por medio del arreglo principal o mediante parte del arreglo destinado exclusivamente a realizar esa función. El estado operacional de la batería se controla por comandos terrestres. La masa de las baterías constituye una fracción importante de la masa total del satélite. Una figura de mérito para evaluar el desempeño de una batería es la relación potencia/peso.

Las baterías que se empezaron a utilizar más son de níquel-cadmio, por poseer alta confiabilidad y tiempo de vida largo, a pesar de tener una relación potencia/peso baja. Después se hizo popular el uso de baterías de níquel-hidrógeno gracias a su mejor relación de potencia por unidad de peso y su tolerancia a mayores profundidades de descarga.

Regulación de voltaje

Los niveles de voltaje de la energía generada en las celdas solares, varía según la intensidad de radiación solar que ellas reciban. Estas variaciones se presentan en períodos cortos o largos. Las variaciones en períodos cortos ocurren con un cambio rápido en la temperatura (el voltaje disminuye con un incremento en la temperatura). Por ejemplo, cuando un satélite sale de un eclipse su temperatura puede cambiar de $-180\text{ }^{\circ}\text{C}$ a $60\text{ }^{\circ}\text{C}$, con un factor de 2.5 en la variación de voltaje.

Las variaciones en períodos largos se presentan debido a las fluctuaciones en la intensidad de radiación solar que incide sobre el satélite, por la variación en la distancia durante el movimiento de traslación de la tierra. La regulación de voltaje es necesaria para asegurar un desempeño confiable y preciso del equipo que compone al satélite.

1.1.2.5. Subsistema de control térmico

El satélite está expuesto a cambios de temperatura, desde el lanzamiento y a lo largo de su permanencia en órbita. Durante su puesta en órbita, se genera calor debido a la fricción aerodinámica, el albedo¹⁷ y la radiación solar. Principalmente, en la órbita baja el equipo externo (como platos parabólicos de antenas y los paneles de celdas solares), es el más afectado. Más tarde, al tiempo que se enciende el motor de perigeo, el satélite sufre un fuerte calentamiento, en el que el equipo que se encuentra cerca de este motor es más propenso a sufrir algún daño. En su estadía en órbita, el satélite es afectado principalmente por la radiación solar y por el calor generado por disipación en el equipo.

Se pueden aplicar técnicas pasivas o activas para lograr el control térmico en el satélite. Las técnicas pasivas son simples y confiables, de ahí que se usan cuando es factible. Involucran el uso de materiales con la emisividad¹⁸ o absorbencia¹⁹ deseada para obtener el equilibrio térmico. La etapa de amplificación de potencia es la que genera la mayor cantidad de calor dentro del satélite. Es por eso que los radiadores cerca de esta etapa deben tener una buena emisividad. Para proteger el equipo del sobrecalentamiento que ocurre durante la operación del motor de apogeo, se usan cubiertas aislantes. También se usan ductos que sirven como conductores de calor desde los puntos más calientes, hacia los de menor temperatura.

¹⁷ Radiación solar reflejada por la Tierra.

¹⁸ La emisividad es la capacidad de un material para radiar calor. El valor de emisividad para cualquier material cae entre cero y uno. La absorbencia es capacidad de un material para absorber calor. El valor de esta propiedad para un material cae entre cero y uno. La relación absorbencia/emisividad se utiliza para obtener la característica neta de un material. Si dicha relación es menor que la unidad el material es netamente emisor de calor.

Las técnicas de control activas se usan cuando las técnicas pasivas son poco eficientes. Como es el caso de un eclipse, en donde la temperatura total del satélite cae por debajo de 0 °C. Para contrarrestar esta disminución en la temperatura del satélite se utilizan calentadores eléctricos, controlados por sensores de temperatura o comandados desde la Tierra. También se utilizan ductos de calor. Se usa un fluido que se evapora en la parte de alta temperatura (como es la etapa de potencia). El vapor se conduce hacia las zonas frías, en donde se condensa entregando el calor.

1.1.2.6. Subsistema estructural

Durante el lanzamiento, el satélite sufre severos golpes y vibraciones, que deben ser absorbidos por la estructura de éste. Los materiales escogidos para la estructura, deben soportar las condiciones más severas de carga sin sufrir deformaciones, y a la vez deben ser ligeros. Algunos de los materiales empleados en la construcción de la estructura son aluminio, berilio, magnesio, acero, titanio, epoxy-boro, y epoxy-grafito, entre otros. En su posición orbital, la estructura debe proporcionar alineamiento preciso de antenas y sensores. La forma del vehículo de lanzamiento, el espacio disponible en él, y los requerimientos del sistema de control de orientación, son factores que deben de tomarse en cuenta al momento del diseño de la plataforma.

El diseño de la estructura emplea la técnica matemática conocida como método del elemento finito. En esta técnica la estructura se modela como una combinación de un gran número de elementos pequeños, cada uno con las propiedades mecánicas requeridas. Para optimizar el diseño, se usa una simulación por computadora, para estudiar el comportamiento de la estructura bajo varias condiciones de esfuerzo. [Morgan and Gordon, 1989]

1.2. Segmento terrestre

El segmento terrestre comprende el equipo necesario, sobre la superficie de la Tierra, para establecer comunicación con el satélite en una red satelital. En el caso más general, una estación terrena puede ser receptora y transmisora al mismo tiempo. Sin embargo, dependiendo de la aplicación, puede tener capacidad únicamente para transmitir al satélite o para recibir desde el mismo. Un parámetro fundamental que define una estación terrena es la relación G/T (relación ganancia a temperatura de ruido del sistema). Esta figura de mérito representa la sensibilidad de la estación. Un valor más alto de esta relación, indica una estación terrena más sensible, es decir mejor.

Dependiendo del valor de la relación G/T y del servicio proporcionado, se pueden tener varias clasificaciones de estaciones terrenas. La tabla 1.3 muestra una posible categorización de estaciones terrenas, basada en estos dos criterios.

Tabla 1.3 Varias categorías de estaciones terrenas. [Richharia, p. 326]

Servicio	Tipo de Estación Terrena	Valor de G/T (dB/K)	Características
FSS	Grande	40	Transmisión / recepción Sólo recepción
	Mediana	30	
	Pequeña	25	
	Muy pequeña	20	
	Muy pequeña	12	
MSS	Grande	-4	Se requiere rastreo
	Mediana	-12	Se requiere rastreo
	Pequeña	-24	Sin rastreo
BSS	Grande	15	Usada para recepción comunitaria
	Pequeña	8	Usada para recepción individual

La figura 1.7 muestra el diagrama de la configuración general de una estación terrena. Las señales de la red terrestre, o directamente del usuario en algunas aplicaciones, se alimentan a la estación terrena mediante una interfaz apropiada. Las señales en banda base son procesadas, moduladas y convertidas hacia la frecuencia deseada, amplificadas al nivel requerido, combinadas con otras portadoras (en caso necesario) y transmitidas mediante la antena. El sistema de alimentación, proporciona la iluminación necesaria de la apertura, introduce la polarización requerida y proporciona aislamiento entre las señales recibidas y transmitidas. Las señales recibidas de la antena son amplificadas en un amplificador de bajo ruido, convertidas a una frecuencia intermedia (frecuencia IF), demoduladas y transferidas a la red terrestre, mediante una interfaz (o directamente al usuario en algunas aplicaciones). La configuración exacta de una estación terrena depende de la aplicación a la que esté destinada.²⁰

Los siguientes subsistemas son comunes a la mayoría de las estaciones terrenas:

- a) Antenas
- b) Alimentación
- c) Seguimiento
- d) Amplificador de bajo ruido
- e) Amplificador de potencia

²⁰ Por ejemplo, una estación de recepción de TV tiene un diagrama de bloques más simplificado. Por otro lado, las estaciones terrenas para conectar grandes nodos de tráfico son considerablemente más complejas.

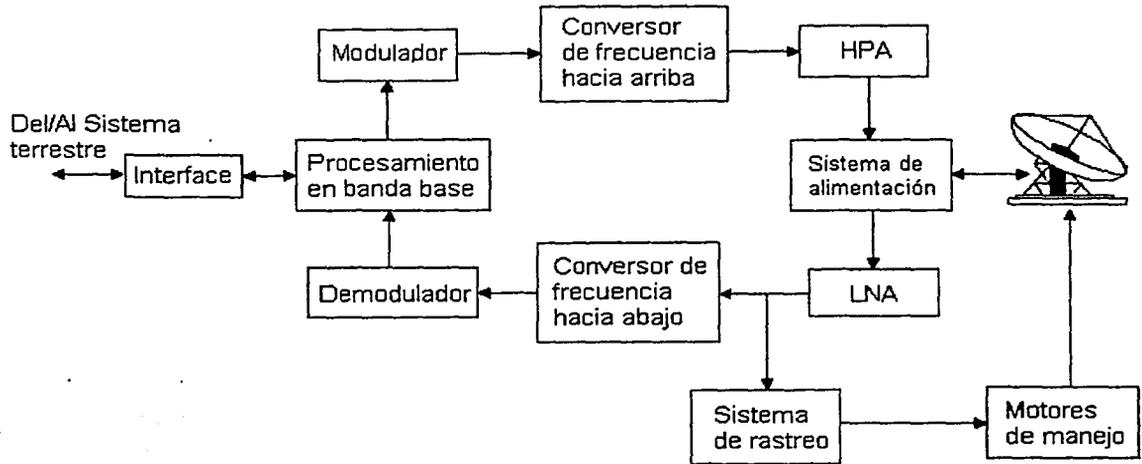


Figura 1.7 Configuración general de una estación terrena.

1.2.1. Sistema de antenas

La mayoría de las antenas, a excepción de las de los equipos móviles, portátiles o personales, usan reflectores, ya que este tipo de antenas proporcionan alta ganancia y las características deseables en los lóbulos laterales. Una antena tipo reflector consiste de un reflector parabólico iluminado por un radiador primario (comúnmente una antena de corneta). Una alta eficiencia es esencial, debido a que el costo de la antena es sensible al tamaño de su diámetro. Adicionalmente, el patrón de radiación de la antena debe tener lóbulos laterales pequeños, para minimizar la interferencia de y hacia otros sistemas de radio.

Las estaciones terrenas pueden tener dos configuraciones de antenas basadas en su geometría: simétricas o asimétricas; estas últimas también son conocidas como configuraciones con alimentación descentrada.

1.2.1.1. Configuración simétrica

En esta configuración los ejes de las antenas son simétricos con respecto al reflector. Esto resulta en una estructura mecánica y montaje de antena relativamente simple. Existen varias configuraciones posibles, dependiendo del arreglo de alimentación.

Los arreglos más utilizados son: alimentación primaria en el foco y los sistemas Cassegrain y Gregorianos.

El arreglo de alimentación en el foco primario se muestra en la figura 1.8. Consiste de una antena tipo reflector, que es alimentado por una fuente de alimentación primaria localizada en el foco del reflector parabólico. Debido a la geometría del arreglo, la señal reflejada del reflector parabólico posee un frente de onda plano en el plano de apertura, característica esencial para producir el patrón de radiación deseado.

Aunque este tipo de arreglo es fácil de implementar, presenta una desventaja: temperatura de ruido alta de la antena, debido a que la corneta alimentadora apunta hacia la tierra (caliente) y recibe un promedio significativo de ruido. Adicionalmente, se suma ruido térmico de las pérdidas por disipación en el cable o guía de ondas, localizados entre el alimentador y el amplificador de bajo ruido²¹, a menos que el LNA esté montado cerca del alimentador. En el modo de transmisión se pierde algo de la potencia en la guía de ondas (o cable) que conecta el Amplificador de potencia²² a la antena. Por estas razones, la configuración de alimentación en foco primario se usa principalmente en estaciones terrenas pequeñas (de 3 y 5 m), donde la simplicidad asociada proporciona una solución económica.

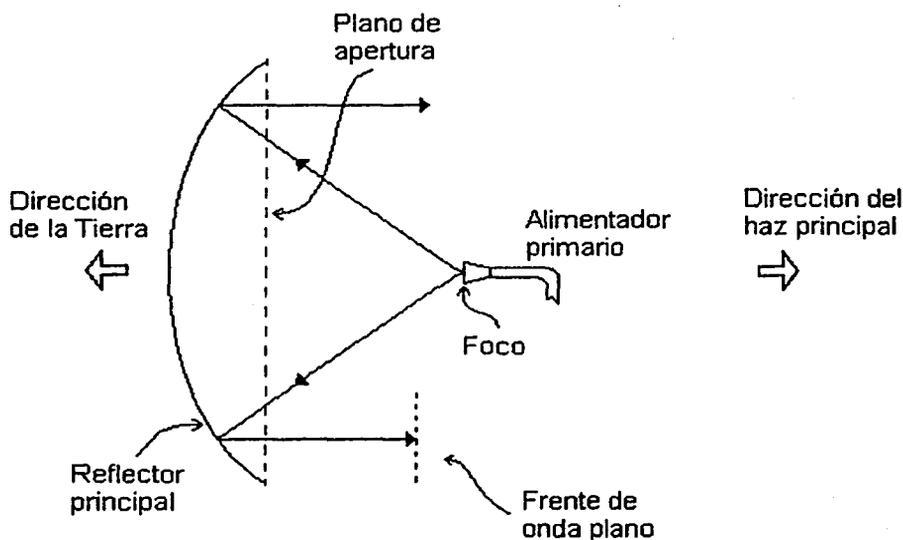


Figura 1.8 Configuración de antena con alimentación primaria.

²¹ LNA, por sus siglas en Inglés: *Low Noise Amplifier*.

²² HPA, por sus siglas en inglés: *High Power Amplifier*.

Sistemas Cassegrain y Gregoriano

Un sistema Cassegrain consiste de un reflector parabólico y un subreflector hiperbólico, los cuales comparten el mismo punto focal (F_1), como se muestra en la figura 1.9. El alimentador primario se encuentra en el segundo punto focal del subreflector (F_2).

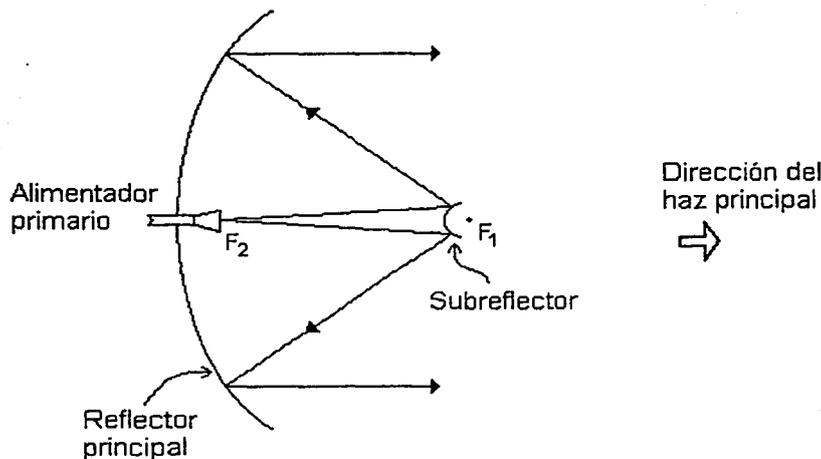


Figura 1.9 Antenas en configuración Cassegrain.

Las ondas electromagnéticas, que contienen la información que se va a transmitir, provenientes del alimentador primario son reflejadas del subreflector hacia el reflector principal. La geometría del arreglo asegura el frente de onda deseado en el plano de apertura. Este sistema es de bajo ruido, debido a la baja magnitud del ruido térmico de la línea de transmisión y del ruido de la antena. La baja contribución de ruido de la antena se atribuye al hecho de que el sistema de alimentación apunta hacia el cielo (relativamente frío). Se tiene fácil acceso al alimentador, los LNAs pueden ser montados cerca del alimentador, reduciendo las contribuciones de ruido de las pérdidas de la línea alimentadora. Ventajas adicionales incluyen: reducción de los requerimientos de potencia del HPA de la estación terrena y rápido acceso a la unidad electrónica que puede ser montada en la base del reflector. La mayoría de las estaciones terrenas grandes usan el sistema Cassegrain.

El subreflector parabólico del sistema Cassegrain se puede reemplazar por uno de forma elíptica. A esa configuración se le conoce con el nombre de sistema Gregoriano. En ella el punto focal del reflector parabólico principal y del elipsoide se encuentra en el mismo punto F_1 . Esta configuración es menos usada que la Cassegrain.

1.2.1.2. Configuración asimétrica

La configuración simétrica presenta el inconveniente de bloqueos en la apertura (por el alimentador y el subreflector). Esto resulta en una disminución de la eficiencia de la antena y del incremento en los niveles de los lóbulos laterales. Estas características indeseadas, en los sistemas de antenas, son mejoradas por la configuración asimétrica de alimentación, mostrada en la figura 1.10. La geometría del montaje de esta configuración es más complicada y presenta una mayor dificultad al momento de implementar en estaciones terrenas grandes. La tendencia es usar estas configuraciones en estaciones en las que el tamaño de las antenas sea menor, generalmente del orden de 1m de diámetro.

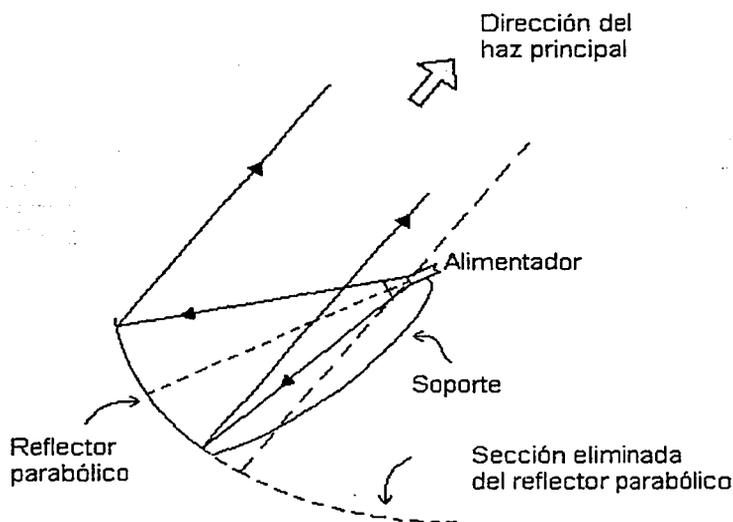


Figura 1.10 Configuración con alimentador descentrado.

La tabla 1.4 es una recopilación de las características de antenas de diferentes productores. En ella se muestran algunos datos importantes: temperatura de ruido y ganancias tanto de transmisión, como de recepción; datos necesarios al realizar el cálculo del enlace a través del satélite.

Tabla 1.4 Características de antenas disponibles en el mercado.

Diámetro (m)	Banda de operación	Frecuencia de operación (GHz)	Ganancia en f_c (dBi)	Configuración	Montaje	Pol.	Ángulo de elevación/ Temperatura de ruido de recepción (°/K)		
0.67 0.98 1.2	Ka	Rx 19.7 - 20.2	41.0	Offset Alimentación en el foco primario	E/Az	L/C	20/47	30/44	-
		Tx 29.5 - 30.0	44.5				20/45	30/42	-
		Rx 19.7 - 20.2	44.3				20/44	30/41	-
		Tx 29.5 - 30.0	47.8						
		Rx 19.7 - 20.2	46.1						
		Tx 29.5 - 30.0	49.5						
1.2 - 3.6	C	Rx 3.625 - 4.200	31.4	Alimentación en el foco primario	E/Az	L/C	10/42	30/33	50/19
	Ku	Rx 10.70 - 12.75	40.2				10/58	30/49	50/45
2.4	Ku	Rx 10.95 - 12.75	47.4	Offset Alimentación en el foco primario	E/Az Polar	L	10/72	30/61	-
		Tx 14.00 - 14.5	48.9						
3.7	C	Rx 3.625 - 4.200	42.7	Reflector dual Gregoriano	E/Az Polar	L/C	10/43	30/38	50/36
		Tx 5.850 - 6.425	46.4						
	Ku	Rx 10.70 - 12.75	51.4						
		Tx 12.75 - 14.8	52.8						
4.6	C	Rx 3.625 - 4.2	44.2	Reflector dual Gregoriano	E/Az Polar	L/C	10/43	30/38	50/36
		Tx 5.850 - 6.425	48.2						
	Ku	Rx 10.70 - 13.25	53.7						
		Tx 13.75 - 14.8	55.0						
6.5	C	Rx 3.400 - 4.200	46.5	Reflector dual Gregoriano	E/Az	L	10/39	30/29	50/26
		Tx 5.850 - 6.725	51.0						
7.6	C	Rx 3.400 - 4.200	48.0	Reflector dual Gregoriano	E/Az	L/C	10/45	30/36	50/32
		Tx 5.850 - 6.725	52.5						
	Ku	Rx 10.70 - 13.25	57.4			L	10/78	30/64	50/59
		Tx 13.75 - 14.8	59.0						
9.3	C	Rx 3.400 - 4.200	50.4	Reflector dual Gregoriano	E/Az	L/C	10/39	30/29	50/27
		Tx 5.850 - 6.725	53.9						
11, 13	C	Rx 3.625 - 4200	51.7, 56.5	Cassegrain modificada	E/Az	L/C	5/50	20/31	40/27
		Tx 5.850 - 6.425	54.8, 56.3						
16, 18, 21	C	Rx 3.625 - 4.200	52.5, 56.1, 57.4	Cassegrain modificada	E/Az	C	5/50, 52, 53	20/31, 31, 33	40/27, 29, 30
		Tx 5.850 - 6.425	58.4, 59.3, 60.6						

Nota: Las características pueden variar entre diferentes productores.

Referencias:

Prodelin Corporation. <http://www.prodelin.com>; Comtech Antenna Systems, Inc. <http://www.comtechantenna.com>; NEC Satellite Communications Systems <http://www.f1a.mesh.ne.jp/necomscsd/sat/sat.html>; Andrew Earth Station Antenna Products and Systems. http://www.andrew.com/products/satellite/esa_menu.asp.

1.2.2. Tipos de montaje

Es necesario contar con un equipo capaz de proporcionar apuntamiento del haz de la antena de una estación terrena en cualquier dirección, con el fin de establecer los enlaces con el satélite. El movimiento de la antena resulta del movimiento en dos ejes; uno de ellos es fijo con respecto a la Tierra y el otro rota alrededor del primero.

1.2.2.1. Montajes para estaciones terrenas de servicio fijo

Los montajes comúnmente usados en estaciones terrenas de gran y medio tamaño son: el montaje azimut-elevación y el montaje X-Y.

El primero, mostrado en la figura 1.11 (a), consiste de un eje vertical primario. La rotación alrededor de este eje controla el ángulo de azimut.²³ El eje horizontal, montado sobre el eje primario, proporciona el control sobre el ángulo de elevación.²⁴ El montaje X-Y consiste de un eje primario horizontal (eje X) y un eje secundario (eje Y). El eje secundario se encuentra montado sobre el eje primario, formando un ángulo recto, como se muestra en la figura 1.11 (b). El movimiento alrededor de estos dos ejes permite el apuntamiento necesario.

En los últimos años se ha hecho popular el uso del montaje polar en estaciones terrenas pequeñas. Este tipo de montaje, también llamado montaje ecuatorial, posee un eje paralelo al eje polar de la tierra (eje hora-ángulo). Otro eje, perpendicular al primero, produce la declinación deseada. Tal como se muestra en la figura 1.11 (c).

1.2.2.2. Montajes para estaciones terrenas de servicio móvil

En una antena direccional las técnicas de rastreo automático son posibles usando únicamente control de lazo cerrado del apuntamiento de su eje, hacia la dirección de la señal guía montada en el satélite. Las dificultades de localización y encadenamiento del satélite para antenas montadas a bordo de barcos, también requiere del uso de una plataforma estabilizada inercialmente. El movimiento de la antena con respecto al navío se determina mediante la información proporcionada por el receptor de rastreo y la plataforma de inercia.

²³ El ángulo de azimut es la cantidad en grados que hay que girar la antena en el sentido de las manecillas del reloj (con relación al norte geográfico de la tierra), para que el eje de simetría del plato parabólico prolongado imaginariamente, pase por la posición en longitud del satélite.

²⁴ El ángulo de elevación es aquel formado entre el piso y el eje de simetría del plato parabólico, que coincide con su eje de máxima radiación, dirigido hacia el satélite.

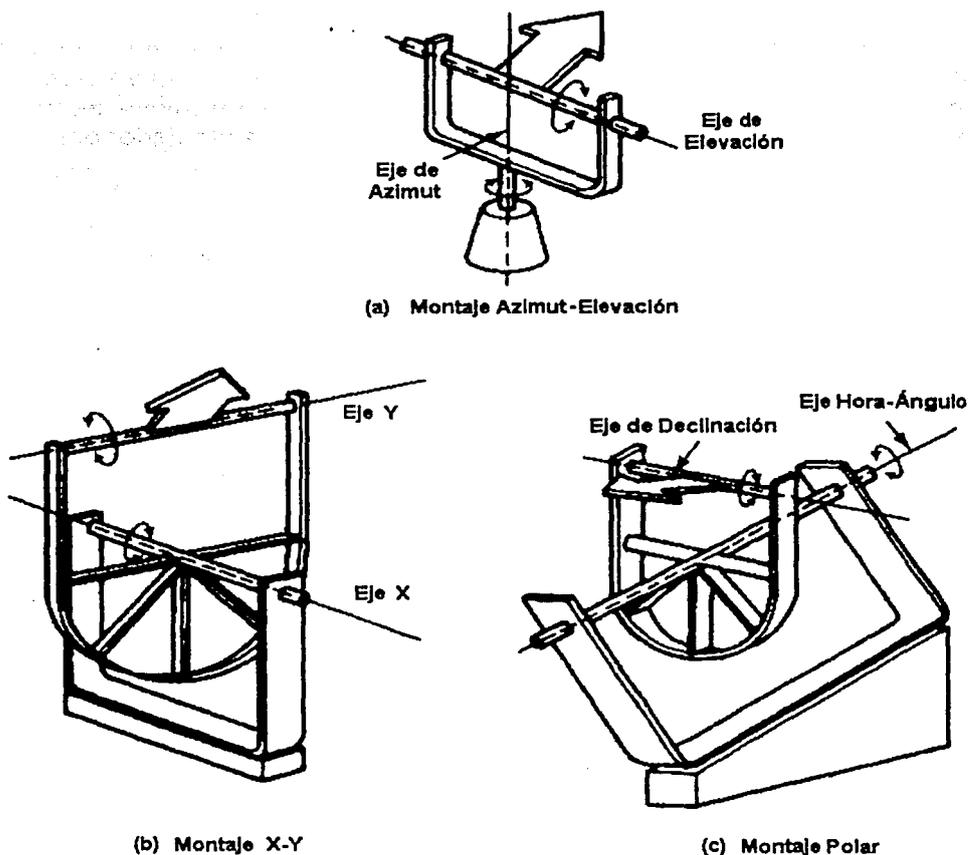


Figura 1.11 Montajes comúnmente usados en estaciones terrenas de servicio fijo.

Productores como *SEA TEL* han lanzado al mercado generaciones avanzadas de sistemas de estabilización de antenas para comunicaciones marítimas por satélite y TV en barcos. Las series 96 y 97 de sistemas de antenas marinas proporcionan una excelente precisión mediante la interacción de dos diferentes operaciones: estabilización y rastreo. Alcanzando un error máximo de 0.1° en condiciones de tormenta en alta mar. Este desempeño se logra al combinar las dos operaciones independientes, pero interactivas:

- Primero, se cuenta con una plataforma altamente estable, que se deriva de un pedestal de tres ejes (figura 1.12), manejado por torcas de motores que se accionan mediante señales provenientes de sensores de movimiento angular. El

pedestal y el equipo electrónico aísla la plataforma del movimiento del barco, que puede ser viraje (*Yaw*), balanceo de un lado a otro (*roll*), o sobre las olas (*pitch*).

- Segundo, el apuntamiento de la antena se logra mediante técnicas de exploración cónica²⁵, que se ha implementado usando procesamiento digital de señales. La unidad de control de la antena mide y compara los niveles de las señales en cuatro de los cuadrantes de la antena (arriba, abajo, izquierda y derecha). Entonces, rápida y suavemente ajusta la antena en elevación y azimut para ecualizar la fuerza de la señal en cada cuadrante, lo que se traduce en un apuntamiento preciso a la fuente de la señal, el satélite.

Estos mismos sistemas podrán proporcionar servicios y aplicaciones que requieran tasas de transmisión de un T1 o más, usando frecuencias de la banda Ka, cuando estén comercialmente disponibles. Estas altas frecuencias son capaces de soportar aplicaciones de tasa de transmisión grandes, pero son extremadamente sensitivas en el desapuntamiento de las antenas. Consecuentemente, la plataforma de estabilización para una antena de servicio marítimo por satélite en la banda Ka, no sólo deberá lidiar con los problemas ocasionados por el movimiento en el mar y de cambio de dirección del barco, sino también con las tolerancias muy pequeñas impuestas por las altas frecuencias. De esta forma, este productor se convertirá en el primero en entregar servicios en banda Ka con precios competitivos a marineros militares y comerciales. Estos servicios incluyen vídeo, videoconferencia, trabajo en red, acceso a Internet y transferencia de archivos de gran tamaño.



Figura 1.12 Montaje de estabilización con pedestal de tres ejes usado en las series 96 y 97 de SEA TEL. Con el se alcanza una precisión de 0.1°; en presencia de 25° de balanceo y 15° de cabeceo (movimiento sobre las olas).

²⁵ El método de exploración cónica se explica más adelante en este capítulo, en el apartado de técnicas de rastreo del satélite.

1.2.3. Sistema de alimentación

Dentro de las funciones del sistema de alimentación se encuentran:

- Iluminación del reflector principal.
- Separación de las bandas de recepción y transmisión.
- Separar y combinar polarizaciones en sistemas de polarización dual.
- Proporcionar señales de error para algunos sistemas de rastreo del satélite.

Comúnmente, se utiliza una antena de corneta como alimentador primario en frecuencias de microondas. Esta antena consiste de una guía de ondas abierta que es acampanada en la parte final de transmisión, de tal forma que la impedancia del espacio libre se acopla a la impedancia de la guía de ondas, lo que asegura una eficiente transferencia de potencia. Las cornetas de apertura circular, denominadas cornetas cónicas, se usan como alimentadores primarios en estaciones terrenas. Dependiendo del modo de excitación, las cornetas cónicas se clasifican como modo simple, modo múltiple o modo híbrido.²⁶

Las cornetas de modo simple se usan en muchas estaciones terrenas como alimentadores primarios. Son excitadas mediante el modo TE_{11} . No obstante, este tipo de cornetas no tiene patrones de radiación simétricos en los planos E y H . Además, sus propiedades de polarización cruzada son inadecuadas para sistemas de polarización dual. Estas limitaciones pueden ser abatidas utilizando cornetas con tipo de excitación modo múltiple, como los modos TE_{11} y TM_{11} . El uso del modo híbrido de excitación EH_{11} puede proporcionar mayor ancho de banda plano, menores niveles de polarización cruzada y lóbulos laterales.

La antena de corneta de excitación híbrida más usada es la corneta corrugada, en la que el modo es excitado usando anillos anulares dentro de la campana de la corneta. Las antenas de corneta corrugada mejoran el desempeño de la antena en polarización cruzada y características de los lóbulos laterales, además posee anchos de haz axialmente simétricos. La capacidad del satélite es limitada por el ancho de banda disponible, y si se tiene suficiente potencia, es deseable que la banda de frecuencia se utilice tantas veces como sea posible. Una forma de hacerlo es el uso de diversidad de polarización (polarización lineal o circular). Los sistemas de polarización circular tienen la ventaja de que no requieren orientación de polarización, pero sufren de despolarización durante las lluvias fuertes.

²⁶ El modo de una guía de ondas define la distribución de campo electromagnético a través de la apertura de ésta. Por ejemplo, en una guía de ondas rectangular $TE_{m,n}$, el índice m denota que hay m variaciones de medio ciclo a lo largo del eje X de la guía de ondas y n variaciones de medio ciclo a lo largo del eje Y

Por su parte, los sistemas de polarización lineal requieren de orientación en la polarización y algunas veces reajuste cuando el apuntamiento al satélite se cambia. No obstante, se comportan mejor ante la lluvia. De esta forma el aislamiento de polarización cruzada de una antena es un parámetro importante.

En la figura 1.13, se muestra un diagrama de bloques con los principales elementos que componen un sistema de alimentación. La función de cada bloque es:

- *Extractor de modos*: Proporciona la señal de error al sistema de rastreo monopulso, si es que se emplea este método de rastreo.²⁷
- *Juntura de modo ortogonal (OMJ)*: separa las señales de transmisión y recepción, que están polarizadas dualmente.
- *Transductor de modo ortogonal (OMT)*: separa las dos señales polarizadas linealmente (con polarización ortogonal), en el lado del receptor. Por su parte, en el lado del transmisor combina las dos señales linealmente polarizadas, en una señal con polarización lineal ortogonal compuesta.
- *Polarizadores*: se usan para convertir las señales con polarización lineal a circular, y viceversa, ya que el OMT trabaja sobre señales linealmente polarizadas.

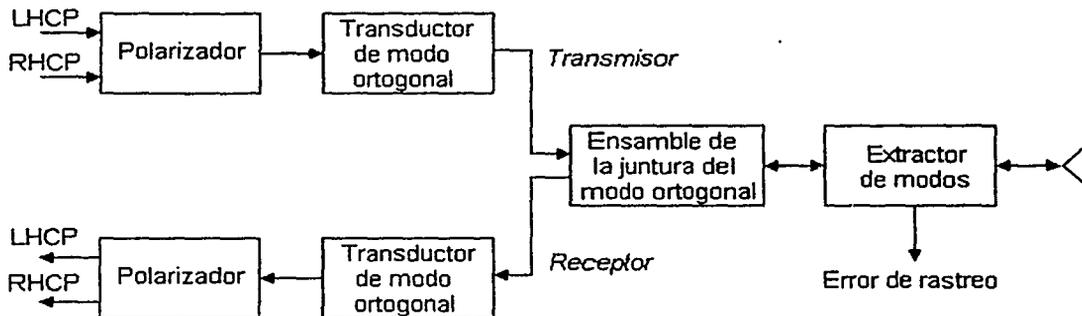


Figura 1.13 Elementos de un sistema de alimentación.

La configuración del sistema de alimentación puede variar, dependiendo de la aplicación. Por ejemplo, si se trata de un sistema que trabaja con polarización lineal, se puede excluir el polarizador. De la misma forma, si se trata de un sistema lineal con polarización simple, sólo es necesario aislar las portadoras de transmisión de las de recepción; posiblemente, mediante un diplexor. Como resultado de ello los polarizadores y OMTs no se requieren.

²⁷ En el siguiente inciso se estudian los métodos de rastreo del satélite que se usan en estaciones terrenas.

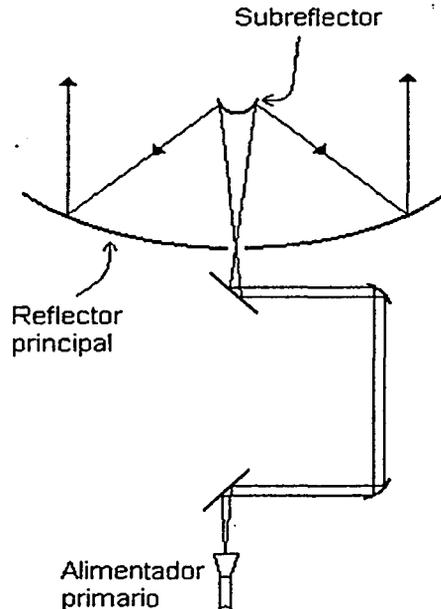


Figura 1.14 Alimentador guía ondas del haz.

Otro sistema de alimentación que se ha implementado en estaciones terrenas grandes es el denominado alimentador guía ondas del haz. En la figura 1.14 se muestra una posible configuración, utiliza una antena Cassegrain. Un guía ondas del haz consiste de un sistema de reflectores, a través del cual se pasa el haz antes de la transmisión o después de la recepción. Este arreglo permite que los HPAs y LNAs sean instalados sobre la superficie terrestre, ofreciendo gran conveniencia en mantenimiento y operación. Este sistema se empleó mucho en las primeras estaciones terrenas durante los años 60's y 70's.

1.2.4. Sistema de rastreo

Las fuerzas que actúan sobre el satélite en órbita, hacen que éste se desplace de su posición. La posición del satélite no es rigurosamente fija: un satélite geoestacionario se debe mantener dentro de un cubo de 75 Km de arista (con centro en ranura orbital designada) lo cual corresponde a 0.1° en el arco orbital. Las antenas con grandes anchos de haz, no requieren de un sistema de rastreo del satélite (por ejemplo, receptores de televisión). Sin embargo, las estaciones terrenas grandes requieren de algún sistema de rastreo; la precisión de este mecanismo depende del tipo de aplicación. Existen tres tipos de rastreo: automático, manual y programado.

1.2.4.2. Rastreo Manual

En el modo manual, un operador establece los ángulos deseados en una consola de control. Esta posición se compara con la posición actual de la antena y la diferencia se usa para manejar a la misma. El rastreo manual generalmente se usa como sistema de respaldo en caso de que el sistema automático de rastreo llegase a fallar.

1.2.4.3. Rastreo automático para estaciones fijas

A continuación se explican tres técnicas de rastreo automático de satélites. En la tabla 1.5 se muestra una comparación entre estos tres métodos, mencionando sus ventajas, desventajas y aplicaciones.

Dentro de este apartado también se incluye la descripción de las características de técnicas de rastreo recientemente desarrolladas.

Exploración cónica

La técnica de exploración cónica evolucionó de la técnica usada en radares. En esta técnica el haz de la antena se conmuta entre dos posiciones. Cuando un objeto se encuentra en el centro de los haces, los ecos de cada haz son iguales en magnitud; en otras posiciones son distintos. La posición de la antena se ajusta ecualizando los ecos de los haces. En la exploración cónica se tomó este principio y se extendió a una rotación continua alrededor de un objeto.

La figura 1.16, muestra el principio de esta técnica. El haz de la antena se hace rotar alrededor de un eje (eje de rotación). Este eje está desplazado del eje del haz un pequeño ángulo. Cuando el satélite se encuentra fuera del eje objetivo, la envolvente de la señal guía recibida se modula a la velocidad de rotación del haz. La amplitud de la forma de onda recibida, $b\cos(\theta+\phi)t$, proporciona la magnitud del error angular y el retraso en fase, ϕ , (con respecto a la envolvente del mecanismo rotatorio) da la dirección del satélite.

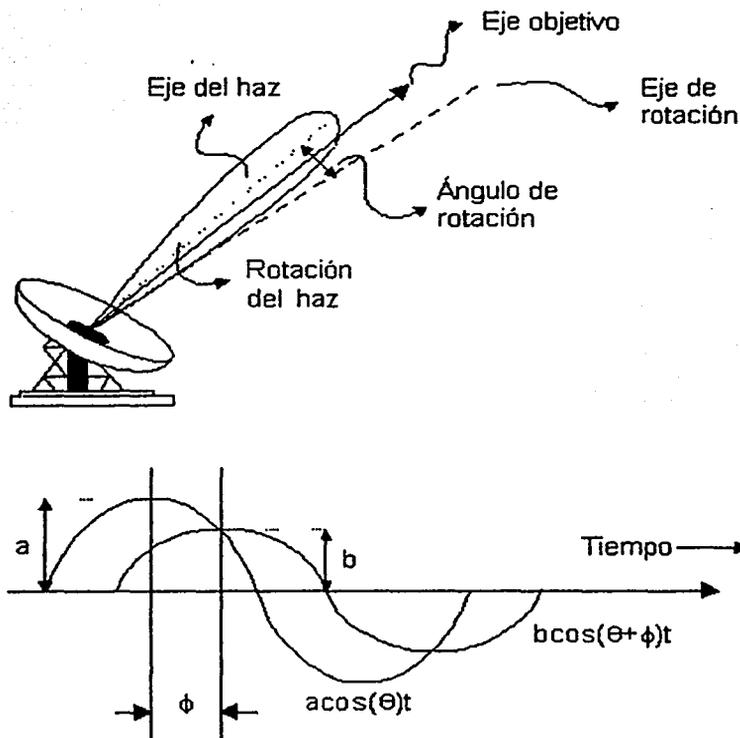


Figura 1.16 Exploración cónica.

Técnica de Monopulso

Existen varios esquemas de monopulso, como comparación de amplitud, comparación de fase o comparación de fase y amplitud. La comparación de amplitud es la más simple y la más usada en rastreo de satélites. El principio básico se ilustra en la figura 1.17, mostrada para un eje. Dos cornetas, desplazadas una de la otra, están montadas en un plano. Los patrones de radiación individuales de estas antenas se muestran en la figura 1.17 (b). Los patrones superpuestos se muestran en la figura 1.17 (c), se distinguen dos tipos de patrón: la suma (Σ), y la resta (Δ). Como puede observarse en la figura el patrón de diferencia es cero, respecto al patrón de la suma, cuando el satélite está centrado. En cualquier otro caso, la diferencia es proporcional al error de rastreo.

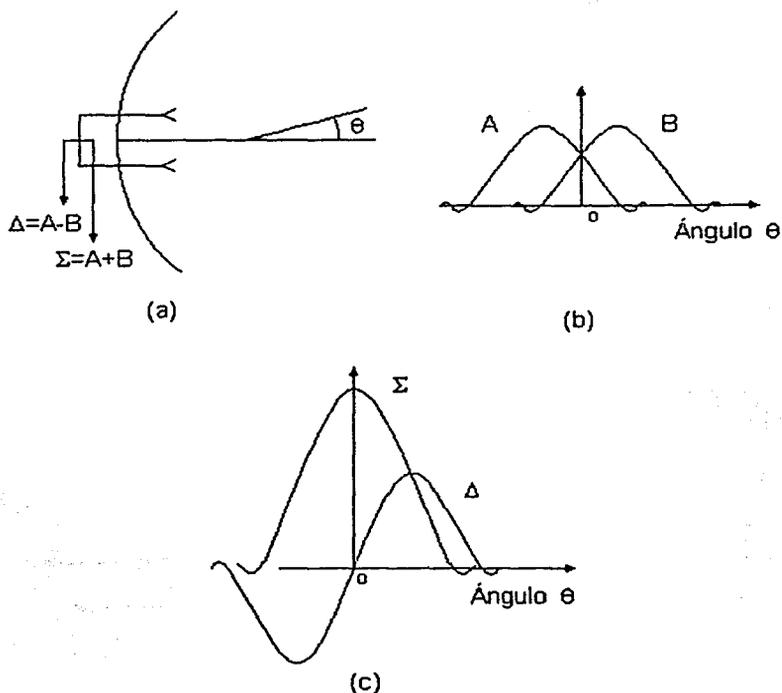


Figura 1.17 Técnica de rastreo de monopulso de amplitud.

Técnica de rastreo por pasos

Este método se basa en la detección de la máxima potencia de la señal recibida, sensando su amplitud. Esto se logra moviendo los ejes de la antena en pequeños pasos, hasta que se alcanza la máxima amplitud. La lógica de control y los requerimientos del receptor son muy simples, proporcionan una solución de bajo costo, apropiada para estaciones medianas y pequeñas.

Tabla 1.5 Comparación de los sistemas de rastreo automático. [Hawkins, Edwards and McGeehan, p.13]

Técnica	Ventajas	Desventajas	Aplicaciones
Exploración cónica	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Un canal de RF ▪ No importa la estabilidad en fase, por lo que el receptor es muy simple. ▪ Buena precisión en el rastreo. ▪ Tiempo de respuesta medio. 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Dificultad en el mantenimiento de las partes mecánicas de movimiento. ▪ Precisión sensible a interferencia 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Estaciones grandes y medianas. ▪ Nota: su uso no es tan común en la actualidad.
Monopulso	<ul style="list-style-type: none"> ▪ No se requieren partes mecánicas en movimiento. De ahí el mantenimiento requerido en el sistema de alimentación es mínimo. ▪ Precisión muy alta en el rastreo ▪ Respuesta rápida 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Se requieren receptores de al menos dos canales coherentes ▪ Se requiere buena estabilidad en fase ▪ Caro ▪ Sistema de alimentación grande y complejo 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Estaciones terrenas grandes ▪ Estaciones terrenas que requieren rastreo preciso. Por ejemplo: estaciones terrenas de soporte de lanzamiento y puesta en órbita.
Por pasos	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Diseño simple ▪ Bajo costo ▪ Un canal de RF ▪ Estabilidad en fase, de menor importancia. ▪ Se puede usar una señal de canal de comunicación, por lo que no se necesitan elementos adicionales en el alimentador. 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Baja precisión en el rastreo ▪ Tiempo de respuesta lento ▪ Precisión sensible a interferencia 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Bajo costo y estación terrena simple ▪ Estaciones terrenas en barcos
Rastreo inteligente	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Todas las ventajas del rastreo por pasos ▪ Alta precisión ▪ Resistente a fluctuaciones de amplitud en la señal guía, después de la fase de "aprendizaje" 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Tiempo de respuesta lento ▪ Susceptible a variaciones de amplitud durante la adquisición²⁸ inicial. ▪ La precisión se alcanza varias horas después de la adquisición. 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Todos tamaños de estaciones terrenas ▪ Estaciones terrenas susceptibles a desvanecimiento y centelleo (estaciones terrenas en las regiones del ecuador).

²⁸ Antes que la comunicación se establezca es necesario "encadenar" la señal proveniente del satélite. Un método consiste en programar la antena para que realice una exploración alrededor de la posición predicha para el satélite. El sistema automático de rastreo se enciende cuando el nivel de la señal recibida es lo suficientemente fuerte para encadenar el receptor de rastreo a la señal guía. En la forma más simple un satélite puede ser localizado y encadenado moviendo manualmente la antena cerca de la posición esperada del satélite.

Técnicas de rastreo automático recientes

Recientemente se han desarrollado técnicas de rastreo automático que proporcionan alta precisión, con menor costo. Entre ellas se encuentra el rastreo inteligente, en la que la posición de satélite se calcula mediante técnicas de control óptimas. La posición del satélite se obtiene combinando óptimamente la estimación de la posición de la antena (utilizando un algoritmo preciso de gradiente de rastreo), con la predicción de un modelo de autoaprendizaje. El modelo de aprendizaje se desarrolla con base en el movimiento del satélite. Se puede alcanzar una precisión comparable a la de la técnica de monopolso, con un costo fraccionario de este último. Sin embargo, tal grado de precisión se logra al final de la etapa de aprendizaje y su respuesta es más lenta. [Richharia, P 344].

Otros dos métodos de rastreo recientes son: de lóbulo secuencial y de arreglo desfasado. En el método de lóbulo secuencial, un lóbulo se conmuta electrónicamente. La conmutación debe ser tan rápida, de forma que se aproxime a la aparición de lóbulos simultáneos. Se requiere de un receptor de canal simple y se puede alcanzar una precisión cercana a la alcanzada con la técnica de monopolso. En el método de arreglo desfasado, los elementos de un arreglo de antenas se excitan electrónicamente. Cuando se presenta un cambio de fase entre elementos sucesivos del arreglo, el haz producido por el arreglo se mueve en la dirección que indica el signo del cambio de fase y su magnitud la cantidad de movimiento.

1.2.5. Amplificador de bajo ruido

Al recibir una señal desde el satélite en una estación terrena, su intensidad es muy baja y es muy vulnerable a que se le añada cualquier ruido antes de amplificarla a un nivel aceptable. La antena y el LNA son elementos muy importantes en el modo de recepción de una estación terrena. El principal parámetro de un amplificador de bajo ruido es su temperatura de ruido²⁹ y mientras ésta sea más baja el dispositivo es mejor, porque el ruido que se añade es menor y la calidad de recepción aumenta. La temperatura de ruido del LNA es función de varios de sus parámetros, de su ganancia, de las características de sus componentes y su temperatura física. Si la temperatura física se logra reducir, entonces también se reduce su temperatura de ruido. Es por eso que se usan sistemas de enfriamiento para disminuir la temperatura del amplificador, deseablemente a cerca del cero absoluto.

²⁹ La temperatura de ruido de un amplificador se define como la temperatura, T_c , de una resistencia que proporciona la misma potencia de ruido a la salida de un amplificador ideal (libre de ruido), que aquella disipada por un amplificador que tiene conectado en su entrada una resistencia libre de ruido.

En las primeras estaciones terrenas se utilizaban MASERS³⁰ como amplificadores. Estos dispositivos, de ancho de banda relativamente angosto, son caros y difíciles de mantener, ya que trabajan a temperaturas de helio líquido. Por eso es que fueron reemplazados por amplificadores paramétricos, con mayores anchos de banda y temperaturas de bajo ruido requeridas, a menor precio y complejidad. Con el paso de los años, se han ido mejorando los amplificadores paramétricos, en gran medida estos avances se han logrado gracias a la disponibilidad de dispositivos mejorados, como varactores u osciladores de disparo, así como al uso de enfriamiento termoeléctrico.

En los años recientes el desarrollo de dispositivos de arseniuro de galio, especialmente los transistores de efecto de campo, ha simplificado enormemente el diseño de este tipo de amplificadores para estaciones terrenas. Estos dispositivos proporcionan temperaturas de ruido y anchos de banda comparables a los de los amplificadores paramétricos, pero a un menor costo. 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 LNA más empleado en las estaciones terrenas y en los satélites es el FET sin refrigeración, en especial los transistores conocidos por las siglas HEMT³¹. En la tabla 1.6 se listan algunas de las características de los diferentes tipos de LNAs disponibles en el mercado.

Tabla 1.6 Amplificadores de bajo ruido disponibles en el mercado. [Riccharia, p. 345]

Tipo de LNA	Enfriamiento	Banda de operación (GHz)		Temperatura de ruido (K)
Paramédico	Termoeléctrico	3.7-4.2	C	30
		11-12	Ku	90
	Sin enfriamiento	3.7-4.2	C	40
		11-12	Ku	100
GaAs FET	La primera etapa del FET se enfría termoeléctricamente	3.7-4.2	C	50
		11-12	Ku	125
	Sin enfriamiento	3.7-4.2	C	75
		11-12	Ku	125
HEMT ^a	Termoeléctrico	3.7-4.2	C	23-30
		10.95-11.7	Ku	50-70
		20.2-21.2	Ka	110
	Sin enfriamiento	3.7-4.2	C	23-50
		10.95-11.7	Ku	65-100
		17.7-21.2	Ka	150

* Las características pueden variar de acuerdo con cada productor.

^a **LNR Communications Inc.** <http://www.kelperintl.com/lnr/lnr.htm>

³⁰ Amplificador de microondas por emisión estimulada de radiación, por sus siglas en inglés.

³¹ *High Electron Mobility Transistor.*

1.2.6. Amplificador de potencia

Las grandes estaciones terrenas pioneras, requerían de muy altos niveles de potencia de transmisión e invariablemente usaban tubos de microondas como *Klystrons*. En la actualidad, las estaciones terrenas más pequeñas usan amplificadores de potencia de estado sólido (0.25 Watts) y las más grandes usan tubos de ondas progresivas (TWT) o *Klystrons*. Los TWTs ofrecen anchos de banda del orden de 500 MHz y son capaces de proporcionar hasta 10 kW. Los *Klystrons* son dispositivos de banda angosta (típicamente 40 MHz), sintonizable en los 500 MHz de ancho de banda. Sus potencias máximas son del orden de 3 kW. Cuando se requiere de un mayor ancho de banda se requiere de un arreglo múltiple de amplificadores. Sin embargo, presenta algunas ventajas sobre los TWTs: poseen mayor eficiencia, la vida del tubo es mayor, menor costo y son más simples de operar y mantener. La tabla 1.7 muestra las características de algunos amplificadores de potencia que actualmente existen en el mercado.

Tabla 1.7 Amplificadores de potencia disponibles en el mercado.

Tipo de HPA	Banda de operación (GHz)		Potencia de salida (Watts)
Estado sólido (FET GaAs) ^a	5.850-6.425	C	50-350
	14-14.5	Ku	20-80
	26.5-30	Ka	10 ^c
TWT ^b	5.850-6.425	C	150-12 000
	14.0-14.5	Ku	18-3000
	27.5-30	Ka	20-100
	27.55-30.05		700
Klystron ^b	5.850-6.425	C	400-3400
	14.0-14.5	Ku	2700-3000
	27.5-29.1	Ka	350-450
	29.5-31.0		500

^a SSPA Microwave Systems. <http://www.sspamicrowave.com/modules.html>

^b NEC Microwave Tubes. http://www.ic.nec.co.jp/compo/tube/index_e.html

^c Motorola. <http://www.motorola.com/GSS/SSTG/SSSD/download/kaband.pdf>

* Las características pueden variar de acuerdo con cada productor.

Se espera que los amplificadores de potencia de estado sólido dominará completamente la industria basada en tubos (TWT o *Klystron*), ya que los ritmos en los avances tecnológicos no han sido uniformes, especialmente en las nuevas aplicaciones en comunicaciones para la banda Ka. Avances en TWTs incluyen, reducción del tamaño, enfriamiento por conducción y mejoramiento de ganancias con colectores de etapas múltiples. Las mejoras en los *Klystrons* incluyen colector multietapas, expansión de ancho de banda instantánea, mayores potencias, y el uso de enfriamiento por aire, mientras que el enfriamiento líquido había dominado históricamente. Sin embargo, estas mejoras no han logrado superar las logradadas en

los SSPAs: buen desempeño (lineal) para transmisión digital y multiportadora, no se requiere de equipo de RF de repuesto y es factible la producción en grandes cantidades, esta última característica no es posible en amplificadores de los otros dos tipos. [Thomas, p. 1]

La configuración de los amplificadores de potencia depende de la aplicación. Para una operación multiportadora existen dos configuraciones, las cuales dependen de la etapa en la que las portadoras se combinen. En una configuración de amplificador simple, las portadoras se combinan antes de la amplificación, y de esta forma solamente se requiere un amplificador. En esta configuración se opera al amplificador en la región lineal de su característica, con el fin de minimizar el ruido de intermodulación. En la configuración de amplificador múltiple, cada HPA maneja una portadora y éstas se combinan a la salida de cada uno de ellos. Con esta configuración es posible operar a los HPAs cerca de su más alta potencia de operación, aumentando la eficiencia total de la estación terrena. Ambas configuraciones se muestran en la figura 1.18.

En la mayoría de las estaciones terrenas se cuenta con un HPA de redundancia, con el fin de aumentar su confiabilidad, ya que muchas estaciones terrenas fallan a causa de los amplificadores de potencia. El HPA de repuesto se termina con una carga acoplada, y los interruptores a la entrada y la salida se pueden controlar manual o automáticamente.

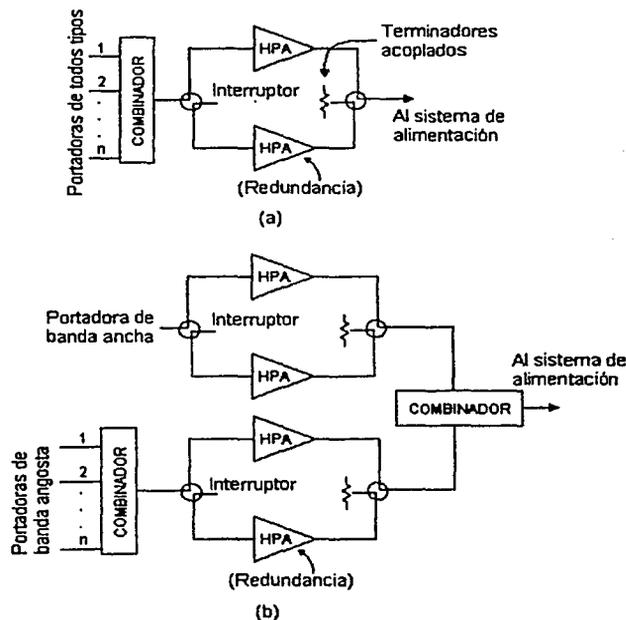


Figura 1.18 Configuraciones de amplificadores de potencia; (a) Configuración de amplificador simple, (b) Configuración de amplificador múltiple.

Bibliografía

Fearn D. G., *Ion propulsion: A technology for improving the cost-effectiveness of large communications satellites*, Electronics & Communication Engineering Journal Volume: 43, June 1992, Page(s): 153-162.

Saccoccia G., González del Amo J., Estublier D., *Electric propulsion: A key technology for space missions in the new millennium*, ESA Bulletin 101, february 2000.

Hannon M. H., Dashiell L. C., DiNetta and Barnett A. M., *Lightweigh, light-trapped, thin GaAs solar cell for spacecraft applications: progress and results update*, IEEE 25th PVSC; May 13-17, 1996.

Hawkins G. J., Edwards D. J. and McGeehan J. P., *Tracking systems for satellite Communications*, IEEE Proceedings, Vol. 135, Pt. F, No. 5, 1988.

Hughes Space & Communications, *XIPS: The latest trush in propulsion technology*. XIPS factsheet.

Hughes Spectrolab, *Spectrolab first to offer triple junction spacecraft solar cells*, press releases, 99/01/11.

Hughes Spectrolab, *Spectrolab to supply solar cells to German Satellite Builder Dornier*, press releases, 00/05/02.

Maral G. and Bousquet M., *Satellite Communications Systems*, John Wiley and Sons, USA 1993.

Morgan W. L. And Gordon G. D., *Communication Satellite Handbook*, Wiley, 1989.

Neri R., *Satélites de Comunicaciones*, McGraw-Hill, México 1989.

Pitchard W. L., Suyderhoud H. G. and Nelson R. A., *Satellite Communication Systems Engineering*, Prentice Hall, USA 1993.

Richharia M., *Satellite Communication Systems*, Macmillan Press Ltd., 1999.

Thomas Julian, *Overview of Amplifier Technology Choices for Ground Based Ka-band Amplifiers*, 5th Ka Band Utilization conference, Italy 1999.

2

EVOLUCIÓN DE LOS SATÉLITES DE COMUNICACIONES

Se acostumbra comenzar la historia de los satélites de comunicaciones a partir de octubre de 1945, fecha en la que el entonces secretario de la Sociedad Interplanetaria Británica, Arthur C. Clarke, publicara en la revista *wireless world* (mundo inalámbrico) el artículo titulado "*Extraterrestrial Relays*". En este escrito se concebía un sistema de comunicaciones de cobertura global integrado por tres estaciones espaciales¹ artificiales, colocadas a la misma distancia angular una de la otra. La altura de las estaciones fue calculada en aproximadamente 36 000 km sobre el ecuador. Cada conjunto espacial debería estar conectado con los otros y, a su vez, con la Tierra mediante ondas de radio o haces ópticos, tal como se muestra en la figura 2.1. La importancia del trabajo de Clarke radica en la descripción de la órbita geoestacionaria, denominada así debido a que en ella un satélite completa una órbita en torno a la Tierra cada 24 horas, de tal forma que desde ésta el satélite parece estar estacionario y fijo en un punto sobre el ecuador.

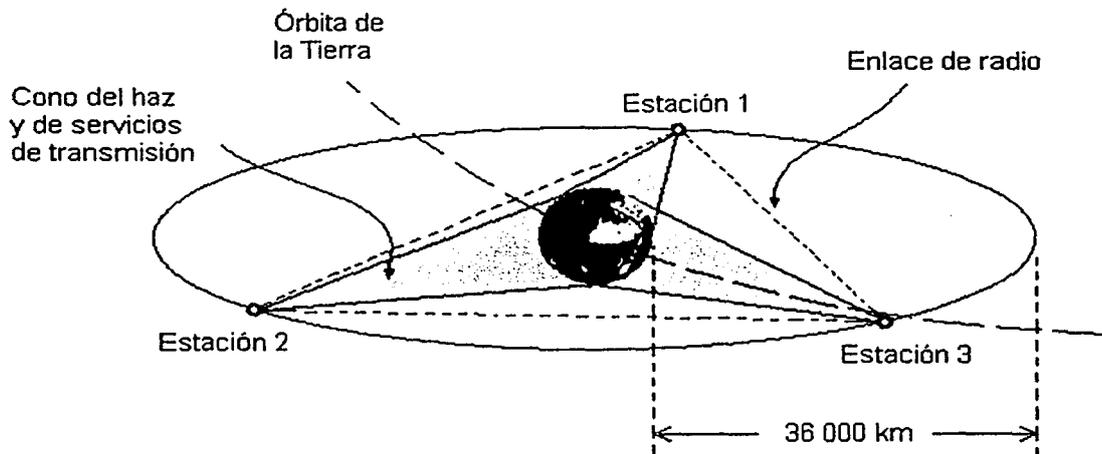


Figura 2.1 Sistema global de comunicaciones propuesto por Clarke.

¹ En un principio, el autor menciona la posibilidad de crear una estación espacial (con estancias y laboratorios) lo suficientemente espaciosa y cómoda para su tripulación, misma que sería relevada y proveída por un servicio regular de cohetes; equipada con dispositivos de recepción y transmisión para fungir como repetidora entre dos puntos sobre la tierra. Posteriormente, extiende el concepto para describir la propuesta de un sistema con cobertura global integrado por tres estaciones.

2.1. La Década de los 50's

Desafortunadamente, la tecnología de la época impedía siquiera pensar en la posibilidad de implementar el sistema ideado por Clarke, ya que en ese tiempo era imposible materializar la idea propuesta, en parte porque no se contaba con un vehículo de lanzamiento lo suficientemente potente para lograrlo. [Rosado, p. 34] Este artículo fue revolucionario y polémico; el mismo autor estaba consciente de lo fantasiosas que parecían sus ideas. Sin embargo, sostenía que lo expuesto era una extensión lógica de los desarrollos tecnológicos de los 10 años anteriores, en particular del perfeccionamiento de un cohete de mayor alcance, del cual el cohete alemán V2 era el prototipo. Debió transcurrir poco más de medio siglo para tener un sistema muy parecido al descrito. No obstante, algunas de las tecnologías para lograrlo aún se están desarrollando.²

El desarrollo de la tecnología de lanzamiento de satélites se debió en gran medida a los avances en la tecnología alemana de cohetes durante la segunda guerra mundial, así como a los avances en electrónica: el desarrollo del transistor, las celdas solares, los amplificadores de potencia, los tubos de ondas progresivas, entre otros dispositivos.

El 4 de octubre de 1957 Rusia asombró al mundo con el lanzamiento del primer satélite artificial: el *Sputnik 1* (Figura 2.2). Orbitaba a una altitud de 950 km, poseía forma esférica de 60 cm de diámetro y tenía poco menos de 100 kg de peso. Con el *Sputnik* se detectaron las primeras señales radioeléctricas de telemetría transmitidas por un satélite artificial: estaba equipado con dos transmisores que colectivamente emitían un *Beep* que permitía seguir su trayectoria. El satélite cayó de su órbita tres meses después de su lanzamiento.

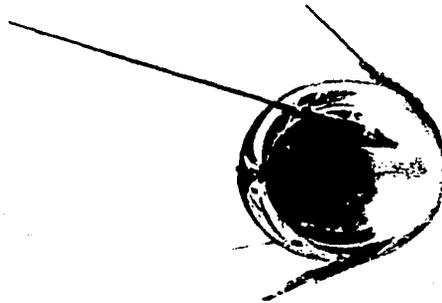


Figura 2.2 Modelo del Sputnik I.

² El caso más representativo es el de los enlaces entre satélites. Los enlaces de RF entre satélites se han usado ya en la constelación IRIDIUM. Hay proyectos por parte de la ESA para conectar mediante haces ópticos el satélite LEO francés SPOT-4 y el satélite GEO ARTEMIS. La idea para enlazar dos satélites GEO ha sido propuesta por Hughes, quien proyecta el uso de enlaces ópticos para comunicar los dos satélites de su constelación denominada SPACEWAY, con fechas tentativas de lanzamiento en el año 2002.

Con este acontecimiento el programa espacial de los Estados Unidos se intensificó y el 31 enero de 1958 se lanzó el *Explorer 1* (Figura 2.3). Mediante este satélite se descubrió la existencia del cinturón de radiación de *Van Allen*. Para diciembre de ese mismo año los Estados Unidos ya habían percibido la aplicación de los satélites en las comunicaciones, de tal modo que los estudios realizados en el área fructificaron con el lanzamiento del *Score*. El satélite contenía mensajes pregrabados en cinta magnética del presidente Eisenhower felicitando a los norteamericanos por las fiestas navideñas. Junto con éste, otros mensajes fueron transmitidos durante 13 días, para que en enero de 1959 el *Score* se desintegrara al entrar en la atmósfera terrestre.

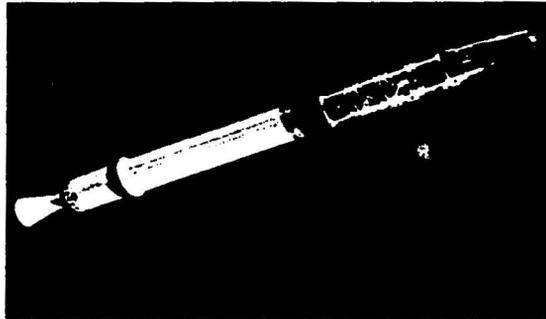


Figura 2.3 Satélite Explorer I.

Fue también en 1958 que se creó la NASA (*National Aeronautics and Space Administration*), cuya misión era conservar el prestigio internacional de los Estados Unidos, pues para entonces la URSS ya había colocado el primer satélite artificial y el primer perro en órbita (y más tarde, en 1961, el primer hombre en el espacio).

2.2. La década de los 60's

El *Score* demostró la posibilidad de recibir mensajes desde el espacio. Su sucesor fue el *Echo 1* (figura 2.4), lanzado en 1960 por los Estados Unidos. Su órbita se encontraba a 1 600 km de altitud. Este satélite consistía de un enorme globo esférico de 30 metros de diámetro, fabricado de un plástico muy resistente y recubierto con una película de aluminio reflejante.

Su función era rebotar las señales enviadas desde la superficie de la Tierra, por lo que no contenía equipo electrónico que amplificara las señales que recibía (el *Echo* era un satélite pasivo). Su órbita era tan baja que completaba una vuelta en dos horas. Esto representaba un problema para las estaciones de seguimiento del satélite en tierra ya que se movía muy rápido, enfrentándose en ocasiones a pérdidas de información. Otro de los problemas a vencer, lo constituía la baja

potencia con la que las señales reflejadas eran recibidas en Tierra. El Echo 1 fue capaz de transmitir señales portadoras de voz, música e imágenes desde los Estados Unidos a Europa. Su gran tamaño permitía observarlo desde la Tierra como un punto de luz que cruzaba el cielo, cuando éste se encontraba despejado. Se perdió el 24 de mayo de 1968. [Ploman, p. 59]



Figura 2.4 Echo I.

2.2.1. Satélites de comunicación activos experimentales

Las experiencias y conocimientos proporcionadas por los satélites lanzados hasta estas fechas, indicaban la necesidad del uso de dispositivos electrónicos que amplificaran las señales recibidas antes de reenviarlas a la Tierra. El primer satélite que llevaba consigo un amplificador potente fue el *Courier 1B*, lanzado por el ejército de los Estados Unidos el 4 de octubre de 1960. Fue colocado en una órbita elíptica con perigeo de 967 km y apogeo de 1 214 km; su peso era de 230 kg, y un gran número de celdas solares le brindaban energía a sus amplificadores y recargaban sus baterías de níquel-cadmio. El courier 1B se muestra en la figura 2.5

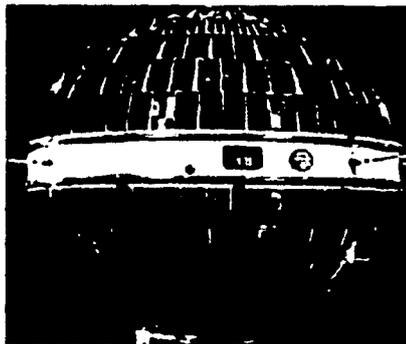


Figura 2.5 Satélite Courier 1B.

Se esperaba que tuviera una vida útil de varios años, pero dejó de funcionar después de 18 días. Era capaz de recibir y almacenar mensajes de teletipo, para posteriormente reenviarlos a la Tierra. Las señales eran amplificadas antes de su retransmisión. Este satélite fue el primer satélite activo.

En julio de 1962, fecha en que se habían construido equipos electrónicos más confiables para los satélites de comunicaciones, se colocó en órbita el *Telstar*, una esfera de 0.9 m de diámetro que pesaba cerca de 80 kg (Figura 2.6). Fue el primer satélite construido con fondos privados por la *American Telephone and Telegraph* (AT&T) junto con la NASA. Su órbita era elíptica con apogeo de 6 489 km, perigeo de 1 100 km y cerca de 45° de inclinación respecto al ecuador. Completaba una vuelta a la Tierra cada 2 horas y media. El paquete de comunicaciones del Telstar estaba formado por un solo transpondedor de 50 MHz de ancho de banda y una potencia de salida de alrededor de 3W. Las antenas de recepción y transmisión estaban distribuidas en cinturones de aperturas pequeñas, alrededor de la parte central del cuerpo del satélite, resultando en una antena polarizada circularmente con patrón de radiación isotrópico en el ecuador del mismo. El conjunto de paneles solares que contenía el Telstar sobre su superficie, generaba cerca de 15 watts de energía eléctrica.

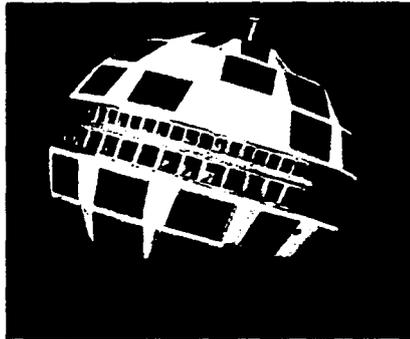


Figura 2.6 El primer satélite activo de comunicaciones: Telstar.

Tres estaciones terrenas tomaron parte en los experimentos iniciales con el Telstar, una en Andover perteneciente a la AT&T/Laboratorios Bell, una estación PPT francesa en Pleumeur-Bodou y una estación de la *British Post Office* (BPO) en Goonhilly. Debido a la altitud de la órbita las estaciones terrenas en Andover y las dos en Europa, sólo podían "ver" al satélite simultáneamente por períodos de treinta minutos, tres o cuatro veces al día.

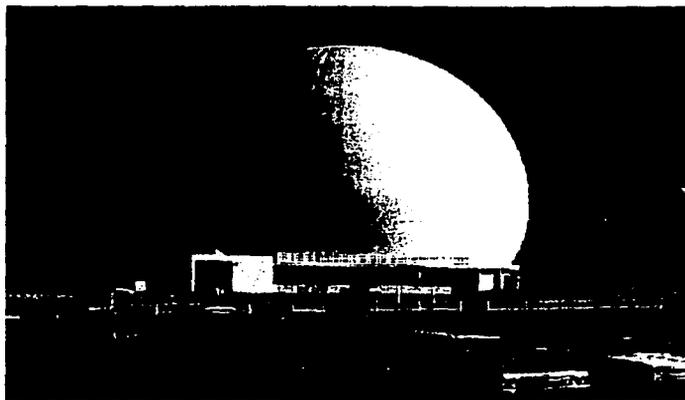


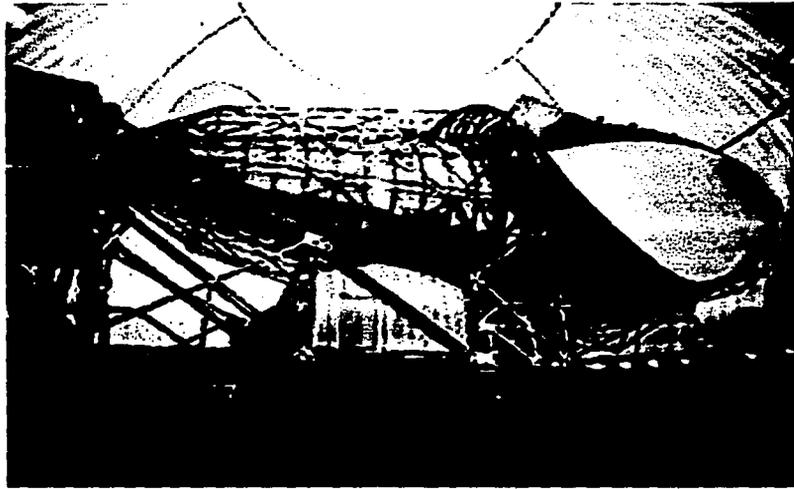
Figura 2.7 Estación terrena en Andover, Maine.

El Telstar producía una densidad de flujo de potencia muy baja en la superficie de la tierra, por lo que las antenas de las estaciones terrenas eran muy grandes. Además, tenían que ser capaces de seguir el rápido movimiento del satélite en su órbita elíptica. Las estaciones de los Estados Unidos y Francia eran similares: usaban antenas de corneta de 54 metros de largo que pesaban cerca de 390 toneladas; estaban protegidas del aire, lluvia y nieve por domos de 65 metros de diámetro, como se muestra en la figura 2.7. En cambio, la estación británica usaba una antena con un reflector parabólico de 26 metros de diámetro y no tenía domo. Los dos tipos de antena (figura 2.8) funcionaban bien, pero el plato parabólico era mucho más barato; por tanto las estaciones terrenas subsecuentes han sido de este tipo, en particular por su alta ganancia y por que la mayoría de los satélites son geoestacionarios.

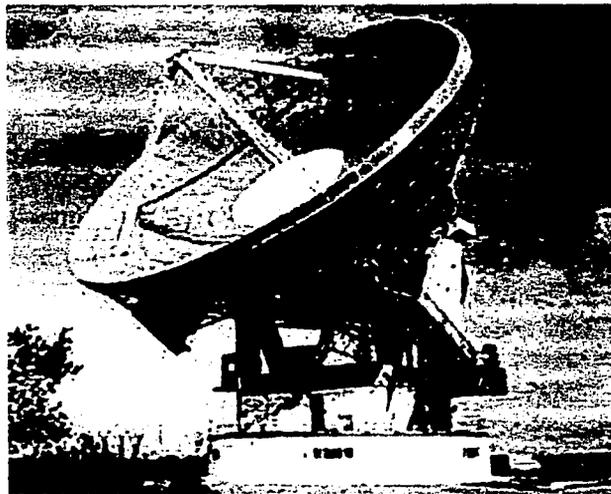
Su transpondedor incluían un convertidor de frecuencia para evitar interferencias entre las señales recibida y transmitida. Se usaron frecuencias cerca de 6 GHz para transmitir hacia el Telstar; mismas que eran trasladadas en el espectro a 4 GHz, amplificadas y retransmitidas hacia la Tierra (este satélite operaba en banda C). La tecnología de comunicaciones requerida estaba bien desarrollada: estas frecuencias eran también usadas en sistemas de microondas terrestres. Telstar usaba FM para modular las portadoras de radiofrecuencia; con esta técnica de modulación es posible reducir la potencia para dar una señal aceptable, a expensas de ocupar un mayor ancho de banda.

El 10 de julio de 1962, se realizaron las primeras transmisiones a través de este satélite con la siguiente cronología:

- 19.28 hrs. Primera llamada telefónica
- 19.31 hrs. Primera señal de TV
- 19.47 hrs. Primera transmisión de TV a través del Atlántico, recibida en Francia.



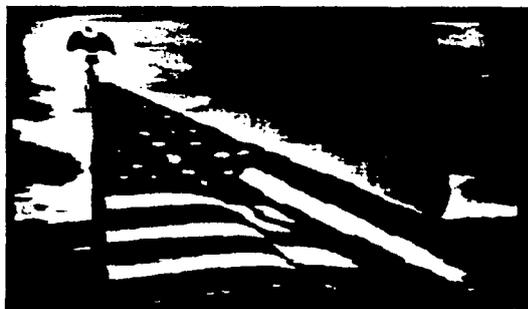
(a)



(b)

Figura 2.8 Estaciones terrenas que formaron parte en la experimentación con el Telstar. (a) Antena de corneta en Pleumeur-Bodou; medía 54 metros de largo y pesaba 390 toneladas. (b) Arthur, el primer plato parabólico en la estación terrena en Goonhilly; pesaba 1 118 toneladas, giraba una vuelta completa en 3 minutos y se movía verticalmente 90° desde la horizontal.

Durante 30 minutos³, el satélite siguió realizando sus primeras transmisiones: faxes, datos de alta velocidad, y televisión grabada y en vivo. En Francia se recibieron porciones de la primera transmisión en vivo de TV a través de un océano. Las figuras 2.9 (a) y (b) muestran imágenes de televisión transmitidas.



(a)



(b)

Figura 2.9 (a) Primera imagen de televisión a través del Telstar. Mostraba la bandera de los Estados Unidos ondeando frente a la estación terrena en Andover. (b) Una de las primeras imágenes recibidas (en excelentes condiciones) en Francia, un día después de haber colocado el satélite en órbita.

El Telstar contaba con la capacidad para transmitir 60 llamadas telefónicas simultáneas o un canal de televisión, también se usó para transmitir facsímiles del *New York Times* a Europa.

Una semana después de haber lanzado el Telstar, el Presidente Kennedy propuso la formación de COMSAT (*Communication Satellite Corporation*), fundada finalmente en febrero de 1963. COMSAT se fundó como una entidad casi privada integrada por las principales compañías telefónicas de los Estados Unidos, para desarrollar y administrar satélites de comunicaciones domésticos. Constituyó la primera compañía dedicada a las telecomunicaciones nacionales e internacionales por satélite en los Estados Unidos.

El *Relay 1*, diseñado y construido por la *Radio Corporation of America* (RCA), fue lanzado el 13 de diciembre de 1962, pero una falla en el suministro de energía retrasó su funcionamiento hasta 1963. Se tardaba 185 minutos en completar una órbita, la cual era elíptica y poseía las siguientes características: inclinación 47.5° , apogeo 7 439 km, perigeo 1 322 km. Su cuerpo, en forma de prisma octogonal mixto (figura 2.10), estaba cubierto por celdas solares que generaban 45 watts de potencia eléctrica. Mejoró las comunicaciones al transmitir televisión a colores entre Estados

³ El apogeo de la órbita se escogió de tal forma que el satélite permaneciera en línea de vista con las estaciones terrenas de América y Europa el mayor tiempo posible. Sin embargo, debido a la baja altitud de su órbita, el satélite permanecía alrededor de 30 minutos en operación entre ambos continentes.

Unidos y Europa. Al igual que en el caso del Telstar, las transmisiones realizadas por este satélite eran experimentales y se ocupaban las mismas estaciones terrenas. Dichas transmisiones no eran continuas: estaban condicionadas a que el satélite estuviera en línea de vista con las estaciones terrestres.



Figura 2.10 Relay 1.

2.2.2. Satélites en órbita geoestacionaria

Una de las principales inquietudes derivadas de la idea de utilizar un satélite en órbita geoestacionaria, fue el efecto del retraso en las comunicaciones telefónicas (aproximadamente medio segundo) que sufriría la señal al recorrer la trayectoria de la estación terrena al satélite, de éste a la otra estación terrena y el retorno.

Ninguno de los satélites anteriores había alcanzado la órbita propuesta por Clarke. El primer intento se hizo con el *Syncom I* (figura 2.11), lanzado en febrero de 1963, pero después de un lanzamiento sin problemas se generó una falla al tratar de inyectarlo en su órbita final, y se perdió. El *Syncom II*, lanzado en julio del mismo año, fue el primer satélite en alcanzar una órbita muy cercana a la geoestacionaria⁴ y el primero en hacer una transmisión desde ella; se trataba de comunicaciones a barcos en el océano y señales de televisión (aunque sin audio), a través del Atlántico, a algunas localidades al norte y al sur del ecuador. El *Syncom II* pesaba alrededor de 68 kg al momento del lanzamiento, medía 0.71 m de diámetro y la altura de su panel cilíndrico era de 0.39 m. Su carga útil incluía dos transmisores a 1 815

⁴ A menudo se utilizan los términos geosíncrono y geoestacionario como sinónimos. Sin embargo, hay una pequeña diferencia. Un satélite que se encuentra en una órbita geoestacionaria parece estar siempre en un mismo punto en el cielo. Esta órbita está en sincronía con la rotación sideral de la tierra (un día sideral es igual a 23 h, 56 min, 4 s), con excentricidad e inclinación iguales a cero. La órbita geosíncrona también tiene el período orbital de un día sideral. En cambio, su excentricidad e inclinación no son cero. Los satélites puestos en este tipo de órbitas describen trayectorias en forma de ocho alrededor de la Tierra, vistas desde un punto en la eclíptica. En la práctica, un satélite GEO describe ochos de tamaño mínimo: se permite que tenga movimiento dentro de un cubo imaginario de 75 km de arista, con centro en la posición orbital asignada.

MHz con 2 TWTs duales (uno encendido y otro redundante) y dos receptores a 7 363 MHz⁵, con una figura de ruido⁶ de 10 dB. En esta configuración redundante del Syncom II, cualquier receptor podía operar con cualquier transmisor, según se seleccionara mediante un comando desde la Tierra. Dos canales de 500 kHz cada uno (repetidores de doble conversión) llevaban a cabo la comunicación *full duplex* de banda angosta. Un canal de 5 MHz establecía la comunicación de banda ancha en una dirección.



Figura 2.11 Satélite Syncom I.

Finalmente, en agosto de 1964 el *Syncom III* logró alcanzar una órbita verdaderamente geoestacionaria, justo a tiempo para transmitir los juegos olímpicos de Tokio. En el Syncom III se cambiaron los repetidores dobles de conversión a uno de 5 MHz y otro conmutable (de 50 kHz a 13 MHz). El aumento en el ancho de banda mejoró las transmisiones de televisión.

Los Syncom marcaron el final de la era experimental de los satélites de comunicaciones, dando paso a la era comercial. Fue en este año que se creó el Consorcio Internacional de Telecomunicaciones por Satélite (INTELSAT), como un análogo internacional de COMSAT y éste como su principal administrador; con el fin de establecer un sistema comercial de comunicaciones por satélite con cobertura global. Al momento de su creación 19 países integraban INTELSAT, aumentando el número a 45 antes del lanzamiento del primer satélite de la organización.

⁵ Frecuencias usadas en comunicaciones militares y para las cuales estaba disponible la tecnología, sin embargo estas frecuencias se abandonaron, para explotar la banda C en satélites posteriores.

⁶ La figura de ruido es una medida usada frecuentemente para especificar que tan bueno es un receptor. Es el factor de ruido expresado en decibeles. El factor de ruido de cualquier sistema es la relación de la potencia de ruido de salida a la potencia de ruido de entrada (N_{in}/N_{out}). También se puede definir en términos de las relaciones señal a ruido de entrada y de salida (S_{in}/S_{out}). La medición del factor de ruido generalmente se hace a 290 K.

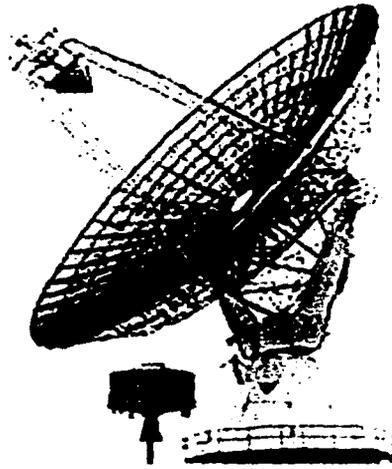


Figura 2.12 Antena de 25 m en Point Mugu, California. Recibió y retransmitió señales de televisión de y hacia el Syncom III, el cual se muestra en la parte inferior izquierda de la imagen en tamaño real.

El 6 de abril de 1965 se lanzó el *Early Bird*, también conocido como *Intelsat I*, en los Estados Unidos. Su servicio como primer satélite internacional de comunicaciones inició en junio de ese mismo año, y proporcionaba un enlace permanente entre Europa y Norteamérica.

2.2.3. Los Satélites Molniya y su Órbita

Desde sus inicios INTELSAT se comportó como un club monopolista de las comunicaciones comerciales [Binkowski, p. 9]. Por su parte, en la URSS se habían logrado grandes progresos en los satélites de comunicaciones, su primer satélite (*Molniya 1*) se lanzó días después del *Intelsat I*. Su cuerpo era un cuerpo cilíndrico de 1.6 metros de diámetro y 3.4 metros de altura, contenía 6 paneles de celdas solares y dos antenas direccionales; estaba estabilizado mediante un sistema de tres ejes⁷, que emplea una rueda interna de momento de efecto giroscópico como referencia para orientación y corrección de ésta.

⁷ En la actualidad los satélites estabilizados en tres ejes tienen forma de cilindro rectangular, y es la forma de estabilización más utilizada en satélites de alta potencia. Esto se debe a las muchas ventajas que ofrece; una de ellas se presenta al momento del lanzamiento: los paneles solares se pueden doblar para que ocupe menos espacio en el vehículo de lanzamiento. Cuando el satélite se ha colocado en órbita el arreglo solar se despliega.

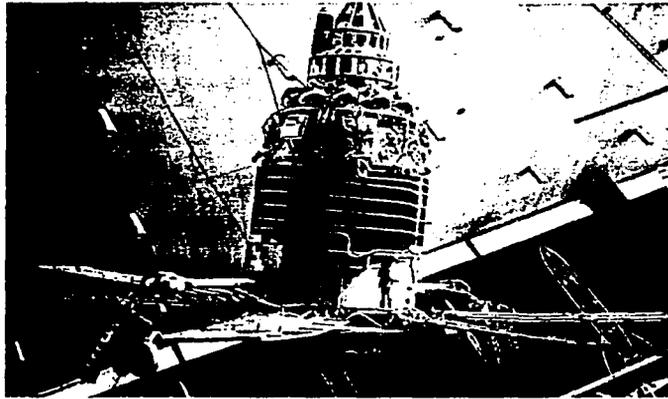


Figura 2.13 Satélite Molniya I.

El programa Molniya consistía en una serie de satélites que se mantenían en una misma órbita a intervalos regulares. Se trataba de una órbita muy elíptica (como se muestra en la figura 2.14), inclinada 63.4° ⁸ respecto al ecuador, con apogeo de 40 000 km y perigeo de 550 km, aproximadamente. Su período orbital era de 12 horas. Los satélites en esta órbita seguían la misma trayectoria todos los días y permanecían visibles para las estaciones terrenas cerca de 8 horas al día, en un área muy amplia de los territorios soviéticos; aún en el norte (latitudes altas), donde la transmisión desde un satélite geoestacionario se dificultaría, ya que tendrían un ángulo de elevación muy pequeño, y las transmisiones serían muy propensas a interferencias en edificios, vegetación o el mismo relieve terrestre.

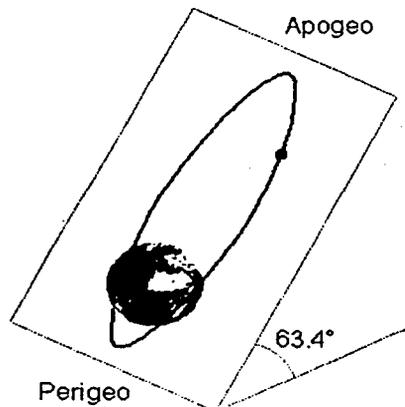


Figura 2.14 Órbita Molniya.

⁸ Para cualquier otro ángulo de inclinación el perigeo se mueve lentamente rodeando la Tierra en el plano de la órbita, pero para este valor permanece estacionario.

Este sistema de satélites ruso proveía servicios de telefonía y facsímil; y servicios de distribución de programas de televisión, de una estación central de transmisión cerca de Moscú, a un gran número de estaciones de recepción relativamente pequeñas para ese tiempo. De esta forma el sistema MOLNIYA fue el primer sistema de distribución de televisión por satélite y desde entonces se han establecido un gran número de sistemas con el mismo fin.

Los satélites Molniya eran colocados con mayor facilidad en su órbita, desde un lugar de lanzamiento de alta latitud, que en una órbita geoestacionaria. Sin embargo, para tener un sistema de cobertura continua se necesitan tres satélites. En diez años, a partir de la fecha del lanzamiento del primero, se lanzaron 29 satélites Molniya.

2.2.4. INTELSAT

En la década de los 50, las comunicaciones entre Norteamérica y Europa estaban gobernadas por cables telefónicos submarinos y algunos circuitos de RF de baja calidad. En 1956 se instaló el TAT 1⁹ con una capacidad de 36 circuitos telefónicos. Se pensaba que este cable soportaría el tráfico telefónico durante algunos años. Sin embargo, se vio completamente ocupado desde los primeros días de operación. El TAT 1, fue seguido por algunos otros cables de mayor capacidad, pero a menudo se presentaban severos daños en los circuitos. Por ello, los satélites se usaron, en principio, para dar servicio complementario a los cables telefónicos.

El Intelsat I, demostró que el retraso sufrido por la señal vía satélite geoestacionario no representaba una gran desventaja para la mayoría de los usuarios, por lo que fue rápidamente aceptado en el uso comercial de comunicaciones a través del Océano Atlántico. Además, como uno de los primeros satélites geoestacionarios de comunicaciones públicas, mostró una gran simplificación en las estaciones terrenas. Debido a la posición fija del satélite, ya no se necesitaban los mecanismos caros y complejos de antenas de seguimiento.

⁹ Cable Telefónico Trasatlántico Número 1, por sus siglas en Inglés.

2.2.4.1. Intelsat I

El Satélite *Intelsat I* (Figura 2.15), de 34 kg de peso en órbita, tenía un cuerpo cilíndrico de 0.7 m de diámetro y 0.6 m de largo. Fue construido por *Hughes Space and Communications Company*¹⁰ para COMSAT; su diseño se basó en el de los satélites Syncom que Hughes había construido para la NASA. Era estabilizado por rotación sobre su eje de simetría, paralelo al eje de la Tierra y a la antena de microondas; esta última se proyectaba del final del tambor y giraba con el satélite. El patrón de radiación de la antena era simétrico al eje de rotación, de tal forma que se perdía gran parte de la potencia radiada (hacia el espacio). La superficie del satélite estaba cubierta por celdas solares que generaban 40 W de potencia para la operación del equipo electrónico a bordo del satélite.

El tráfico manejado por este satélite incluía el tráfico de las redes telefónicas comunes: telefonía, televisión, telégrafo y transmisiones facsímiles. Contaba con una capacidad de 240 circuitos telefónicos o un canal de televisión. Fue diseñado con una vida útil de 18 meses, pero permaneció en servicio cerca de 4 años. El satélite tenía dos transpondedores de 25 MHz cada uno. La frecuencia de recepción del satélite era de 6 GHz, y la de retransmisión de 4 GHz¹¹; este satélite operaba en la banda C. Un transpondedor se ocupaba para manejar el tráfico generado de Europa hacia Norteamérica y el otro en la dirección opuesta. Cada uno de ellos podía transmitir solo una portadora de radiofrecuencia. Por lo tanto, los canales telefónicos en cada dirección tenían que ser multiplexados y modulados por una misma portadora.



Figura 2.15 Early Bird o Intelsat I.

¹⁰ Desde octubre de 2000, *Boeing Satellite Systems, Inc.*

¹¹ Al enlace que se utiliza para transmitir la información de la estación terrena al satélite se le denomina enlace ascendente. Por otra parte, al enlace utilizado para transmitir desde el satélite a la estación terrena se le denomina enlace descendente.

Las estaciones terrenas usadas para el Intelsat I incluían las establecidas con el Telstar, añadiendo una, con plato parabólico grande, en Raisting (Alemania) y otra de menor tamaño en Fucino, Italia. Para ese entonces, las técnicas de acceso múltiple, que permiten que varias estaciones terrenas compartan el mismo transpondedor simultáneamente, no eran posibles. Las estaciones terrenas tenían que turnarse para trabajar con el satélite una a la vez; la terminal localizada en Italia trabajaba con el satélite los sábados y domingos, cuando el tráfico era más ligero. Una red de enlaces terrestres entregaba el tráfico a la estación terrena en operación. [Dalglish, p. 9]

Para que un satélite mantenga su posición "fija" respecto a la Tierra debe ser colocado sobre el plano ecuatorial. Debido a que el Early Bird fue lanzado desde Cabo Kennedy, al Norte del Ecuador, se necesitaron ciertas maniobras para ubicarlo correctamente. La estación terrena localizada en Andover fue la encargada de transmitir los comandos hacia el satélite. La tercera etapa del cohete TAD¹² situó al satélite en una órbita inclinada 16.7°. Fue separado de ésta a los 26 minutos 32 segundos después del despegue. Su primer apogeo fue de 36 929 km. Se orientó adecuadamente durante las órbitas elípticas mediante comandos terrestres de control. Su motor de apogeo se encendió durante su sexto apogeo, dejándolo en una órbita casi circular en una longitud 32° Oeste. En ese momento presentaba un corrimiento de 1.5° hacia el Este por día, lo que fue aprovechado para colocarlo en la posición planeada (28° Oeste). El corrimiento se fue disminuyendo y finalmente, el 14 de abril de 1965 se logró acoplar el movimiento del satélite con la rotación de la Tierra. Entonces, el haz de la antena se concentró en las estaciones terrenas de América y Europa. El equipo de telemetría y comando instalado en la estación terrena en Andover fue desarrollado por Hughes y los servicios de lanzamiento fueron prestados por la NASA de acuerdo a un convenio con COMSAT. El subsistema de Telemetría incluía dos codificadores, dos transmisores en VHF y ocho antenas flexibles (*whip antennas*). Los codificadores modulaban las señales de los transmisores VHF y las señales guía¹³ de 4 GHz. Estas últimas se transmitían continuamente y se modulaban con señales de telemetría.

2.2.4.2. Intelsat II

Los satélites Intelsat II constituyeron la tercera generación de satélites de comunicación desarrollados por Hughes. La siguiente tabla (tabla 2.1) resume las fechas de los lanzamientos de los satélites de esta generación.

¹² *Thrust Augmented Delta*, vehículo de lanzamiento del Intelsat I.

¹³ Las señales guía o radiofaros son transmitidas constantemente por el satélite, con fines de navegación.

Tabla 2.1 Satélites Intelsat II.

Designación	Fecha de lanzamiento	Posición	Comentarios
Intelsat II F1	26 de octubre de 1966	Sobre el pacífico. Hubo una falla en el motor de apogeo, la cual evitó que alcanzara una órbita geoestacionaria. Sin embargo, se utilizó para transmitir tráfico de comunicaciones.	El motor de apogeo se apagó 4 seg. después de encenderlo, debió permanecer en operación durante 16 segundos.
Intelsat II F2	11 de enero de 1967	Sobre el Pacífico, cerca de la Línea de Fecha Internacional.	Comenzó a dar servicio comercial las 24 horas del día, el 17 de febrero de ese año. Trabajaba con estaciones terrenas en los EUA, Australia y Japón.
Intelsat II F3	22 de marzo de 1967	Sobre el Atlántico.	
Intelsat II F4	27 de septiembre de 1967	Sobre el Pacífico.	Adicionalmente a los servicios públicos de comunicaciones, prestaba servicios de soporte para la NASA y su programa lunar.

El diseño de estos satélites siguió los principios básicos desarrollados para el Early Bird: estabilización por rotación, antena de haz toroidal y control de actitud simple. Su sistema básico de comunicación estaba compuesto por dos repetidores lineales redundantes de 125 MHz de ancho de banda y una figura de ruido de 6 dB. Además contaba con cuatro tubos de ondas progresivas de 6 Watts, de los cuales uno, dos o tres podían encenderse en paralelo. El subsistema de telemetría del satélite era similar al del Intelsat I. La superficie exterior del satélite estaba cubierta con 12 756 celdas solares de silicio, las cuales entregaban 85 Watts de potencia eléctrica. Fue puesto en órbita por un vehículo de lanzamiento denominado *Thrust Augmented Improved Delta* (TAID).

Dentro de las principales diferencias con la primera generación de satélites, la segunda permitía que los transpondedores de los satélites retransmitieran señales de varias estaciones terrenas simultáneamente (permitían acceso múltiple).

2.2.4.3. Intelsat III: Antenas de haz global

El primer satélite de esta generación comenzó a dar servicio en enero de 1969, en la región del Océano Atlántico. A mediados de ese mismo año, dos Intelsat III fueron colocados sobre los océanos Índico y Pacífico¹⁴. Se estima que 5 millones de personas observaron, a través de este sistema, las imágenes televisivas de la llegada de los astronautas norteamericanos a la Luna. Entre 1968 y 1970 se lanzaron 8 satélites de esta generación, de los cuales el primero falló. Al último de ellos no le funcionó correctamente el motor de apogeo y cuatro de ellos tuvieron problemas, ya sea en la contrarrotación de las antenas, o en la carga útil. La vida útil de los satélites calculada en cinco años, alcanzó tres años y medio como máximo.

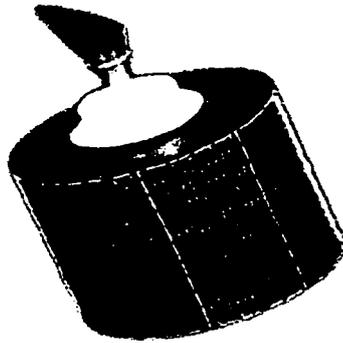


Figura 2.16 Satélite Intelsat III.

Los avances tecnológicos de esta generación de satélites, fueron significativos con respecto a las anteriores. Estos nuevos satélites contaban con dos transpondedores de 225 MHz, 6 watts de potencia y de 1200 a 1500 circuitos telefónicos (ó de 700-900 circuitos telefónicos más un canal de TV). La capacidad exacta dependía del patrón de tráfico a través del satélite.

Probablemente, una de las mejores innovaciones del Intelsat III fue el tipo de antena de comunicaciones. A diferencia de los satélites de generaciones anteriores, Intelsat III tenía una antena de haz global con un ancho del haz de 19° , que permitía concentrar la potencia radiada en la Tierra. Como también era estabilizado por rotación, fue necesario hacer girar la antena a la misma velocidad, pero en dirección contraria al giro del cuerpo del satélite; esto se lograba mediante el uso de motores controlados mediante sensores infrarrojos que detectaban la radiación de la Tierra.

¹⁴ Estas regiones de cobertura en las que INTELSAT dividió la Tierra se identifican por sus siglas en Inglés: AOR para la región del Océano Atlántico, POR para la región del pacífico e IOR para la región del Océano Índico.

Una de las características comunes que presentaron las tres primeras generaciones de satélites de INTELSAT, fue la baja potencia de transmisión. Debido a eso, las estaciones en la Tierra debían de contar con antenas de gran tamaño (de hasta 32 metros de diámetro). Desde 1960 se usaron las terminales estándar A¹⁵, estaciones terrenas de capacidad media/alta, que soportaban más de 24 circuitos de voz cada una. Usaban amplificadores paramétricos refrigerados a temperaturas de helio líquido. Poseía una relación G/T de 40.7 dB/K. Estas antenas eran totalmente móviles en azimut y elevación: podían apuntarse con una exactitud de 0.02°. [Van Trees, p. 34]

Las conversaciones telefónicas se multiplexaban en frecuencia (FDM) y posteriormente se modulaban en frecuencia (FM). Este tipo de operación totalmente analógica se conoce como FDM-FM-FDMA, ya que el satélite permitía acceso múltiple por división en frecuencia (FDMA). En la figura 2.17 se muestra el esquema de comunicación de un Intelsat III.

El aumento en la capacidad de los satélites de estas primeras generaciones se logró con el uso de transpondedores de mayor ancho de banda, pero la potencia de transmisión disponible en el satélite debía ser compartida entre un gran número de portadoras de RF. De tal forma que la interferencia que resultaba en el último amplificador, debido a la mezcla de productos de intermodulación y portadoras, hacía que esta técnica fuera poco satisfactoria.

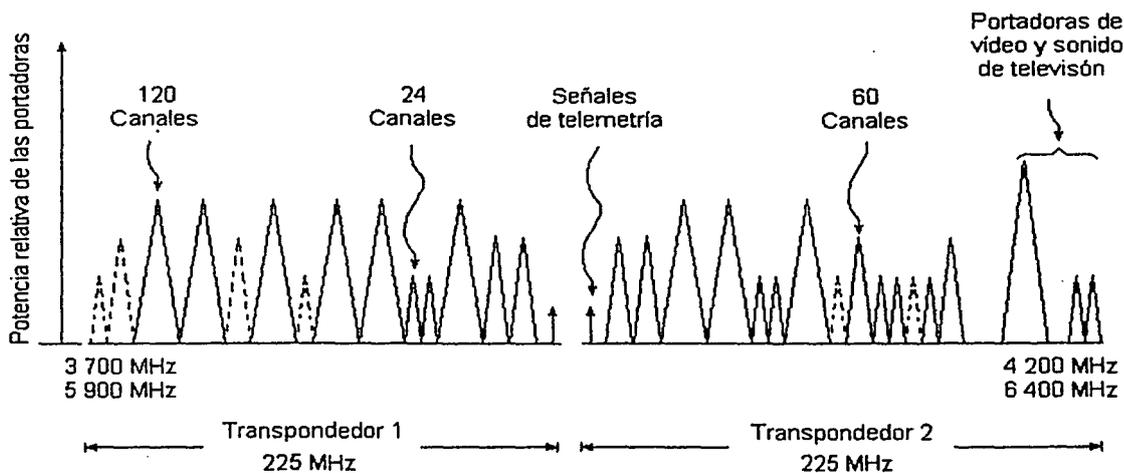


Figura 2.17 Esquema FDMA en el INTELSAT III.

¹⁵ En la actualidad las estaciones terrenas tipo A se ocupan en transmisión internacional de voz, datos y TV, también dentro de sus servicios se incluye IBS e IDR (Servicio Internacional de Negocios y Velocidad de Datos Intermedia, respectivamente por sus siglas en inglés; Ambos servicios prestados hasta la quinta generación de satélites de la organización.). Los diámetros de las antenas que conforman una estación de este tipo varían de 15 a 18 metros y operan en la banda C.

2.3. La década de los 70's

En noviembre de 1971 se creó la organización internacional INTERSPUTNIK, formada inicialmente por la URSS y 9 países signatarios. A dicha organización podía adherirse cualquier estado soberano, a diferencia de INTELSAT, de la cual sólo eran miembros países integrantes de la ITU (*International Telecommunications Union*). A mediados de esta década se habían lanzado ya 8 satélites de la cuarta generación de INTELSAT. Las demandas de tráfico exigieron mayor ancho de banda para las comunicaciones vía satélite, y estas exigencias trataron de satisfacerse con una versión mejorada de la serie de satélites de la cuarta generación: los *Intelsat IV A*. En esta década, Canadá se convirtió en la segunda¹⁶ nación con un sistema doméstico de comunicaciones por satélite, con el lanzamiento de la serie de satélites *Anik A*. En los Estados Unidos, también se permitió que las compañías privadas de ese país tuvieran y operaran satélites para brindar servicio nacional. Así surgieron los sistemas *Westar* y *Satcom*, propiedades de la *Western Union* y *RCA American Communications Inc.* Respectivamente¹⁷.

2.3.1. Intelsat IV: Antenas de haz concentrado

A pesar de que la mayor parte de la potencia radiada por el Intelsat III era dirigida hacia la Tierra, la densidad de flujo de potencia detectada en las estaciones terrenas era muy baja. En la práctica se usaron dos métodos para combatir este problema: haciendo uso de transmisores de alta potencia o antenas de mayor ganancia. Las antenas con mayor ganancia que una de haz global, poseían un ancho del haz más estrecho. Debido a esto el uso de estas antenas exigía incluir en el satélite más de una de ellas, con el fin de tener la misma área de cobertura.

El primer Intelsat IV (Figura 2.18) entró en servicio en 1971. Usaba ambos tipos de antenas¹⁸; de haz global y de haz concentrado de alta ganancia; éstas últimas con 4.5° de ancho del haz. Las antenas de haz global se usaron para transmitir y recibir, y permitían acceso múltiple entre todas las estaciones que podían "ver" al satélite. Las antenas de alta ganancia solo podían transmitir, se usaron para manejar los más altos flujos de tráfico; su movilidad permitía apuntarlas (mediante comandos terrestres) hacia los destinos de la información.

¹⁶ Desde 1964 la URSS usó sus satélites de comunicaciones para repetir programas de televisión de los estudios centrales a estaciones de transmisión lejanas. Después se añadieron circuitos telefónicos. De esta forma la URSS fue la primera nación en tener un sistema doméstico de comunicaciones por satélite.

¹⁷ El estudio de las características de los sistemas domésticos se hará en un apartado del siguiente capítulo.

¹⁸ El subsistema de antenas de los satélites de esta generación estaba integrado por seis de ellas. Cuatro de haz global, dos para recibir y dos para transmitir. Dos de haz concentrado de transmisión. Se usaron antenas de cometa para generar los haces globales y antenas con reflectores parabólicos para los dos haces concentrados.

El cuerpo cilíndrico del conjunto espacial tenía 2.38 m de diámetro, una altura total de 5.31 m y una masa en órbita de 595 kg.

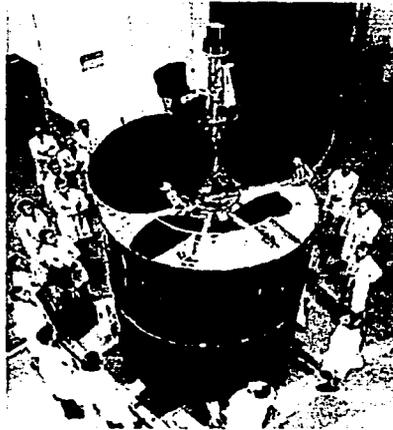


Figura 2.18 Satélite Intelsat IV.

Intelsat IV tenía 12 transpondedores de 6 W y 36 MHz cada uno, había una banda de guarda de 4 MHz entre transpondedores adyacentes. Todos los transpondedores estaban alimentados por antenas de haz global y las salidas de 4 de ellos se conectaban permanentemente a antenas de haz global de transmisión. Las salidas de los otros 8 se podían conmutar entre las antenas de haz global y las antenas de haz concentrado. Esta última característica de conmutación, permitió que el INTELSAT brindara un servicio eficiente en las tres regiones (Atlántico, Pacífico e Índico), aun cuando los patrones de tráfico a través de los satélites fuera diferente.

La división de la banda de frecuencia entre los doce transpondedores disminuyó el número de portadoras a procesar por cada uno de ellos. De esta forma, también disminuyó el número de productos de intermodulación generados, aumentando así la eficiencia de los satélites. Durante muchos años el ancho de banda de los transpondedores de 36 MHz se convirtió en el estándar para la banda C; ya que cuando un canal de televisión se transmitía por satélite, al modularlo en frecuencia, normalmente ocupaba ese ancho de banda. Las conversaciones telefónicas se colocaban en ranuras de frecuencia dentro del espectro de los 36 MHz. Estos transpondedores compartían las mismas antenas de recepción y transmisión. Se usaron multiplexores para acoplar transpondedores y antenas. Uno de los problemas que se enfrentaron al aplicar esta tecnología, fue el lograr que los transpondedores adyacentes no se interfirieran, por lo que los transpondedores debían ser limitados en banda cuidadosamente.

Un satélite de esta generación tenía la capacidad para manejar 6 000 llamadas telefónicas, doce canales de TV a color simultáneamente, o varias combinaciones de diferente tráfico de comunicaciones, incluyendo datos y fax. Se lanzaron siete satélites de esta generación exitosamente entre 1971 y 1975. Todos ellos, superaron el tiempo de vida útil para el que fueron diseñados (5 años), el último de ellos fue retirado de servicio en octubre de 1987.

El tráfico en la región del Atlántico crecía rápidamente, por lo que fue necesario introducir satélites adicionales para operar en la misma región. Se denominó como satélite primario (P) a uno de ellos. Proporcionaba acceso múltiple entre todas las estaciones terrenas en la región. Otros dos satélites, designados satélites de trayectoria mayor (MP1 y MP2), conducían la información entre países con suficiente tráfico. El uso de satélites primario y de trayectoria mayor proporcionaban rutas alternas para usuarios que contaban con dos o más terminales, y de esta forma se protegían también contra fallas en alguna terminal o en el satélite.

Las limitaciones de potencia en los satélites de esta generación era menos severa que en sus predecesores, por lo que INTELSAT desarrolló estaciones terrenas de menor tamaño: terminales estándar B¹⁹. El diseño de estas terminales tuvo como objetivo el proporcionar una estación terrena de menor costo, para usuarios con requerimientos de tráfico moderados (usualmente menos de 24 circuitos de voz). [Comparetto, p. 2] Los diámetros de las antenas para estas estaciones terrenas eran de 12 m, operando en la banda C. Su movilidad era más limitada que en una terminal tipo A, pero los requerimientos de apuntamiento eran idénticos. Su relación G/T era de 31.7 dB/K y su costo era una fracción de la ya mencionada estándar A.

2.3.2. Intelsat IV A: Antenas direccionales

El tráfico en la región del Atlántico seguía aumentando rápidamente. A principio de la década de los 70 INTELSAT enfrentaba problemas para satisfacer las demandas de tráfico, aún con la introducción de satélites adicionales de la cuarta generación en esa región. En 1972 la organización aceptó la oferta de los contratistas del Intelsat IV, para realizar algunas modificaciones en su diseño y aumentar su capacidad. Es importante recalcar que con los primeros satélites se sacrificaba ancho de banda por potencia, debido a que las bandas de frecuencia de operación estaban prácticamente libres. A mediados de esta década, no era la misma situación. El ejemplo más representativo era la región del Atlántico, los 500 MHz en la banda de 6/4 GHz estaban siendo ocupados tres veces (por los satélites P, MP1 y MP2).

¹⁹ En la actualidad proporcionan servicios internacionales de voz, datos y TV, incluyendo IDR e IBS; operando en la banda C. Los diámetros de las antenas varían entre 13 y 10 metros.

Hughes construyó seis *Intelsat IV A*. Estos satélites tenían el mismo diseño estructural que los *Intelsat IV*, pero incorporaban una nueva tecnología de antenas. Reusando la misma frecuencia, mediante antenas direccionales, se logró aumentar la capacidad a un poco menos del doble.

La Figura 2.19 muestra el principio básico. Se asignan los mismos 36 MHz de la banda de frecuencia a los transpondedores **A** y **B**. **A** se alimenta mediante una antena direccional que recibe señales sólo del Oeste. De forma similar **B** se alimenta con una antena direccional que sólo recibe del Este. Cuando las señales se han cambiado de frecuencia (de 6 a 4 GHz) y se han amplificado, se conducen a antenas direccionales de transmisión.

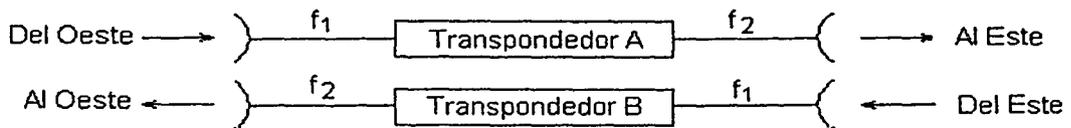


Figura 2.19 Reuso de frecuencia por discriminación espacial.

Las antenas direccionales del *Intelsat IV A* eran reflectores parabólicos desplazados, alimentados por un arreglo de antenas de corneta. La forma del haz podía ser aproximada a alguna forma requerida, excitando las cornetas apropiadas de alimentación, mediante matrices de conmutación. Aunque inicialmente el diseño de los nuevos satélites se enfocó en la satisfacción de las demandas en la región AOR. En su momento, se tomaron en cuenta las necesidades a cubrir en las regiones POR e IOR.

Cada *Intelsat IV A* tenía 20 transpondedores. El de la región AOR usaba 4 transpondedores para el área amplia de cobertura (área visible del satélite). Los 16 transpondedores sobrantes se usaban en el modo de haz concentrado o haz puntual, donde la potencia se concentraba en áreas pequeñas seleccionadas, dentro de su área de cobertura. De esta forma se logró un ancho de banda total de 720 MHz, cerca del doble de los 432 MHz del *Intelsat IV*. Los *Intelsat IV A*, sobre la región IOR, tenían la opción de conmutar dos de sus transpondedores de haz angosto a canales de haz amplio, para dar servicio a los territorios dentro de su cobertura. Para entonces INTELSAT ya estaba integrado por 109 naciones. Brindaba servicio a 146 países, que albergaban 240 antenas en 173 estaciones terrenas.

La altura total de un *Intelsat IV A* (Figura 2.20) era de 7 metros y tenía un diámetro de 2.38 m. Los paneles solares proporcionaban una potencia de 600 Watts. Pesaba al momento del lanzamiento 1.5 toneladas. Su capacidad era de 6 000 circuitos telefónicos más dos canales de televisión.

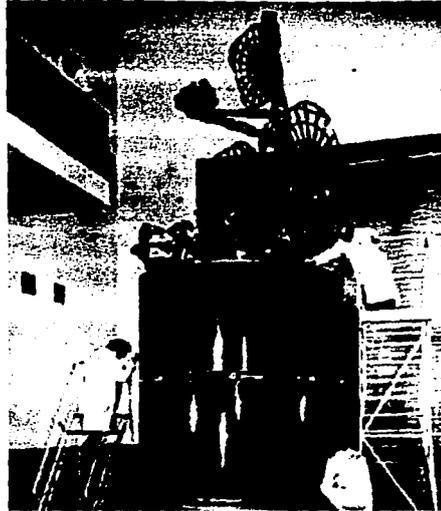


Figura 2.20 Intelsat IVA.

Esta serie de satélites fue puesta en órbita con un vehículo de lanzamiento denominado Atlas Centauro. La Tabla 2.2 resume las fechas de lanzamiento de los satélites de esta generación. En la actualidad todos han sido retirados de operación, después de haber superado (por cerca de 4 años) sus 7 años de vida útil de diseño.

Tabla 2.2 Lanzamiento de los satélites Intelsat IV A.

Intelsat IV A número	Fecha
1	25 de Septiembre de 1975
2	29 de3 Enero de 1976
3	26 de Mayo de 1977
4	29 de Septiembre de 1977*
5	06 de Marzo de 1977
6	31 de Marzo de 1977

* El vehículo de lanzamiento falló, destruyéndose junto con el satélite a bordo.

Bibliografía

Binkowski, E. S., *Satellite information systems*, Hall Publishers, Boston Massachusetts, 1988.

Clarke, A. C., *Extraterrestrial Relays*, Wireless World, Oct. 1945.

Comparetto, Gary M., *On the use of INTELSAT and INMARSAT to support DOD communications requirements*, IEEE, 1993.

Dalglish, D. I., *An introduction to satellite communications*, Peter Peregrinus Ltd. England, 1989.

Evans J. V., *Twenty years of international satellite communication*. IEE Conference publication 411, 1995.

Ploman E. W., *Satélites de comunicación*. Ediciones G Gili. México, 1985.

Rosado, C., *Comunicación por satélite*. Limusa, México D.F., 1999.

Williamson, M., *How Satcom Took off: the genesis of satellite communications*. IEEE review November/December 1991.

Van Trees, Harry L., *Satellite communications*, IEEE PRESS, USA, 1979.

Dominio Electrónico:

Optical communications and intesatellite links. WTEC Hyper-Librarian. 1998.
<http://itri.loyola.edu/lbrarian.html>

Hughes Factsheets:

<http://www.hughespace.com/factsheets/376/earlybird/ebird.html>
http://www.hughespace.com/factsheets/376/intelsat_ii/intelsat_ii.html
http://www.hughespace.com/factsheets/376/intelsat_iv/intelsat_iv.html
http://www.hughespace.com/factsheets/376/intelsat_iva/intelsativa.html

3

LA DÉCADA DE LOS 80's

Desde 1966, la Organización Marítima Internacional¹ empezó a estudiar la posibilidad del uso de satélites en navegación marítima y correspondencia pública, tomando como referencia los buenos resultados que se habían obtenido con INTELSAT. En 1972 se planteó el desarrollo de un sistema de satélites marítimo internacional. Este sistema debía superar a los enlaces terrestres de radio existentes en cuanto a calidad, confiabilidad, privacidad y velocidades de comunicación entre barcos y redes públicas internacionales, así como disminuir los retardos. También se pensó en la creación de una nueva organización: INMARSAT², que se encargara de la administración y operación del sistema. Esta organización fue fundada en 1979. Sin embargo, sus actividades comenzaron en 1982. La organización estaba integrada por 26 naciones al momento de su creación.

Aunque los sistemas de comunicaciones domésticos surgieron en la década anterior (70's), en los 80's fueron aceptados e implementados por un mayor número de países deseosos de ampliar y complementar su infraestructura de comunicaciones. En esta sección se estudian los sistemas satelitales con coberturas nacionales más importantes; sus aportaciones en cuanto a tecnología de satélites y estaciones terrenas; y los servicios de comunicaciones prestados.

Por otro lado, los avances tecnológicos que se alcanzaron con los Intelsat IV A, dieron tiempo para el desarrollo de satélites de una nueva generación de INTELSAT. El primero de los satélites Intelsat V se lanzó en 1980. Operaba también en banda C, usando la tecnología del Intelsat IV A e implementando transmisiones con polarización ortogonal.³ La banda C de frecuencia de operación se encontraba

¹ IMO por sus siglas en Inglés (*International Maritime Organization*). Anteriormente IMCO (*International Maritime Consultative Organization*).

² INMARSAT en nuestros días es conocida como la Organización Internacional de Comunicaciones Móviles por Satélite. Al momento de su creación se le dio el nombre de Organización Internacional de Comunicación Marítima por Satélite. Su nombre cambió al extender sus servicios hacia comunicación móvil terrestre y aeronáutica. Sin embargo, el acrónimo no se modificó.

³ Es posible discriminar dos o más señales que ocupen la misma banda de frecuencia, aun cuando sigan la misma trayectoria, siempre y cuando presenten polarización ortogonal. No se transmite energía de una onda polarizada verticalmente a una antena polarizada horizontalmente, ni en caso contrario. De esta forma, usando antenas de transmisión y recepción polarizadas horizontal y verticalmente es posible transmitir dos señales en la misma frecuencia y sobre la misma trayectoria sin que se interfieran. De hecho, no es necesario que las antenas sean polarizadas horizontal o verticalmente; cualesquiera dos estados ortogonales de polarización seguirán el mismo principio, incluyendo polarización circular derecha e izquierda (RHCP y LHCP, respectivamente). Es importante mencionar que una vez que se ha elegido un estado de polarización, sólo hay un estado ortogonal a éste y por lo tanto sólo se puede reusar el espectro de frecuencia por aislamiento de polarización una

saturada desde la serie IV; es por eso que este satélite poseía la tecnología para brindar servicio en banda C y Ku.⁴ Los satélites de esta generación fueron los primeros satélites híbridos de la organización, por dar servicio en ambas bandas de frecuencia y fueron también los primeros en reusar (hasta cuatro veces) la banda de frecuencia, dos veces por separación espacial y dos más por diversidad de polarización.

Durante las décadas de los años 60 y 70, se dedicaron grandes esfuerzos en el desarrollo de un sistema de comunicaciones aeronáuticas por satélite, con el fin de tener enlaces de buena calidad y vigilancia, para brindar soporte al control de tráfico oceánico (ATC⁵). Los sistemas experimentales propuestos en esta década tenían como principal objetivo su estudio mediante la observación de diversos parámetros como el comportamiento de la amplitud de la señal, relación señal a ruido, efectos en el patrón de radiación de las antenas, multitrayectorias, ganancia y ruido del sistema. Los datos que se obtuvieron se usaron para definir las características de los sistemas futuros de comunicaciones móviles aeronáuticas por satélite.

Fue también en esta década que se fundó la Organización Europea de Telecomunicaciones por Satélite (EUTELSAT). Su creación fue promovida por la Conferencia Europea de Administración de Correos y Telecomunicaciones, para prestar servicios nacionales e internacionales dentro de la región europea y sus proximidades.

3.1 Comunicaciones Marítimas por satélite e INMARSAT

El primer sistema de comunicaciones marítimas por satélite surgió debido a que la fuerza armada de los Estados Unidos decidió usar las comunicaciones por satélite con sus barcos. COMSAT después de hacer el estudio de los requerimientos de la armada, concluyó que no se ocuparía la capacidad total disponible en los satélites, y entonces se propuso desarrollar un sistema que ofreciera tanto servicios comerciales como militares. En 1976 se estableció MARISAT, administrado por COMSAT, y estructurado en asociación con otras empresas importantes de ese país, entre ellas *International Telephone and Telegraph* (ITT), RCA y *Western Union International*. Estaba compuesto por tres satélites (denominados Marisat 1, 2 y 3) localizados sobre los océanos Atlántico, Pacífico e Indico. Estos satélites, construidos por *Hughes Aircraft*, tenían un cuerpo cilíndrico estabilizado por rotación, con una masa inicial en órbita de 330 kg. Brindaban servicios de voz, teletipo, facsímil y datos con cobertura global. Operaban en las bandas UHF, L y C. Con este sistema se establecieron tres estaciones de playa. Una en *Southbury* y otra en Santa Paula (USA), para

vez. El grado de aislamiento que se puede obtener es limitado por las imperfecciones físicas y eléctricas de las antenas y la no homogeneidad del medio.

⁴ La banda Ku es también conocida como la banda de los 14/11, debido a que tiene asignadas precisamente frecuencias de 14 GHz para el enlace ascendente y 11 GHz para el enlace descendente.

⁵ *Air Traffic Control*

comunicarse con los barcos mediante los satélites del Atlántico y el Pacífico, respectivamente. La tercera estación fue instada en *Yamaguchi* (Japón) para comunicación vía satélite con barcos del Océano Índico.

En julio de 1979 se creó INMARSAT. El problema más importante que tuvo que encarar la organización fue la falta de un segmento espacial, por lo que emitió una petición de propuestas, que rápidamente fue satisfecha. En Mayo de 1980 recibió ofertas para hacerse cargo de los satélites de MARISAT y arrendar capacidad en otros de la Agencia Espacial Europea. Adicionalmente recibió una oferta, por parte de INTELSAT, para incluir en la quinta generación de sus satélites un subsistema de comunicaciones marítimas (MCS).

INMARSAT inició operaciones en 1982. Inmediatamente firmó un contrato de arrendamiento por los tres satélites de MARISAT, y tomado en cuenta su la capacidad limitada y su corta la vida útil, ordenó dos satélites a la ESA y consideró la opción de hasta 4 MCSs en satélites Intelsat V. En 1984 la flota satelital de esta organización estaba formada por 6 satélites, un satélite operativo y otro de repuesto por cada región. Tal como se lista a continuación:

Región AOR: Marecs A e Intelsat 5-F6⁶ (26° W y 18.5° W, respectivamente).

Región IOR: Intelsat 5-F5 e Intelsat 5-F7 (63° E y 60° E).

Región POR: Marecs B y Marisat 3 (177.5° E y 176.5° E).

En 1985 INMARSAT amplió sus servicios a la comunicación aeronáutica y en 1989 a la comunicación móvil terrestre.

3.1.1. Sistema INMARSAT Estándar A

El segmento terrestre en el sistema Estándar A⁷ comprendía las estaciones terrenas en barcos (SESS); las estaciones terrenas en la costa (CESS), que proporcionaban la interface con las redes públicas telefónicas; y las estaciones coordinadoras de la red (NCSs), responsables de la administración de la red e intermediarias en la asignación de canales de comunicación. Se asignó la banda L para comunicación entre barcos y satélite, 1.5 GHz para transmisiones del satélite a la estación en el barco y 1.6 GHz del barco al satélite, como se muestra en la figura 3.1. Se utilizó la banda C para la comunicación entre satélite y CES; esta banda tenía que ser compartida con los servicios fijos por satélite. Cada satélite contenía dos transpondedores:

⁶ Intelsat 5 sexto lanzamiento.

⁷ Las primeras estaciones terrenas usadas por INMARSAT representaron un reto de diseño, principalmente en el método de estabilización de la antena. Estas terminales eran complejas y se caracterizaban por poseer un equipo debajo de cubierta pesado y extenso. A medida que el sistema evolucionó, el mercado forzó a la competencia y dio paso a la disponibilidad de SESS más pequeñas, más baratas y ligeras. Entonces la organización creó un número de estándares para satisfacer diferentes requerimientos.

- Transpondedor C – L: recibía las transmisiones de las CESs a 6 GHz y las convertía a 1.5 GHz para retransmitirlas hacia las SESs.
- Transpondedor L – C: su función era recibir las señales provenientes de las SESs (a 1.6 GHz), cambiarles la frecuencia a 4 GHz, y retransmitirlas hacia las CESs.

Las CESs trabajaban en las bandas C y L (véase la tabla 3.1); ocupaban la banda C cuando la información se dirigía a barcos mediante el satélite. La banda L era ocupada para comunicarse con una NCS o con otra CES. También recibían y transmitían señales piloto en las dos bandas con propósito de control automático de frecuencia.

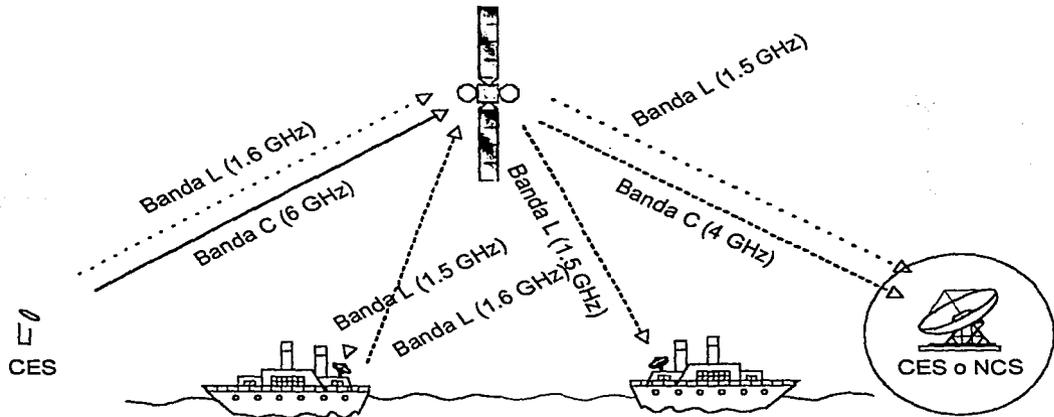


Figura 3.1 Sistema marítimo de comunicaciones de INMARSAT.

Tabla 3.1 Características de las Estaciones Terrestres Costeras.

Parámetro	Banda C	Banda L
Banda de frecuencia Rx (MHz)	4192-4200	1535-1542
Tx (MHz)	6417-6425	1636-1644
Polarización Rx	LHCP	RHCP
Tx	RHCP	RHCP
Ganancia de la antena Rx (dBi)	50.5	29.0
Tx (dBi)	54.0	29.5
G/T (dB/K)	32	2.0
Potencia de transmisión (dBW)	66	36

Las SES comprendían de una unidad sobre cubierta, y otra debajo de la misma. La primera unidad agrupaba la antena de 0.9 m de diámetro y el sistema de estabilización, para el cual se ocupaban diversas técnicas; la más sobresaliente era la estabilización giroscópica en cuatro ejes. La antena y alimentador se protegían mediante un domo de 1.4 metros de diámetro. El equipo debajo de la cubierta abarcaba el paquete de RF, LNA, HPA, etc. y el equipo necesario para hacer la operación del sistema fácil y amigable.

Servicios ofrecidos con este sistema:

- Telefonía: un canal de voz, usando FM de banda angosta con compansión, en modo SCPC/FDMA.
- Telex: 22 canales multiplexados en una portadora TDM, operando a 1.2 kbps, usando BPSK.

ó

- Un canal simple de datos con una velocidad de 56 kbps.

A finales de la década de los 80, las terminales de este estándar costaban entre 30 000 y 50 000 dólares.

3.1.2 Sistema INMARSAT Estándar C

Las terminales estándar A se diseñaron para operar en barcos de cerca de 10 000 toneladas. Esto restringía el mercado de estaciones terrenas fuertemente, tanto que fue necesario introducir un nuevo estándar para proporcionar terminales más ligeras y de bajo costo, que dieran al usuario una capacidad digital de hasta 600 bps. Así surgió el estándar C que se entró en operación en 1989. La velocidad de datos a la que operaba no soportaba voz, sin embargo, proporcionaba un amplio rango de servicios basados en texto como: correo electrónico, telex y conectividad con redes de datos de conmutación de paquetes. Cuando estas terminales entraron en el mercado tenían un precio de 5 000 dólares. Las características de estas terminales se muestran en la tabla 3.2.

Los servicios prestados por esta organización en esta década (años 80) incluyeron telefonía, transferencia de datos de hasta 9.6 kbps, servicio de datos en la dirección barco-playa de 56 kbps y líneas privadas de voz y de servicios de datos. En 1982 se iniciaron pruebas para servicio aeronáutico, continuándolas hasta 1989. Se inició el servicio en 1989, se ofrecieron servicios de alta velocidad que acomodaba voz o datos y servicios de baja velocidad que entregaban los mismos servicios que en una terminal estándar C de INMARSAT. También se establecieron servicios terrestres móviles en 1989, inicialmente dirigidos a prestar servicios de comunicaciones a flotas de transportes terrestres. Con el tiempo los servicios prestados por los satélites de INMARSAT evolucionaron hacia la entrega de mensajes, radiolocalización y comunicaciones personales, que durante la década de

los 90 tuvieron un gran desarrollo y sirvieron como catalizador en el despliegue de constelaciones en órbitas bajas e intermedias (como IRIDIUM o GlobalStar) a finales de esa década.

Tabla 3.2 Características de las estaciones terrenas Estándar A y C para barcos.

Parámetro	INMARSAT A	INMARSAT C
Frecuencia Tx (MHz)	1636.5-1645	1636.5-1645
Frecuencia Rx (MHz)	1535.0-1543.5	1535.0-1543.5
Capacidad	1 canal de voz y 22 canales de telex ó 1 canal de datos de 56 kbps.	1 canal de datos de 600 bps
G/T (dB/K)	-4 dB/K	-22.8 dB/K
PIRE (dBW)	36	13
Tipo de antena (m)	Reflector parabólico (0.9)	Omnidireccional
Estabilización	Mediante giroscopios, en 4 ejes	Sin estabilización

Durante los años 80, INMARSAT contaba únicamente con estos dos estándares, que diferían en cuanto a tamaño de la terminal y capacidad. En 1993, se integrarían dos nuevos tipos: los estándares B y M; las características de éstos se tratarán en una sección del siguiente capítulo, junto con los estándares que a la fecha (2001) operan dentro de la red de esta organización.

3.2 Sistemas domésticos

3.2.1 Satélites Anik: sistemas de cobertura nacional canadiense

Los satélites Anik A⁸ formaron parte de la primera generación de satélites GEO desarrollados por *Hughes* para uso nacional; cada uno de ellos estaba equipado con 12 transpondedores y soportaban 7 000 circuitos telefónicos o 12 canales de televisión. Incorporaban un nuevo tipo de antena (cubierta por una malla dorada para minimizar los efectos de la presión solar) con reflector parabólico de 1.52 m de diámetro, tal como se muestra en la figura 3.2. El sistema operaba en banda C. La tecnología de la antena permitía la creación de haces conformados; para brindar servicio en todo el territorio canadiense.

⁸ Modelo 333 de Hughes.

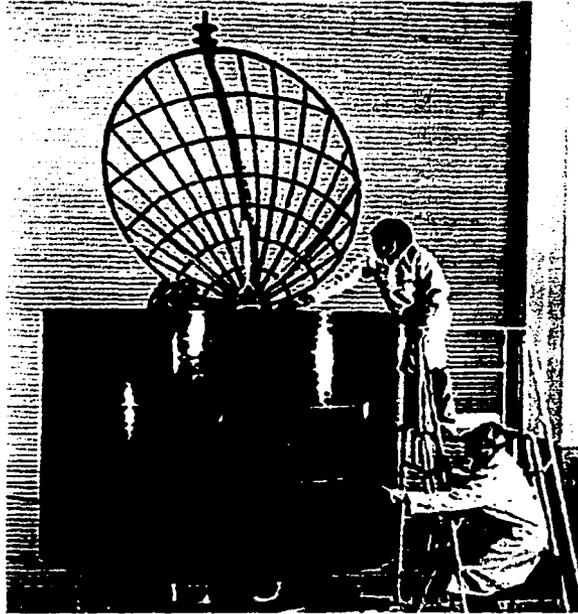


Figura 3.2 Anik A. Una de las innovaciones tecnológicas que se puede observar en la imagen es el tipo de antena de comunicaciones usado en el satélite. (*Boeing Satellite Systems, Inc.*, <http://www.boeing.com>)

El satélite Anik B fue necesario porque los satélites de la serie anterior se estaban aproximando al fin de su vida útil. Se utilizó para transmisión de radio y TV. Algunas estaciones terrenas recibían señales del satélite empleando platos parabólicos de 1.2 m, tamaños relativamente pequeños para estos dispositivos. El Anik B fue el primer satélite híbrido; usaba uno de sus reflectores para operar en banda C, y otro para la banda 14/12 GHz. El uso de la banda 14/12 es una muestra de las mejoras de este conjunto espacial, con respecto a la generación de satélites anterior. Telesat arrendó la banda 14/12 al Departamento de Comunicaciones de Canadá, con el fin de probar algunos programas piloto, que incluían la distribución de programas, tele-educación, tele-medicina, y tecnología avanzada. El objetivo era probar el uso comercial de estas frecuencias para un futuro. En 1980 un consorcio de compañías de TV por Cable en Quebec, rentó un canal para distribuir vídeo grabado de Francia a esta localidad, con lo que se dio el uso comercial por primera vez de la banda 14/12.

Estructuralmente, el Anik B (figura 3.3) era una caja de cerca de 2 metros por lado. Su masa era de 920 kg. En dos de los lados del satélite se montaron dos tanques de propelente. Sus paneles solares se construyeron de aluminio en forma de

*honeycomb*⁹. Las dos antenas de comunicaciones se montaron en la parte superior. En su órbita, sus paneles solares se extendían para alcanzar una longitud total de 9.54 metros. Los dos paneles solares brindaban la energía necesaria para la correcta operación del satélite, y recargaban sus baterías que entraban en operación cuando enfrentaba eclipses de Sol. Cada panel giraba (completaba una vuelta en un día) de tal forma que las celdas solares siempre estaban dirigidas hacia el Sol.

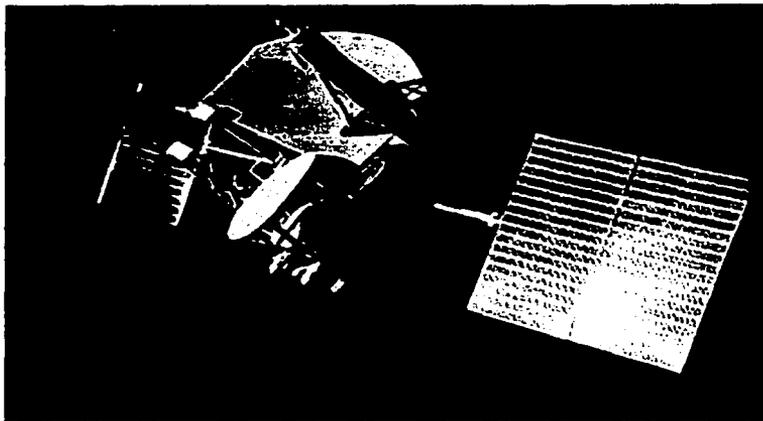


Figura 3.3 Satélite Anik B, fue lanzado el 16 de diciembre de 1978.
(Telesat, [http://www .telesat.ca](http://www.telesat.ca))

La tercera generación de satélites domésticos de Canadá (Anik C) se integró por tres conjuntos espaciales. Fueron dedicados especialmente a ofrecer servicios punto a punto en la banda Ku (14/12 GHz); sus haces de transmisión se dirigieron hacia las regiones más densamente pobladas (la región sur de Canadá). En comparación con los satélites Anik A, los de esta generación tienen una potencia de salida tres veces mayor y un incremento significativo en la capacidad de comunicación. Los servicios proporcionados a través de los Anik C incluyen: audio, vídeo y servicios de transmisión de datos. Los tres satélites que integraron esta tercera generación, fueron modelo 376 de Hughes.

El modelo Hughes 376 fue uno de los más vendidos a nivel mundial. Cada 376 comprendía dos paneles solares cilíndricos telescópicos¹⁰ y antenas que se doblan para compactarlo durante el lanzamiento; el satélite se acondicionaba para completar

⁹ Que se asemeja a la forma que tienen los panales de las abejas.

¹⁰ Antes del lanzamiento los paneles solares se encuentran recogidos (con altura de 2.8 m), se trata de dos cilindros concéntricos cubiertos de celdas solares (diámetro total 2.16 m); las antenas también se encuentran dobladas (la antena de comunicaciones es de 1.81 m). Esto permite acomodar el satélite en el vehículo de lanzamiento para ocupar menos espacio y disminuir costos. Cuando el satélite se encuentra en órbita se extiende el panel solar, como pasa cuando se extiende un telescopio, y se despliega la antena. Alcanza una altura de 6.5 metros.

la carga útil requerida, además se adaptaba a cualquiera de los vehículos de lanzamiento reconocidos a nivel mundial.

Los dos satélites Anik D, también son modelo 376 de Hughes. A diferencia de la generación anterior, contenía 24 transpondedores, operaba en la banda C y tenía una cobertura total en el territorio canadiense. La capacidad de cada transpondedor era de 960 circuitos telefónicos unidireccionales, o un canal de televisión a color. La tabla 3.3 resume algunas de las características de las cuatro primeras generaciones de satélites de la organización Telesat, en la actualidad se han completado 6 generaciones de satélites que incluyen un satélite de transmisión directa (NIQUIM), y próximamente un satélite operando en banda Ka (Anik F2, que se lanzará tentativamente en el 2002).



(a)



(b)

Figura 3.4 Satélites Anik C y D. (a) cobertura para los territorios más densamente pobladas de Canadá, y (b) cobertura total en el territorio canadiense. (Boeing Satellite Systems, Inc., <http://www.boeing.com>)

Tabla 3.3 Características de los satélites Anik A, B, C y D de Telesat.

Generación	Anik A	Anik B	Anik C	Anik D
Tipo	Hughes Aircraft HS333	Astro Space Satcom	Hughes Aircraft HS376	Hughes Aircraft HS376
Peso BOL (kg)	560	461	562.5	634
Transpondedores	12 C	12 C 6 Ku	16 Ku	24 C
Vehículo de lanzamiento	Delta Rocket	Delta Rocket	Space Shuttle Discovery	Delta Rocket
No. de satélites	3	1	3	2
Potencia primaria (W)	300	840	900	1000
Dimensiones (m)	1.9/3.41 ^a	3.25/11.23 ^b	2.17/6.43	2.16/6.57
PIRE			46.5	33-35
Primer lanzamiento	1972	1978	1983	1982

^a Cuerpo cilíndrico. Diámetro/Altura total.

^b Cuerpo rectangular. Altura total/Paneles extendidos.

3.2.2 Sistemas domésticos de Estados Unidos

La existencia de una red de comunicaciones terrestres bien desarrollada en los Estados Unidos retrasó la introducción de sistemas domésticos de comunicaciones. En 1972 la Comisión Federal de Comunicaciones de esa nación, bajo la política "cielo abierto", liberó las normas que observarían las empresas privadas en el despliegue de sistemas domésticos de satélites. Entre 1973 y 1974 tres corporaciones (RCA, *Western Union* y la *American Satellite Corporation*) establecieron estaciones terrenas e iniciaron servicios. Otros sistemas establecidos en la década de los 80's fueron: ASC (*American Satellite Company*), FORSAT (*Ford Aerospace*), GALAXY (*Hughes*), GSTAR (GTE), SPACENET (*GTE Space*), SBS (*Satellite Business Systems*) y TELSTAR (AT&T). En esta sección se describen las características de los satélites que integraron a esos sistemas domésticos pioneros en Estados Unidos y la tecnología en la infraestructura de comunicaciones que sus satélites introdujeron.

3.2.2.1 SATCOM

La primera compañía que ofreció servicios fue RCA, mismos que en principio fueron posibles gracias al arrendamiento de transpondedores en el satélite Anik II de la organización canadiense TELESAT. Más tarde desarrolló y construyó sus propios satélites, el primero se lanzó en 1975. El sistema SATCOM proveía servicios a comunidades remotas. El caso más representativo es el de Alaska: para comenzar el servicio las autoridades del estado instalaron 100 estaciones terrenas pequeñas, en

comunidades donde hasta ese momento no había servicio telefónico. A través de este sistema también se brindaron servicios de televisión por primera vez en esas comunidades, y se empezaron a distribuir programas educativos y de entretenimiento.

Los satélites *Satcom 1, 2 y 3* fueron los primeros satélites de comunicaciones de la RCA en operación. Eran estabilizados en tres ejes, contaban con una capacidad de 14 000 circuitos de voz, contenían 24 transpondedores en la banda C y hacían reuso de frecuencia por polarización ortogonal. Los serie de satélites *Satcom* se continuó por *GE American Communications Inc.*, cuando la RCA pasó a formar parte de ella. En la tabla 3.4 se muestran las características de los satélites que lanzaron. Hasta la fecha GE mantiene activos a los satélites *Satcom C3, C4, C5 y K2*.

Tabla 3.4 Características de los satélites *Satcom* que se lanzaron.

Satélites <i>Satcom</i>	1, 2 y 3	3R, 4 y 5	6 y 7	K1 y K2	C1	C3 y C4
Lanzamiento	19751-979	1981-1982	1983	1986-1985	1990	1992
Masa (kg)	464	1070/600	1120/600	1930/1050	1169/687	1370/784
Transpondedores	24	6/18	24	16	24	24
PotenciaTWT	-	8.5/5.5	8.5	47	8.5 (SSPA)	17
Banda	C	C	C	Ku	C	C
Modelo	GE 1000	GE 3000	GE 3000	GE 4000	GE 3000	GE 3000
Arreglo solar (m)	-	11.2	14.33	19.3	14.33	15.1
PIRE Máx. (dBW)	-	37	36	48	36	-

3.2.2.2 WESTAR

La Western unión colocó en órbita el primer satélite norteamericano (*Westar 1*) en abril de 1974. Fue secundado por el *Westar 2* en octubre del mismo año. El *Westar 3* se lanzó en junio de 1979. El servicio comercial comenzó en agosto de 1974 con cinco terminales terrestres (cuyos reflectores parabólicos eran de 15 metros) localizadas en Nueva York, Los Angeles, Chicago, Dallas y Atlanta. Estos satélites se convirtieron en parte integral de la red de la *Western Union*, brindaban servicios de telex, voz, datos, fax, vídeo punto a punto, y vídeo punto-multipunto.

El diseño de los satélites de este sistema se basó en el de los *Anik A*, construidos por la entonces *Hughes Aircraft Company*. Tenían 12 transpondedores, soportaban 7 000 circuitos telefónicos o 12 canales de televisión, y operaban en banda C. Más tarde se añadieron tres satélites más a la flota de la *Western Union*. Se trataba

de los *Westar 4, 5 y 6*¹¹; modelo Hughes 376. En la tabla 3.5 se listan algunas características adicionales los satélites de esta Compañía.

Tabla 3.5 Características de los satélites Westar.

Satelites Westar	1, 2 y 3	4, 5 y 6
Lanzamientos	1974, 1974 y 1979	1982, 1982 y 1984
Masa Lanz./Órbita(kg)	572/300	1100/585
Modelo	HS 333	HS 376
No. de transpondedores	12	24
Potencia del TWT (W)	7.5	7.5
PIRE Máxima (dBW)	34	34
Potencia primaria (W)	250	820
Diámetro/Altura	1.9/3.45	2.16/2.74 (6.6 extendido)



Figura 3.5 Satélite Westar I.

¹¹ El Westar 6 se colocó en una mala órbita debido a que su motor de perigeo falló; sin embargo, fue recuperado en 1984 y después se convirtió en el satélite Asiasat 1, que aún se encuentra operando en 112 °E. Por su parte los Westar restantes han sido retirados de servicio.

3.2.2.3 COMSTAR

Los dos primeros satélites *Comstar* (puestos en órbita en 1976) de la *COMSAT General Corporation* fueron arrendados a la AT&T y GSAT, y se integraron a su red telefónica nacional; con esto comenzó una nueva era en llamadas de larga distancia para usuarios en esa nación. En 1978 se lanzó un tercer satélite de esta organización, y en 1981 el cuarto. Las estaciones terrestres de la AT&T se localizaban en California, Illinois, Georgia, Pennsylvania. Mientras que las de GSAT se encontraban en Hawaii, California y Florida.

Comstar reusaba la banda C por polarización, aumentando en la misma proporción la capacidad del satélite. 12 transpondedores se usaban para transmitir y recibir con polarización vertical y los otros 12 con polarización horizontal, por eso tenía dos antenas tipo reflectores iguales, con un polarizador vertical y horizontal respectivamente. Adicionalmente al equipo necesario para trabajar en la banda C, cada Comstar llevaba consigo equipo experimental para realizar pruebas de comunicación en las bandas de 19 y 28 GHz (región de super alta frecuencia en uso limitado).



Figura 3.6 Satélite Comstar I, en la fotografía se pueden apreciar sus dos reflectores. Uno de ellos operaba con polarización vertical y el otro con polarización horizontal. (Boeing Satellite Systems, Inc., <http://www.boeing.com>)

Tabla 3.5 Características de los satélites Comstar de COMSAT.

Satélite Comstar	1, 2, 3 y 4
Lanzamiento	1976, 1976, 1978 y 1981
Masa Lanzamiento/Órbita(kg)	1516/911
Modelo	HS 351
Transpondedores	24
Potencia del TWT (W)	5
Potencia primaria (W)	570
Diámetro/Altura (m/m)	2.38/6.34
PIRE Máximo (dBW)	33

3.2.3 Aplicaciones de los sistemas domésticos

Una de las aplicaciones de estos sistemas de cobertura nacional en los Estados Unidos, fue la entrega de televisión y programas de sonido a los distribuidores de sistemas de televisión por cable, estaciones de transmisión locales, hoteles, etc. La primera transmisión por satélite de televisión pagada se hizo en 1975; en 1982 había ya cerca de 10 000 estaciones de sólo recepción (TVRO, por sus siglas en Inglés) alimentando a los sistemas de televisión por cable. Este rápido crecimiento condujo a la reducción del costo de las estaciones TVRO. A mediados de los 80's el costo de una TVRO¹² era de 2 000 USD, y cerca de un millón de ellas estaban en uso. [Dalgleish, P. 24]. Muchas de estas estaciones pertenecían a propietarios privados legales, los cuales usaban los programas recibidos para redistribuirlos entre usuarios que contrataban los servicios (como en el caso de hoteles y sistemas de TV por cable). Algunas otras eran usadas ilegalmente por "piratas" para brindar servicios a conjuntos habitacionales y otros usuarios; por eso se introdujo la codificación (para prevenir la recepción no autorizada) que rápidamente fue aceptada en los sistemas satelitales. Como resultado las ventas de las TVRO disminuyeron considerablemente por un tiempo. Otro mercado que desde los inicios tuvo gran aceptación fueron los terminales de apertura muy pequeña, tema que se estudia en el apartado 3.3 de este capítulo.

3.2.4 PALAPA: Sistema doméstico de Indonesia

Indonesia se compone de cerca de 13 000 islas distribuidas sobre una distancia de 5 000 km. Este país fue el siguiente (después de USA) en establecer un sistema satelital de carácter nacional. Las comunicaciones entre las islas estaban

¹² Cada terminal de solo recepción incluía una antena de 3 metros de diámetro, el LNA, un *downconverter* y el receptor.

gobernadas por enlaces de radio en HF; dentro de ellas se realizaban mediante enlaces de microondas. La planeación de una nueva infraestructura de comunicaciones mostró que un sistema de satelital era apropiado para satisfacer sus necesidades: la interconexión entre islas y la distribución de televisión educativa y de entretenimiento.

En 1975 comenzó el programa *PALAPA*, cuando el gobierno de esta nación acordó con Hughes la producción de dos satélites, una estación de control maestra y nueve estaciones terrenas. El primer satélite (*Palapa A1*) inició servicios en 1976, el segundo (*Palapa A2*) en 1977. Su diseño era muy parecido a los satélites Anik y Westar que el productor había construido. Otras compañías construyeron otras 30 estaciones terrenas para completar el segmento terrestre del sistema; mismo que era controlado y operado por PERUMTEL, las compañía concesionada en el ramo de las telecomunicaciones. La antena de los satélites (de haz conformado y 1.5 m de diámetro) fue especialmente diseñada para concentrar su potencia en todas las islas de la nación; incluyendo la región sureste del continente asiático: Filipinas, Singapur, Malasia y Tailandia. Cada satélite tenía una capacidad de 6 000 canales telefónicos o 12 canales de televisión a color simultáneos, o cualquier combinación entre ambos.

Las estaciones terrenas recibían el tráfico del satélite y lo entregaban a las instalaciones de PERUMTEL en cada una de las ciudades, la infraestructura terrestre de la compañía (consistente de una red de microondas) se encargaba de distribuir el tráfico correspondiente a servicios de vídeo, voz, datos y facsímil. A finales de los 80's, este sistema comprendía cerca de 200 estaciones terrenas con antenas de 5 y 10 m de diámetro.

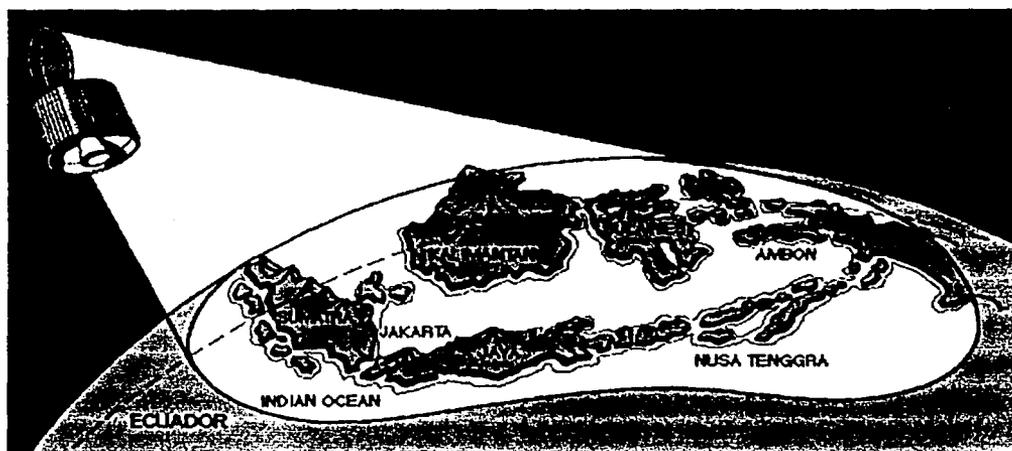


Figura 3.7 Huella de iluminación de un satélite Palapa A. (Boeing Satellite Systems, Inc., <http://www.boeing.com>)

La segunda generación de satélites de Indonesia se integró con cuatro satélites denominados Palapa B1, B2R¹³, B2P y B4; lanzados exitosamente en 1983, 1990, 1987 y 1992, respectivamente. Los cuatro Palapa de la serie B (modelo Hughes 376) se introdujeron para continuar brindando servicios de televisión, facsímil, telefonía y servicios de transmisión de datos, en Indonesia. Su cobertura se amplió hacia Papua, Nueva Guinea, y algunas naciones de la Asociación de Naciones Asiáticas del Sureste (ASEAN), incluyendo Brunei, Malasia, Filipinas, Singapur y Tailandia.

Los satélites Palapa B duplicaron la capacidad y el tamaño, comparados con los de la primera generación que reemplazaron; y multiplicó por un factor de 4 la potencia primaria. Tenían dos paneles solares cilíndricos en forma de telescopio, y una antena que se doblaba para compactarla durante el lanzamiento. Una vez colocados en órbita su antena, de 1.8 metros, se levantaba y el panel solar se extendía, la altura del panel extendido era de casi 7 metros. Cada uno de los transpondedores a bordo de los satélites contaba con capacidad de manejar 1 000 circuitos telefónicos o un canal de TV a color. Para balancear el aumento en la capacidad del sistema, algunas estaciones terrenas (incluyendo la de control maestro) se modificaron.



Figura 3.8 Huella de iluminación de un satélite Palapa B. (Boeing Satellite Systems, Inc., <http://www.boeing.com>)

¹³ Originalmente este satélite se denominó Palapa B2. Sin embargo, cuando se trató de colocarlo en órbita (en febrero de 1983) se presentó una falla y se dejó en una órbita inclinada. En noviembre de ese mismo año el satélite fue rescatado por la nave espacial Space Shuttle y lo retornó a la Tierra. Después de repararlo fue vendido nuevamente a Indonesia y lanzado exitosamente en 1990.

Los haces de transmisión y recepción se crean mediante una apertura compartida y una antena con dos superficies selectivas desplazadas ligeramente una de la otra. La superficie frontal es sensible a los haces polarizados horizontalmente; la superficie trasera es sensible a los haces polarizados verticalmente. Cada reflector dirige las señales hacia redes diferentes de alimentación. Esta nueva tecnología sustituyó a la de doble antena como la del *Comstar I* (Fig. 3.6), con el consiguiente ahorro de masa y costo.

3.2.5 Estaciones terrenas de menor tamaño y servicios especializados

La primera generación de estaciones terrenas usaba antenas muy grandes (de hasta 30 m de diámetro) y su costo era de varios millones de dólares. Sin embargo, el precio por canal era bastante aceptable porque estas estaciones estaban dedicadas a manejar una cantidad considerable de tráfico. EL uso de terminales de menor tamaño reduce la capacidad de un sistema de comunicaciones por satélite, y esto resulta en el aumento del costo por canal. Sin embargo, para estaciones que soportaban tráfico relativamente bajo, los ahorros en la estación terrena compensaban los cargos impuestos por este aumento. INTELSAT, por ejemplo, introdujo estaciones terrenas de alrededor de 12 m (estándar B), que manejaban rutas con tráfico ligero. El transcurso del tiempo ha conducido a la disponibilidad y uso de antenas cuyo diámetro puede caer en un amplio rango de medidas. El extremo opuesto fue representado por las VSATs con diámetros de hasta 1 m, aproximadamente.

La disponibilidad de mayor potencia y ancho de banda en los satélites de la década de los 80 evitaba el uso de las grandes antenas empleadas en las primeras generaciones de satélites. Por eso las grandes estaciones terrenas ya no eran necesarias, aún en las rutas de alto tráfico: el diámetro de 30 m en las grandes estaciones terrenas se cambió a 18 m. Las antenas de menor tamaño presentaban un característica peculiar: se podían instalar cerca de las instalaciones del usuario. Esto representaba varias ventajas potenciales:

- Interconexión directa entre dos sitios vía satélite; la capacidad de los enlaces era superior a los ofrecidos por las redes locales.
- El servicio se tenía tan rápido como se instalaran las estaciones terrenas; no había necesidad de esperar el establecimiento de las conexiones vía redes terrestres.
- La mayoría de las fallas en las redes terrestres se presentaban en la conexión entre la central y los usuarios; en contraste, los satélites prácticamente nunca fallan, y las estaciones con estaciones terrenas en las instalaciones del usuario pueden ser muy confiables.
- Se podían conseguir canales digitales con velocidades diversas, mientras que los canales conmutados terrestres de 64 kbps se comercializarían ampliamente hasta los 90's.

Estas ventajas fueron apreciadas particularmente en el mercado de sistemas privados. Estos también eran conocidos como sistemas de negocios o de servicios especializados. Proporcionaban todos los servicios (con coberturas nacionales, regionales o internacionales) requeridos por usuarios como organizaciones gubernamentales y de negocios; éstos incluían transferencia de datos a alta velocidad, videoconferencia (con tasas de 1.5 o 2 Mbps), facsímil de alta velocidad, correo electrónico, y canales digitales de 56 y 64 kbps o cualquier múltiplo de ellos. Estos servicios se identificaban como IBS¹⁴, telepuertos y VSATs¹⁵.

3.2.5.1 Servicios Internacionales de Negocios

Los servicios internacionales de negocios se pueden prestar mediante:

- a) Puerta de enlace nacional (*gateway nacional*): Una estación terrena con antena grande (por ejemplo, una estación estándar B), cuya cobertura es gran parte o toda una nación.
- b) Puerta de enlace urbana: Una estación con antena de tamaño medio¹⁶, la cual sirve a una ciudad pequeña o a una región industrial.
- c) Puerta de enlace de usuario: Una estación terrena pequeña¹⁷ en las instalaciones del usuario, usada únicamente por él.

Los satélites Intelsat VB fueron los mejores equipados para IBS. Estos satélites usaban la banda de frecuencia de 12 GHz (parte de la cual se había asignado exclusivamente para comunicaciones por satélite en Europa y Africa), así como las bandas 14/11 y 6/4. INTELSAT ofrecía dos tipos de servicios de negocios: red cerrada y red abierta. Para los sistemas cerrados se especificaban únicamente las características de transmisión RF requeridas (sin tomar en cuenta los parámetros del segmento terrestre), para asegurar la compatibilidad con el satélite y evitar interferencias con sistemas adyacentes. Estos sistemas funcionaban bien cuando todos los usuarios pertenecían a una organización, o cuando dos partes necesitaban alcanzar un acuerdo. Pero era casi imposible lograr un acuerdo para la comunicación entre más participantes que operaran servicios domésticos con equipos diferentes. La red abierta de INTELSAT evita este tipo de dificultades, ya que las terminales se especificaban con detalle para lograr la interconexión con otras que cumplieran con las mismas especificaciones. La estandarización de terminales redujo los costos y facilitó la interconexión entre sistemas; así, INTELSAT y EUTELSAT armonizaron sus especificaciones para terminales de redes abiertas.

¹⁴ *International Business Services.*

¹⁵ *Very Small Aperture Terminal.*

¹⁶ Las estaciones terrenas tipo E2 (14/12 GHz) y F2 (6/4 GHz), con diámetros de 5.5 y 7.5 m respectivamente, se implementaron como *gateways* urbanas.

¹⁷ Las estaciones terrenas tipo E3 (14/12 GHz) y F3 (6/4 GHz), con diámetros de 3.5 y 4.5 m respectivamente, fueron apropiadas para usarse como *gateways* de usuario.

3.2.5.2 Telepuertos

Originalmente se otorgó el nombre de telepuerto a un sitio lo suficientemente grande para albergar un conjunto de estaciones terrenas y edificios comerciales, localizado cerca de una ciudad; pero elegido de tal forma que se minimizaran las interferencias. Los edificios y estaciones terrenas se conectaron mediante fibras ópticas, también se utilizaban para conectar el telepuerto con los edificios corporativos en la ciudad. Más tarde el término se aplicó a aquel sitio con una puerta de enlace urbana, que proporcionaba servicios especializados a una comunidad local de negocios.

3.2.5.3 Terminales de apertura muy pequeña (VSATs)

Las terminales de apertura muy pequeña (VSATs) no hacen eficiente uso de la potencia y el ancho de banda del satélite. No obstante, resultaron ser muy baratas y en un principio su aplicación se dirigió hacia sistemas de redes privadas en las que se necesitaba de un gran número de terminales. Ventajas como bajo costo, diámetro menor a 2 m, y fácil instalación, propiciaron que este mercado creciera rápidamente, no sólo en Norteamérica, sino también en Europa y Japón.

El uso de estaciones de antenas muy pequeñas en las estaciones terrenas exigía el uso de satélites de mayor potencia, para tasas de transferencia relativamente pequeñas. Esto no representó un problema, ya que el costo por estación era bajo. Los sistemas de VSAT usaron *spread spectrum* o corrección de errores para proveer buen rendimiento y reducir las interferencias de y hacia otros sistemas. Por eso tienden a usar mucho ancho de banda y potencia en el satélite. INTELSAT ofrecía dos tipos de servicios de VSATs: INTELNET I e INTELNET II, que eran servicios de distribución y recolección de datos, respectivamente.

3.3 Redes de VSATs

El desarrollo de las VSATs se debió en gran medida a los desarrollos tecnológicos en amplificadores de potencia de estado sólido, convertidores de frecuencia de bajo costo, procesamiento digital y circuitos de alta escala de integración. La arquitectura de las redes de VSATs puede ser observada desde dos perspectivas: una física y otra lógica. Dependiendo de su topología, las características de las redes pueden variar en cuanto a capacidad y rendimiento. Generalmente las redes de VSATs de esta década se caracterizaron por poseer una topología física tipo estrella, terminales de bajo costo en las instalaciones del usuario y el uso de un satélite como trayectoria principal de comunicación entre éstas y la terminal central (denominada *Hub*) de la red.

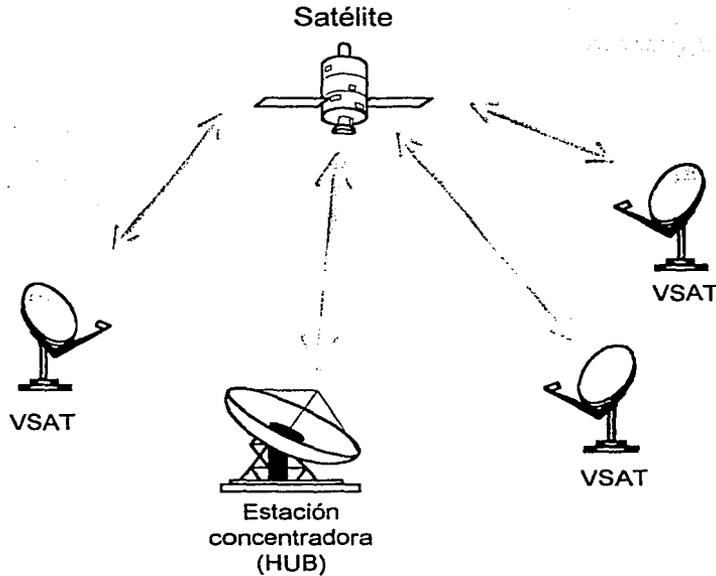


Figura 3.9 Red de VSATs en configuración física de estrella. La comunicación directa entre VSAT no era posible, para lograrla se utilizaba la técnica de dos saltos (VSAT-HUB-VSAT).

3.3.1 Arquitectura Física y lógica

En la figura 3.9 se muestra la configuración física de una red VSAT genérica en banda Ku. Aunque existían redes similares en banda C, el ancho de banda disponible en la banda Ku permitía la aplicación de comunicaciones de datos a alta velocidad y redes de comunicaciones integradas. Los dispositivos de los usuarios remotos se conectaban directamente, o mediante enlaces terrestres, a la terminal VSAT; misma que fungía como la interface en la red. En la estación HUB, los usuarios se conectaban localmente, o al igual que en el caso de las VSAT, mediante circuitos terrestres de acceso.

La comunicación de las terminales VSAT remotas al HUB se definieron como comunicaciones “en banda”, y en el sentido contrario, comunicaciones fuera de banda. Las portadoras para lograr esta comunicación se diferenciaron, principalmente, por dos características:

1. La portadora para comunicaciones fuera de banda tenía una tasa de transmisión mayor, permitiendo que múltiples VSATs recibieran un canal común “fuera de banda”.

2. Las transmisiones para comunicación en banda se realizaban con un método de ráfagas, mientras que para el caso de transmisiones fuera de banda se utilizó una portadora con modulación continua. Esto se hacía para mantener un demodulador de bajo costo en la terminal VSAT.

Una característica de las redes VSAT de esta década fue que la comunicación directa de VSAT a VSAT no era posible; este tipo de enlace era proporcionado usando la técnica de dos saltos (VSAT a HUB a VSAT), que daba la topología lógica de malla a la red.

3.3.2 Elementos básicos de la red

A continuación se mencionan algunas de las características de las terminales VSATs, estación concentradora (HUB) y el satélite de comunicaciones, principales elementos de una red de VSATs de los años 80.

3.3.2.1 Terminal VSAT en las instalaciones del usuario

La terminal se caracterizó por su antena de bajo costo (de 1.2-1.8 metros para sistemas en banda Ku), facilidad de instalación y mantenimiento, flexibilidad en la configuración y alta confiabilidad. Se dividió en dos bloques funcionales, como se indica a continuación, en la tabla 3.6.

Tabla 3.6 Unidades funcionales de una VSAT.

Unidad interna (<i>Indoor Unit</i>)	Unidad externa (<i>Outdoor Unit</i>)
<ul style="list-style-type: none"> ◆ Encargada de realizar todas las funciones de procesamiento para la terminal. ◆ Proveía interfaces hacia el equipo del usuario y a los recursos de red. 	<ul style="list-style-type: none"> ◆ Terminal de radiofrecuencia responsable de recibir/transmitir las portadoras de/hacia el satélite. ◆ Encargada de realizar el cambio de frecuencia de banda Ku a la frecuencia intermedia usada en los métodos de modulación o demodulación. ◆ Del lado de recepción el equipo de radio incluía el amplificador de bajo ruido (LNA) y del lado transmisor el amplificador de potencia (HPA).

3.3.2.2 Estación concentradora (HUB)

La estación HUB se caracterizó por el uso de una antena grande, usualmente entre 5 y 9 metros de diámetro. La configuración de los componentes de una estación de

este tipo era redundante, ya que una falla en ella podía afectar la operación de toda la red. La configuración del equipo es similar a la de la terminal VSAT, en el sentido de que se componía por dos bloques funcionales: radiofrecuencia y procesamiento en banda base. Esta estación también debía proporcionar capacidades de administración de la red.

3.3.2.3 Segmento Espacial

El segmento espacial era proporcionado por algún transpondedor de un satélite geostacionario comercial en banda C ó Ku. En los sistemas en banda Ku, al igual que hoy en los sistemas en banda Ka, los usuarios centraban su atención en los efectos de la lluvia en el enlace de comunicaciones. En la práctica, los enlaces se diseñaban para una disponibilidad deseada, y se implementaban márgenes para garantizar un buen nivel de disponibilidad a una red. En algunas áreas con una alta densidad de lluvia y baja potencia en la cobertura del satélite se compensaba con antenas de mayor tamaño para obtener los márgenes requeridos de rendimiento. La economía en el segmento espacial fue muy importante para las redes privadas de VSATs porque el costo de este recurso fue, y sigue siendo, elevado; por eso se buscaban las técnicas apropiadas para lograr que un buen número de terminales compartieran el segmento espacial. El segmento espacial podía ser arrendado en fracciones de transpondedor, de tal forma que una red podía ser configurada con la cantidad necesaria de capacidad en el satélite que era requerida.

3.4 INTELSAT

3.4.1 Intelsat V, VA y VB: Reuso de frecuencia mediante polarización dual

En la actualidad INTELSAT todavía tiene un satélite de esta generación en servicio en la región IOR, localizado en una longitud $330.5^{\circ} E^{18}$, de un total de 15 construidos por la *Ford Aerospace*¹⁹. La tecnología asociada les permitía hacer reuso de frecuencia hasta 4 veces (por separación espacial y polarización cruzada). Además, eran satélites híbridos: operaban en las bandas C y Ku. La versatilidad y las capacidades avanzadas de estos satélites permitieron que INTELSAT introdujera algunos nuevos servicios; un gran número de países arrendó capacidad para servicios domésticos y televisión internacional. De esta forma las compañías distribuidoras de TV pudieron usar, por primera vez, estaciones terrenas muy pequeñas, de fácil transporte, introduciendo así la era de la distribución (*broadcasting*) de eventos importantes, en vivo, desde cualquier lugar en el mundo.

El Intelsat V generaba diferentes tipos de haces: globales, hemisféricos (conocidos como haces hemi), de zona y puntuales. En la Figura 3.10 se muestran ejemplos de áreas de cobertura de zona, hemisférico y puntuales del Intelsat 511,

¹⁸ Intelsat 511.

¹⁹ En nuestros días *Loral Space Systems*.

actualmente en operación. Las transmisiones globales de y hacia el satélite fueron polarizadas circularmente hacia la izquierda y hacia la derecha respectivamente; las transmisiones de haces hemi utilizaron polarizaciones idénticas que en cobertura global; no había interferencia porque se destinaron partes diferentes de la banda C de frecuencia. Los haces de zona se polarizaron ortogonalmente a los haces hemisféricos.

Las antenas de haz concentrado recibían a 14 GHz y transmitían a 11 GHz; una de estas antenas apunta hacia el Este y la otra al Oeste. Estos haces estaban separados lo suficiente para que hubiera una interferencia muy pequeña entre ellos. Sin embargo, se usaron transmisiones con polarización ortogonal para dar un aislamiento adicional. La lluvia reduce el grado de aislamiento en las transmisiones con polarización cruzada; esta reducción es menor en polarización lineal que en circular, y es por ello que los haces concentrados se polarizaron linealmente. Se utilizó polarización circular para transmisiones en la banda C, debido a que de esta forma las transmisiones no eran afectadas por el efecto de rotación de Faraday.²⁰

Una antena simple de transmisión generaba los haces de zona y hemisféricos desde el satélite; de forma similar, una antena simple de recepción, recibía las transmisiones de zona y hemi desde las estaciones terrenas. Cada una de estas antenas consistía de un reflector parabólico alimentado por un arreglo de 88 cornetas; cada una de ellas manejaba simultáneamente RHCP y LHCP. Los haces hemisféricos daban un patrón de cobertura que se adecuaba a la operación en las tres regiones oceánicas, pero los patrones de cobertura de zona eran diferentes en cada región. Este satélite contaba con switches que permitían configurar las cornetas alimentadoras y aproximar la forma del haz a la cobertura requerida²¹. La configuración podía ser modificada mediante comandos desde la Tierra, si el patrón de cobertura tenía que cambiar, debido a que el satélite se moviera de una región a otra.

Cada satélite contaba con 7 receptores (uno para cobertura global, dos hemisféricos, dos de zona y dos puntuales). Las transmisiones recibidas se dividían en canales por medio de un arreglo de filtros paso banda. Después de que las frecuencias se cambiaban para su retransmisión, cada canal se alimentaba a un amplificador de potencia por separado y se recombinaba para transmitirlos mediante los siete haces de bajada. Los canales se direccionaban de los haces de recepción a

²⁰ La ionosfera comprende varias capas de iones y electrones libres que generalmente ocurren a alturas entre 50 y 500 km. Las transmisiones a frecuencias menores a 30 MHz pueden ser completamente reflejadas o absorbidas por la ionosfera. A mayores frecuencias, las transmisiones pasan por esta capa pero son atenuadas y el plano de rotación en transmisiones linealmente polarizadas se gira. Las magnitudes de la atenuación y la rotación dependen del estado de la ionosfera y disminuyen al aumentar la frecuencia. La atenuación es despreciable para varios cientos de MHz, mientras que la rotación Faraday es cerca de 100°, 5° y menos de 1°, para frecuencias de 1 GHz, 4 GHz, más de 10 GHz respectivamente.

²¹ Como se menciona en el siguiente capítulo 5, la tecnología de antenas de los años 90 permitió que los masivos arreglos de cornetas alimentadoras fueran sustituidos por dos cornetas, usando un reflector parabólico perfilado, que resultó en un patrón de cobertura también conformado.

los haces de transmisión por medio de matrices de conmutación, las cuales podían ser configuradas desde la Tierra para satisfacer el patrón de tráfico. El ancho de banda total proporcionado por el Intelsat V es cerca de 2 000 MHz, con una capacidad de 1200 circuitos telefónicos y 2 canales de televisión.



Figura 3.10 Patrones de cobertura del Intelsat 511, localizado actualmente en 330.5°E . En la figura se muestran patrones de cobertura global, hemisféricos y de zona.

La principal diferencia entre un Intelsat V y VA fue la adición al último de antenas de haz puntual (de aproximadamente 5°) para enlaces de bajada. Estas trabajaban en 4 GHz y usaban los mismos reflectores usados para generar los haces puntuales en la banda Ku. La capacidad de un Intelsat VA aumentó 3 000 canales más que en el diseño original. Los satélites VB fueron variantes del V, destinados a proporcionar servicios de negocios. Los satélites operaban en las bandas 6/4 GHz y 14/11 GHz o 14/12 GHz, la opción de trabajar en 11 o 12 GHz era elegida mediante comandos terrestres. La ventaja de usar 12 GHz radica en que la banda 12.5-12.75 GHz, se había asignado exclusivamente para las comunicaciones de enlace descendente por satélite en la Región 1 de la ITU (Europa, Africa y parte del Medio Oriente). Las estaciones terrenas recibiendo en estas frecuencias podían entonces ser situadas en áreas urbanas de la Región 1 sin riesgos de interferir con estaciones terrestres. El Intelsat VB se diseñó de tal forma que proporcionara mayor flexibilidad en la

conexión del haz de entrada y de salida; de esta manera cualquier señal recibida pudo ser retransmitida en cualquiera de los haces puntuales, hemi o de zona.

3.4.2 INTELSAT VI: SS-TDMA

Tan rápido como crecían las comunicaciones entre los países, también lo hacía la necesidad de sistemas de satélites cada vez más complejos. Para satisfacer estas necesidades INTELSAT firmó, en 1982, un contrato con la entonces Hughes Space and Communications Company para construir una nueva generación de satélites. El satélite Intelsat VI resultó ser el más complejo y masivo hasta entonces construido. A la fecha la organización mantiene en órbita los 5 satélites de esta serie.

Usando técnicas de modulación digitales sofisticadas, cada aparato soporta el equivalente a 120 000 llamadas telefónicas y tres canales de televisión, mediante 48 transpondedores (38 operando en la banda C y los restantes en la banda Ku). Los transpondedores pueden interconectarse usando matrices estáticas de conmutación o una red con capacidad de acceso múltiple por división en el tiempo con conmutación en el satélite SS-TDMA, que fue la tecnología novedosa incluida en este satélite. El corazón del sistema es un conmutador de microondas que "hace saltar" un haz²² entre seis regiones de cobertura, con tiempos de conexión de 4 ms por ráfaga. Esta característica mejora considerablemente la interconectividad canal a canal entre usuarios.

El sistema para generar los haces hemisféricos y de zona, comprende dos grandes antenas que operaban en banda C; cada una de ellas generaba dos haces fijos para cobertura hemi y cuatro haces aislados para cobertura de zona; estos últimos pueden reconfigurarse en órbita para dar servicio en las diferentes regiones del mundo. También contiene antenas de haces puntuales móviles para reapuntarlas en órbita, antenas de corneta de cobertura terrestre y un par de antenas omnidireccionales en banda C para telmetría, rastreo y comando. La figura 3.11 muestra algunos patrones de cobertura de este satélite.

²² *Hopping beam*. El término se utiliza para referirse a un haz puntual que permanece "de visita", en una porción del área de cobertura del satélite, el tiempo necesario para realizar el intercambio de información, e inmediatamente después se conmuta hacia otra localidad.

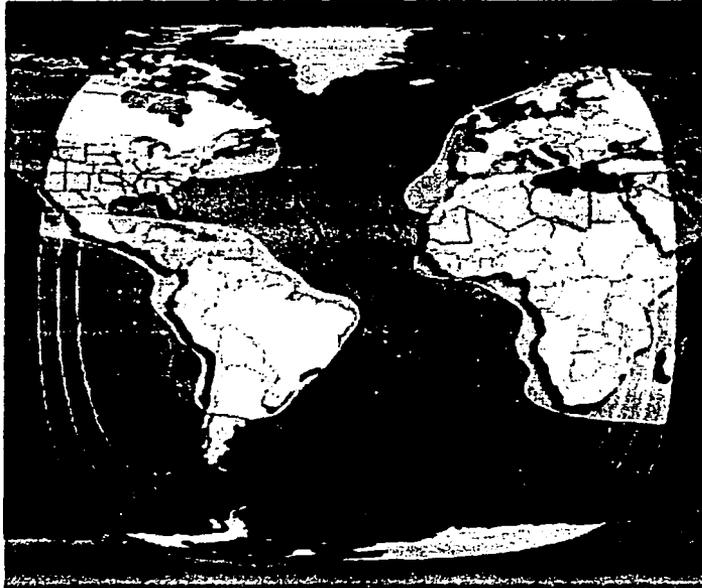


Figura 3.11 Patrones de cobertura de zona, hemisféricos y globales del Intelsat 601, que actualmente ocupa la posición orbital 335.5 °E. (INTELSAT, <http://www.intelsat.com>).

El panel solar de este satélite generaba 2600 al inicio de su vida útil y su masa sin propelente es de 1910 kg. Mide 3.6 m de diámetro, 5.3 m de alto (compacto para su lanzamiento) y 11.7 m con sus paneles de celdas solares desplegados. Su vida útil de diseño es de 13 años. La tabla 3.7 muestra las fechas de lanzamiento de los satélites de esta generación, así como la posición orbital que ocupan actualmente, de donde se deduce que les quedan unos tres años de vida útil.

Tabla 3.7-a Características de los satélites Intelsat VI. Todos se encuentran actualmente en operación.

Satélite	Posición orbital	Vehículo de lanzamiento	Fecha de lanzamiento	Comentarios
601	325.5° E	Ariane 4	1991	En operación.
602	62° E	Ariane 4	1989	En operación.
603	335.5° E	Titán 3	1990	Falló la segunda etapa del lanzador, sin embargo fue restaurado en órbita, para colocarlo en su posición planeada. En operación.
604	60° E	Titán 3	1990	En operación.
605	332.5° E	Ariane 4	1991	En operación.

En la tabla 3.7-b se pueden observar las diferencias entre los satélites de las dos generaciones que INTELSAT colocó en órbita para brindar servicios durante las década de los 80.

Tabla 3.7-a Características de los satélites Intelsat V, VA y VI.

Generación	Intelsat V ²³ (V-F1 a V-F9)	Intelsat VA (V-F10 a V-F15)	Intelsat VI (VI-F1 a VI-F9)
No. de satélites activos a la fecha	0	1	5
Transpondedores en banda C por satélite	21	26	38
Transpondedores en banda Ku por satélite	4	6	10
Capacidad por satélite	12 000 circuitos telefónicos + 2 canales de TV	15 000 circuitos telefónicos + 2 canales de TV	120 000 circuitos telefónicos + 3 canales de TV.
Potencia primaria (W)	1 200	1 475	2 100
Masa en órbita (kg)	967	1 060	1 800
Estabilización	Tres ejes	Tres ejes	Por rotación
Ancho de banda total (MHz)	2 000	2 300	3 200

3.5 EUTELSAT

EUTELSAT fue creada en 1979, aunque con decretos interinos, tomó una estructura permanente en 1985. Fue el resultado de un amplio esfuerzo, por parte del bloque europeo, para alcanzar su independencia en el sector espacial. Otras facetas de este esfuerzo fueron el establecimiento de la Agencia Espacial Europea (ESA) en 1973 y la decisión de implementar el programa del lanzador Ariane el mismo año. Los principales objetivos de esta organización al momento de su creación fueron:

- Satisfacer los requerimientos específicos para las comunicaciones por satélite en Europa.
- Ayudar a la industria espacial europea a producir satélites de comunicación en serie, usando tecnologías desarrolladas en Esta región (estabilización en tres ejes, banda Ku, comunicaciones digitales).

²³ Como anteriormente se mencionó, los satélites que INTELSAT destinó para brindar servicios de internacionales de negocios, se denominaron VB. Son variaciones de los satélites V, con la opción de trabajar en el enlace descendente de la banda Ku en 11 o 12 GHz. La banda 12.5-12.75 se había asignado exclusivamente para el enlace descendente en la Región 1 de la ITU; con esto las estaciones terrenas en esa región pudieron ser situadas en áreas urbanas sin riesgo de interferir con sistemas terrestres.

➤ Proporcionar un mercado que apoyara el programa Ariane.

Durante la etapa interina EUTELSAT era una simple asociación de operadores de telecomunicaciones; la entidad definitiva establecida en 1985 tenía el estatus legal de una organización intergubernamental. EUTELSAT fue modelada en forma muy similar que INTELSAT. En un nivel político logró reunir 26 países europeos (Incluyendo la antes Yugoslavia y Turquía, excluyendo el bloque soviético). Al nivel operacional cada país estaba representado por su operador nacional de telecomunicaciones. El período comprendido de 1977 a 1982 fue dedicado a los preparativos técnicos, legales, financieros y administrativos para el establecimiento de la entidad permanente. La primera generación de satélites (conocida con el nombre de Eutelsat I) fue procurada por la ESA, bajo un convenio especial, y construida por la *British Aerospace*. Adicionalmente a Europa Oriental y las Islas del Atlántico, estos satélites cubrían la región del Mediterráneo, para satisfacer los requerimientos de la Unión Europea de Transmisión (EBU, por sus siglas en Inglés).

De 1983 a 1989 se implemento el sistema de satélites de EUTELSAT y se dio su crecimiento inicial, que fue mucho más rápido y satisfactorio que el pronóstico más optimista. Se planeó que el sistema estuviera compuesto por dos satélites únicamente, los cuales fueron lanzados en 1983 y 1984. Sin embargo, la demanda de capacidad (principalmente para aplicaciones de TV) era bastante alta, de tal forma que para 1988 se operaban simultáneamente 4 satélites EUTELSAT I. Todos fueron lanzados en cohetes Ariane, perdiéndose uno en 1985. Durante este período esta organización fue la pionera en transmisión de TV en Europa desde 13° al Este, alimentando en un principio las redes de televisión por cable, posteriormente para el sistema SMATV²⁴ y aplicaciones tempranas de DTH. EUTELSAT fue también el primer operador de satélites que ofreció servicios de telefonía digital y servicios digitales interactivos, ambos en 1985.

3.5.1 Satélites Eutelsat I

Los satélites de esta generación fueron diseñados para operar en las posiciones orbitales de 7, 10, 13 y 16 grados Este, para proporcionar servicios de transmisión de TV y telecomunicaciones: telefonía pública; servicios de negocios, de mensajería y posicionamiento; recolección de noticias; e intercambio de programas de televisión y radio de la EBU con el servicio móvil (terrestre y marítimo). Las fechas de lanzamiento y el estado de los 4 Eutelsat I se listan en la Tabla 3.8.

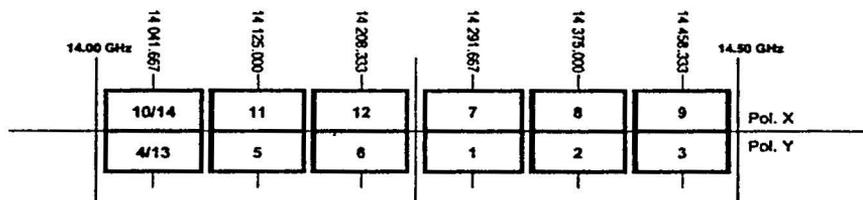
²⁴ *Satellite Master Antena Television System.*

Tabla 3.8 Datos de lanzamiento y estado de los satélites de la primera generación de Eutelsat.

Satélite	Fecha de Lanzamiento	Posición orbital	Estado
Eutelsat I F-1	Junio de 1983	-	Desorbitado en diciembre de 1996
Eutelsat I F-2	Agosto de 1984	-	Desorbitado en diciembre de 1996
Eutelsat I F-4	Septiembre de 1987	25.5 °	En órbita inclinada
Eutelsat I F-5	Julio de 1988	21.5 °	En órbita inclinada

Estos satélites se diseñaron con 9 transpondedores (a excepción del F-1 que contenía 7) y una vida útil mínima de 7 años, 5 años en órbita geoestacionaria y los restantes en una órbita inclinada. La Figura 3.12 muestra el plan de frecuencias utilizado. Hay un total de 14 canales para los enlaces ascendente y descendente, cada uno de 72 MHz de ancho de banda. Se usan 6 canales para enlace ascendente y 7 para enlace descendente, los cuales se reusan mediante polarización lineal ortogonal.

Enlace Ascendente



Enlace Descendente

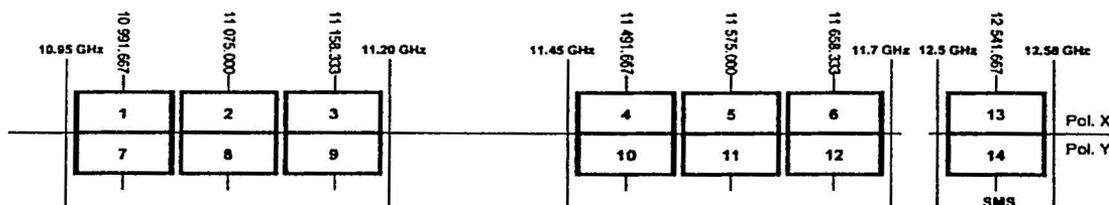


Figura 3.12 Plan de frecuencias para el Eutelsat I.

En la figura 3.13 se muestra la cobertura de forma elíptica de recepción de los canales 1 a 12, denominada *Eurobeam*. Eutelsat I tiene 4 coberturas de transmisión, incluyendo un *Eurobeam* (esencialmente con la misma cobertura que el de recepción) mostrado en la Figura 3.14. Las otras 3, son de haces puntuales: del Este, del Oeste y del Atlántico. En la Figura 3.15 se muestran ejemplos de coberturas de estos tres haces concentrados.

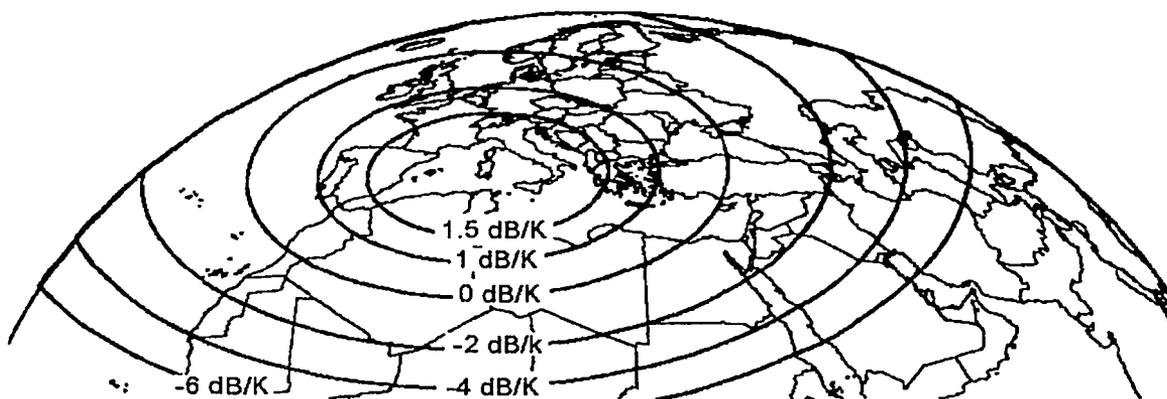


Figura 3.13 Ilustración de la cobertura del *Eurobeam* de recepción.

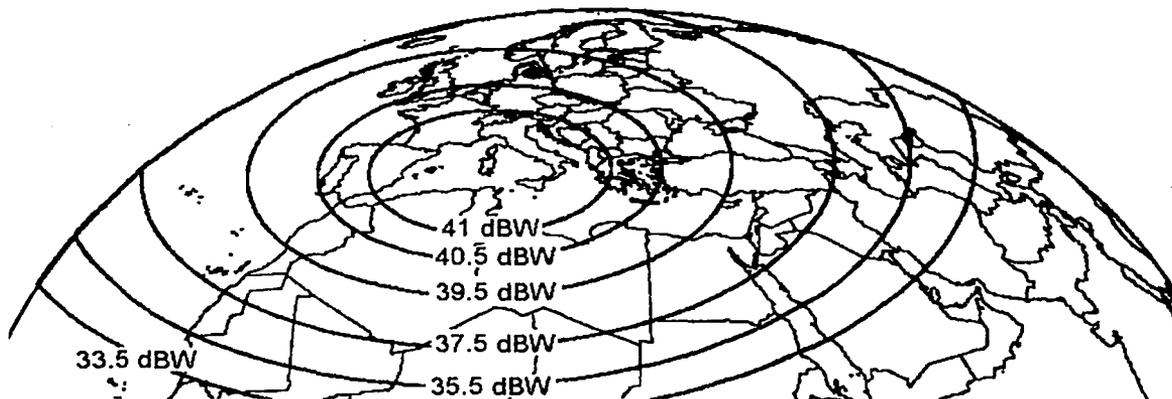


Figura 3.14 Ilustración de la cobertura del *Eurobeam* de transmisión.

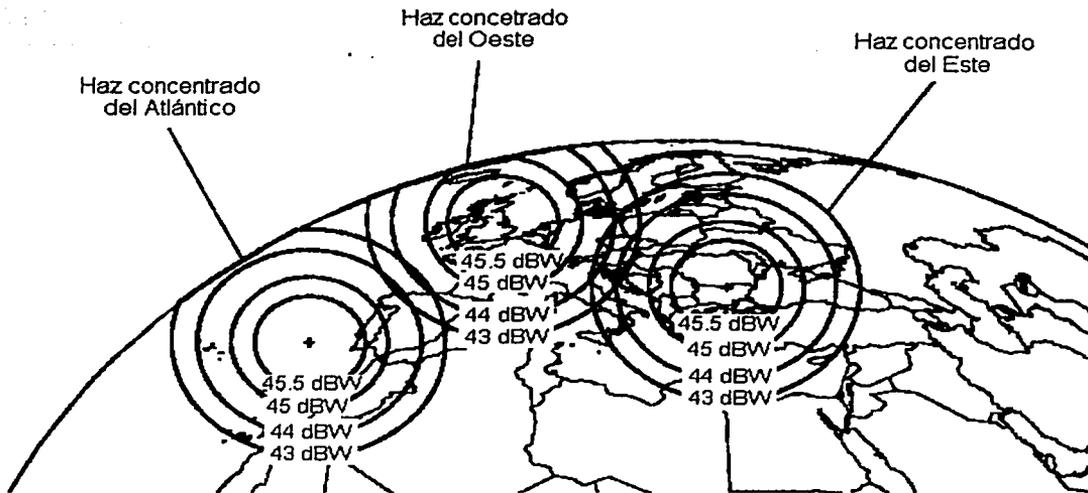


Figura 3.15 Cobertura de transmisión con haces puntuales.

3.6 Servicios Satelitales Móviles Aeronáuticos (AMSS)

El *Syncom 2* fue uno de los primeros satélites experimentales con los que se realizaron transmisiones de datos digitales a baja velocidad hacia un avión. En 1966, la NASA colocó en órbita GEO el Satélite de Aplicación de Tecnologías 1 (ATS-1), con el que se realizaron pruebas exitosas de comunicaciones aeronáuticas en VHF. Un año más tarde se lanzó el ATS-3; los experimentos demostraron la posibilidad de hacer transmisiones de voz bidireccionales de alta velocidad hacia una nave aérea. Las pruebas realizadas con estos dos satélites, en conjunto con varias compañías aéreas, arrojaron algunos datos de interés. Durante los siguientes años se establecieron algunas otras organizaciones con el propósito de estudiar más a fondo las características de los sistemas de comunicaciones aeronáuticas por satélite; se hicieron propuestas y estudios de sistemas en las bandas VHF, UHF y L, y los estudios realizados en esta última banda se realizaron con los satélites ATS-5 y ATS 6.

En 1972 se estableció el programa AEROSAT (*Aeronautical Satellite*), impulsado conjuntamente por Canadá, Estados Unidos y Europa. La finalidad de este programa era el estudio de la factibilidad de implantación de un segmento espacial dedicado para servicios aeronáuticos, además de realizar la experimentación, evaluación y

comunicaciones aeronáuticas por satélite usando el ATS-6, para comunicar un avión KC-135 de la Administración Federal de Aviación de Estados Unidos y una estación terrena de ATS/Rosman. Los datos recabados incluían demostraciones de ATC y pruebas de tecnologías aeronáuticas, como evaluación de modems y antenas. Desafortunadamente, a mediados de la década de los 70 las empresas involucradas enfrentaron tiempos difíciles y el sistema AEROSAT fue gradualmente abandonado; lo que provocó casi una década de estancamiento en el desarrollo de los AMSS.

A principios de la década de los 80 el tráfico aéreo se incrementó considerablemente, y las predicciones indicaban que para el año 2000 el número de pasajeros aumentaría a dos billones por año. El crecimiento acelerado de la transportación aérea generó serios problemas de congestión, especialmente en las principales rutas internacionales. Este problema, aunado a las consideraciones de seguridad, resultaron en retrasos en los vuelos y aumento de costos de operación para las líneas aéreas. Fue por esto que en 1983, la Organización de Aviación Civil Internacional (ICAO, por sus siglas en Inglés) estableció un comité especial, para estudiar las cuestiones económicas, institucionales, operacionales y técnicas relacionadas con un sistema futuro de navegación aérea, y para identificar y evaluar nuevas tecnologías. El reporte fue liberado después de cuatro años de trabajo, concluyendo que la explotación de la tecnologías de satélites, especialmente la de comunicaciones móviles por satélite, era la única solución viable para la solución de los problemas enfrentados por los sistemas de navegación aérea que operaban en la época (dominados por comunicaciones de radio poco confiables en HF y VHF). En 1991 la ICAO validó el concepto del sistema futuro de comunicaciones aeronáuticas y adoptó la idea de que los satélites se usarían ampliamente en los futuros sistemas de navegación, vigilancia y comunicaciones, mismos que serían desarrollados en las siguientes dos décadas.

La tabla 3.9 muestra cronológicamente los avances en comunicaciones aeronáuticas por satélite.

Tabla 3.9 Avances en comunicaciones aeronáuticas por satélite

Año	Experimentos y resultados.
1984	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Pruebas en VHF usando el Syncom 3. ▪ Demostración de transmisiones de baja velocidad usando un satélite de INMARSAT. ▪ Vuelos de prueba para transmisión y propagación, realizados por el Centro de Investigación de Comunicaciones Canadiense, y transmisiones de voz exitosas.
1985	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Demostración de un sistema experimental de enlace de datos en un vuelo. Entre los participantes figuraban <i>Rockwell International Corporation's Avionic Group, Ball Aerospace Systems Division, COMSAT y AvanteK Inc.</i> ▪ La posición del avión derivada del sistema de posicionamiento global se transmitió exitosamente a una estación terrena. Los resultados mostraron que el sistema podía proporcionar comunicaciones digitales

	bidireccionales para funciones de control de tráfico aéreo y mensajes de control operacional.
1986	<ul style="list-style-type: none"> Se terminó la experimentación por parte del Establecimiento de Investigación Aeroespacial Alemán, usando un satélite de INMARSAT en la región del Atlántico y un jet FALCON. Se midieron las características del canal aeronáutico en la banda L.
1987	<ul style="list-style-type: none"> Experimento "ambulancia aérea", ejecutado por el Centro de Investigación de comunicaciones/Canadá Comunicaciones, Teleglobe Inc., INMARSAT y el Gobierno de Ontario. Este experimento mostró que la infraestructura de comunicación satelital existente se podía usar para proveer enlaces de voz a aviones. Lanzamiento del satélite japonés ETS-V, cuyo objetivo era llevar a cabo experimentos con barcos, aviones y móviles terrestres. Desde este año y hasta 1989, se realizaron pruebas en la banda L usando un avión comercial. Se midieron parámetros como: el patrón de radiación de las antenas, desempeño de las transmisiones y evaluación de la calidad de la voz, así como, experimentos de control de tráfico aéreo. Entre este año y 1988 se realizaron pruebas de comunicaciones de voz y fax mediante un satélite de INMARSAT en la región del Pacífico, usando un avión comercial de pasajeros JAL Boeing 747.
1988	<ul style="list-style-type: none"> La Sociedad Internacional de Comunicaciones Aeronáuticas condujo algunos experimentos sobre el Océano Atlántico usando equipo desarrollado por la Agencia Espacial Europea.
1989	<ul style="list-style-type: none"> Prueba del sistema "Teléfono en el cielo" conducida por la <i>British Aerospace</i>, usando un satélite de INMARSAT y un Boeing 747; proporcionaron servicios experimentales telefónicos a los pasajeros. La NASA, COMSAT y la Administración Federal de Aviación ejecutaron pruebas de datos y voz en un enlace de comunicación satelital aeronáutico, a través del satélite Marecs 2 de INMARSAT. Se caracterizó el rendimiento de la terminal en los enlaces. En Estados Unidos se realizaron pruebas de Vigilancia Dependiente Automática, vía un satélite de INMARSAT. Durante este experimento se transmitió hacia la estación terrena la latitud y longitud del avión, velocidad y dirección del viento y altitud y velocidad de la nave. Con esto se demostró la factibilidad del uso de la flota de satélites de INMARSAT para ADS²⁵ de aviones, enlaces confiables entre el avión y los controladores de tráfico aéreo en Tierra, y que la comunicación por satélite mejoraría la seguridad aérea y revolucionaría los sistemas de comunicación en los aviones.

²⁵ *Automatic Dependent Surveillance*, por sus siglas en inglés. Es una función usada por los servicios de tráfico a través de la cual la nave aérea transmitía automáticamente, vía un enlace de datos, información derivada de los sistemas de navegación a bordo. Como mínimo manejaban datos como identificación del avión y vuelo, ruta preestablecida, referencia de seguimiento terrestre, posición tridimensional y algunas características meteorológicas, como temperatura y velocidad y dirección del viento.

3.6.1 Servicios prestados

En general hay cuatros servicios que pueden ser prestados por estos sistemas:

- Servicios de tráfico aéreo: Se refiere a comunicaciones con propósitos de control de tráfico, incluyendo la transmisión de datos de pronóstico del tiempo. Mediante estos servicios se intercambian mensajes concernientes a desastres, alertas, seguridad y regularidad de vuelo y condiciones meteorológicas. También incluyen funciones de vigilancia dependiente automática.
- Control de operaciones aeronáuticas: Intercambio de información entre una nave y su aerolínea. Se utiliza para iniciar, continuar y terminar un vuelo, con respecto a la seguridad y regularidad del mismo.
- Comunicaciones aeronáuticas administrativas: Usadas por las agencias operativas de los aviones para comunicaciones relacionadas con aspectos de negocios del vuelo y el servicio de transporte.
- Correspondencia aeronáutica pública: Los servicios de comunicación prestados a los usuarios para comunicaciones hacia la tierra, cuando la aeronave está volando.

3.6.2 Elementos del sistema

El sistema de comunicaciones aeronáuticas por satélite básico de INMARSAT (figura 3.16) consiste de los siguientes elementos:

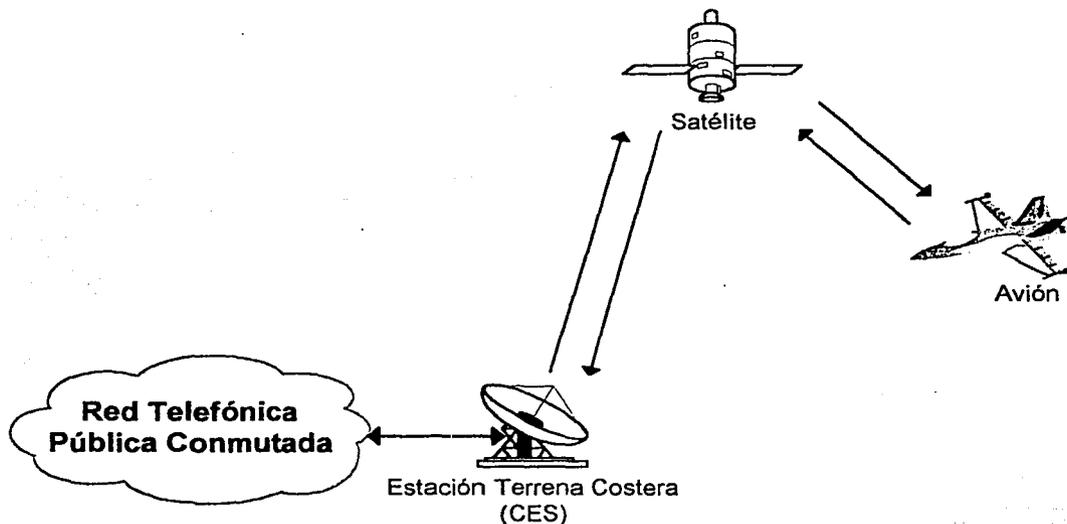


Figura 3.16 Sistema aeronáutico básico de INMARSAT.

- a) *El segmento espacial:* especialmente el transpondedor del satélite de comunicaciones y las bandas de frecuencia asignadas para el uso de los sistemas aeronáuticos. La primera generación de satélites de INMARSAT sirvió como segmento espacial para prueba y demostración de sistemas de comunicaciones aeronáuticas. Esto impulsó el desarrollo de los sistemas AMSS. Cada uno de los satélites de la segunda generación de INMARSAT, lanzados entre 1991 y 1992, cuenta con transpondedores designados para operar en una parte de la banda aeronáutica.
- b) *Estación terrena en el avión (AES):* es la interfaz entre el segmento espacial en banda L y el equipo de comunicaciones en el avión. *E-systems* ha sido el pionero en la investigación de equipo para naves aéreas, comenzando los estudios en 1981 y sus resultados generaron tres generaciones de componentes para sistemas de comunicaciones aeronáuticos por satélite, usando la red existente de INMARSAT. En 1986, INMARSAT firmó contratos por 3.3 millones de dólares con compañías como *Rockwell/Collins*, *E-systems*, *Ball Aerospace* y *Racal*, para producir antenas y el equipo de comunicaciones necesario para los aviones. Después de varios años de desarrollo, hubo mayor disponibilidad de equipo de comunicaciones para naves aéreas. Por ejemplo, las antenas simples montadas en la parte superior proveídas por *Marconi Co.* de Canadá y *Toyocom* de Japón, y las antenas conformadas de montaje lateral, ofrecidas por *Ball Aerospace*.
- c) *Estaciones terrenas (GES):* interfaces entre el segmento espacial en las bandas C y L, y con las redes terrestres de datos y de voz. Las estaciones terrenas fueron proveídas por tres principales consorcios: SKYPHONE (regiones IOR y POR), SAT AIRCOM (regiones AOR-E, AOR-W y POR) y COMSAT/KDD (regiones POR e IOR).
- d) *Redes Terrestres:* la red terrestre estaba integrada por *Aeronautical Radio, Inc.* (ARINC), de USA y la *Societe International de Telecommunications Aeronautiques* (SITA); estas organizaciones operaban redes especializadas de datos para atender las necesidades de las líneas aéreas. En conjunto, instalaron estaciones terrenas en las diferentes regiones oceánicas, en forma de malla, para combinar sus redes terrestres. Estas estaciones recibían las transmisiones del satélite y las dirigían hacia su destino en Tierra.

Bibliografía

Chakraborty D., *VSAT communications networks overview*, IEEE AES Communications Magazine, Mayo de 1988.

Chen G., Xiong Fuquin, *The development of aeronautical mobile satellite services over the past thirty years*, IEEE AES Systems Magazine, diciembre de 1994.

Gordon D., *Principles of communications Satellite*, John Wiley & Sons, 1993.

Maral G., *VSAT Networks*, Jhon Wiley & Sons, 1995.

Dominio electrónico:

INTELSAT
<http://www.intelsat.com>

INMARSAT
<http://www.inmarsat.com>

EUTELSAT
<http://www.eutelsat.com>

4

LA DÉCADA DE LOS 90's

Sin duda durante la década de los años 90 se han realizado muchos avances en la tecnología de satélites, además de continuar el desarrollo de los grandes sistemas mundiales, regionales y la modernización de los sistemas domésticos; de han presentado sistemas con mayor complejidad como la constelación de satélites *Iridium*, y también se han gestado las ideas para las constelaciones de banda ancha en órbitas LEO y GEO que muy probablemente se desplegarán en los próximos años, y que son parte del estudio del siguiente capítulo. En esta parte del trabajo se continúa con el desarrollo de las flotas de satélites de INTELSAT, INMARSAT y EUTELSAT, sus estaciones terrenas y los servicios que ofrecen a la fecha. También se incluye una sección en la que se tratan la evolución y el estado de los sistemas de satelitales mexicanos. Se finaliza este capítulo con tres constelaciones para comunicaciones personales que se propusieron en estos años, de las cuales dos son operativas en la actualidad.

4.1 INTELSAT

Durante cerca de cuatro décadas, INTELSAT ha sido líder en la industria de lanzamiento y operación de satélites geoestacionarios con la tecnología más avanzada. En la actualidad, con 21 satélites, ofrece más potencia, mayor flexibilidad, y amplia cobertura. Se tienen planeados 7 lanzamientos más en los siguientes dos años, lo que expandirá el sistema hacia 24 localidades orbitales. Con mayor capacidad, se podrán ofrecer servicios sobre demanda de banda angosta y servicios de valor agregado. Hasta antes de la década de los años 90, la organización había colocado en órbita seis generaciones de satélites, que habían crecido en cuanto tecnología y capacidad, para satisfacer las demandas de tráfico del mercado. En esta década las familias de satélites VII y VIII fueron desplegadas para incrementar la flota satelital de la organización. En esta parte del trabajo se incluye el estudio de los satélites de la nueva generación¹, que reemplazarán aquellos elementos que están por alcanzar el final de su vida útil, y que serán retirados de servicio o trasladados de su posición orbital. Las posiciones orbitales de los satélites de la organización se muestran en la figura 5.1.

¹ Se trata de la novena generación de satélites de la cual a la fecha se han realizado dos lanzamientos (IS-901 e IS-902), para reemplazar un satélite de la sexta generación y otro de la séptima.

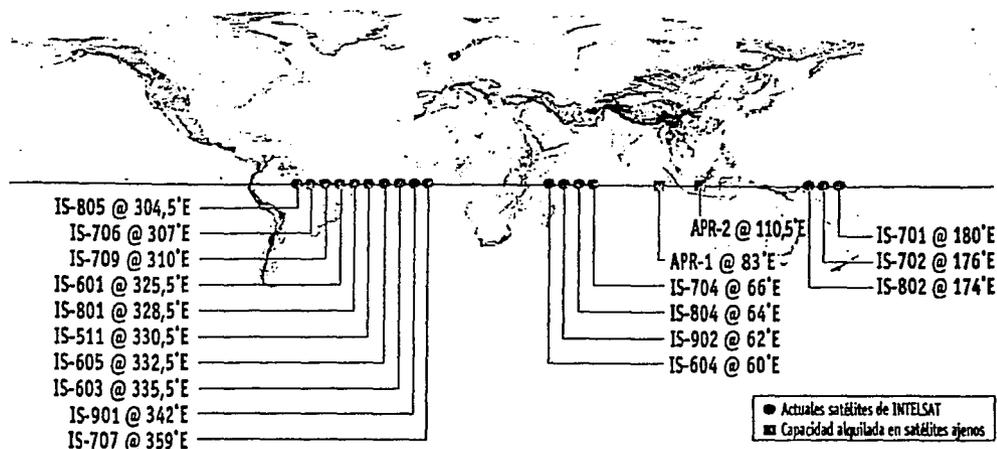


Figura 5.1 Flota satelital actual de INTELSAT.

4.1.1 Satélites Intelsat VII

La serie de satélites VII incluye cinco aparatos lanzados de octubre de 1993 a junio de 1996. Los paneles solares de cada uno de ellos se extienden 21.8 metros y generan 4 000 watts, su vida útil de diseño es de cerca de 11 años. El subsistema de comunicaciones de los satélites de esta familia es más pequeño que los de la familia VI, en términos de canales, transpondedores y ancho de banda disponible; pero se optimizó en densidad de flujo, PIRE y G/T, para operar con estaciones terrenas más pequeñas. La banda de operación para el enlace descendente se podía elegir entre 11 y 12 GHz, independientemente para cada transpondedor, dependiendo de la región de operación. Cada satélite contiene 36 transpondedores (26 en banda C y 10 en banda Ku).

Tabla 5.1 Fechas de lanzamiento de los satélites Intelsat VII.

Satélite	Posición orbital	Vehículo de lanzamiento	Fecha de lanzamiento	Capacidad
701	180°E	Ariane 44 LP	22 Octubre 1993	18 000 circuitos telefónicos bidireccionales y tres canales de TV; hasta 90 000 circuitos telefónicos usando DCME ²
702	177°E	Ariane 44 LP	17 Junio 1994	
704	66°E	Atlas II AS	10 Enero 1995	
705	342°E	Atlas II AS	22 Marzo 1995	

² Digital Circuit Multiplication Equipment.

La banda Ku tiene dos conjuntos de transpondedores, cada uno de los cuales se puede conectar a uno de los tres haces puntuales de cobertura. Los amplificadores de potencia son TWTA con un PIRE de 45 dBW.

4.1.2 Intelsat VII-A

Los satélites de esta familia reemplazaron a los Intelsat V-A que alcanzaron el final de su vida útil en 1995 y 1996. Estos nuevos satélites tenían la misma apariencia física que los Intelsat VII, eran un poco más altos, su panel solar era un poco más largo (10.7 m), y también operaba en orientación invertida.

Los Intelsat VII-A difieren de los Intelsat VII en los siguientes aspectos:

1. En la banda Ku:

- Haces puntuales polarizados dualmente.
- TWTA de mayor tamaño.
- Haz puntual circular 3 más amplio (3.30 diámetro interno y 4.40 diámetro externo, contra 2.0 y 2.75 respectivamente para la familia VII).
- Mayor flexibilidad en la selección de la banda de frecuencia para el enlace descendente (11 ó 12 GHz) en los tres haces puntuales.
- Hasta cinco transpondedores de los haces puntuales S1, S1X, S2 y S2X podían ser dispuestos para el haz puntual 3.
- El transpondedor 12 en el enlace ascendente para el haz concentrado 3 podía ser conectado al haz global A o al *spot* A, o al haz global B o el *spot* B, en el enlace descendente.
- Mayor PIRE para el enlace descendente en los transpondedores para haces globales y puntuales en la banda C (hasta 29 dBW y 36 dBW, respectivamente).

2. En la banda C:

- Incremento en el PIRE para los enlaces descendentes de los haces globales y de los haces puntuales, a 29 y 36 dBW, respectivamente.
- El PIRE de los 20 transpondedores Hemi y de Zona tienen la misma configuración y PIRE que en los Intelsat VII.

La mejora en el módulo de comunicaciones de los elementos de esta serie se logró con el reuso cuatro veces la frecuencia en la banda C para los haces Hemi y de Zona, dos veces en los haces globales y puntuales; y cuatro veces en la banda Ku. La mayor capacidad en la banda Ku que los Intelsat VII resulta de los ocho transpondedores adicionales de banda ancha. La cobertura típica para este satélite es la misma que para el Intelsat VII. El plan de frecuencias para un satélite de esta serie se puede observar en la figura 5.4 y en la figura 5.5 la cobertura de haces puntuales.

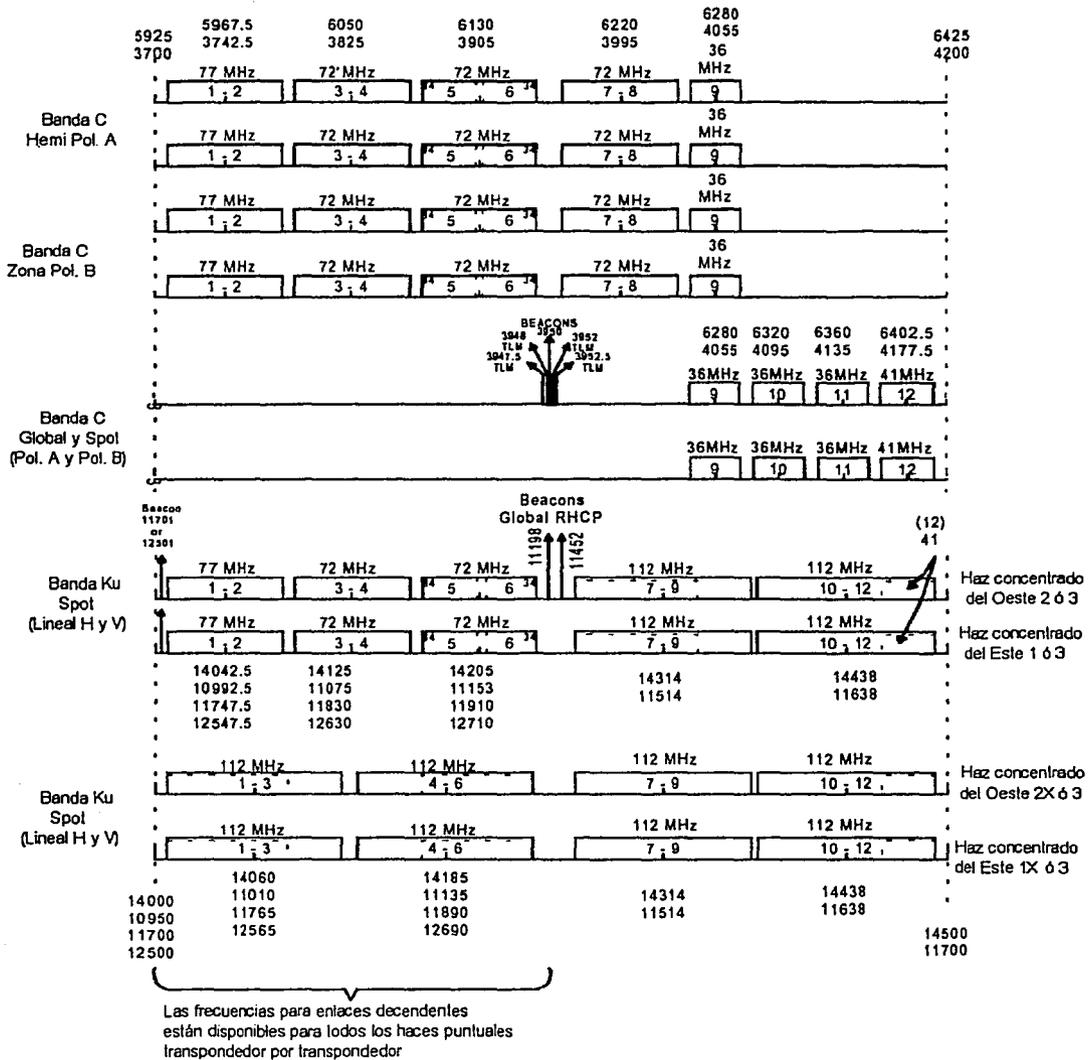


Figura 5.4 Plan de frecuencias para los satélites de la serie VII-A de INTELSAT.

Tabla 5.2 Fechas de lanzamiento de los satélites Intelsat VII.

Satélite	Posición orbital	Vehículo de lanzamiento	Fecha de lanzamiento	Capacidad
706	307°E	Ariane 44 LP	17 Mayo 1995	22 500 circuitos telefónicos bidireccionales y tres canales de TV; hasta 112,500 circuitos telefónicos usando DCME ³
707	359°E	Ariane 44 P	14 Marzo 1996	
708	—	Long March 3B	14 Febrero 1996	
709	310°E	Ariane 44 P	15 Junio 1996	

*Nota: Falla del vehículo de lanzamiento.

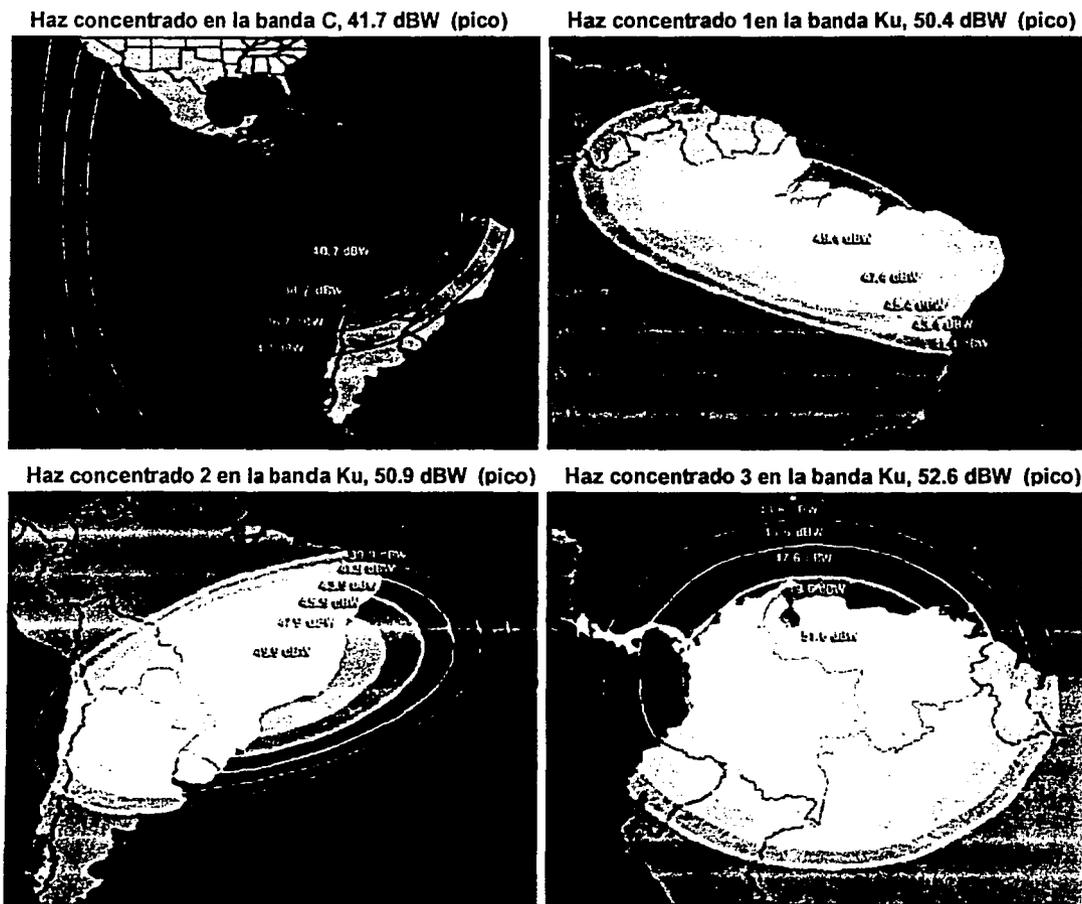


Figura 5.5 Haces puntuales del satélite Intelsat 709, ubicado en la posición orbital 310° E.

³ Digital Circuit Multiplication Equipment.

4.1.3 Intelsat VIII

Los satélites Intelsat VIII tienen 38 transpondedores en la banda C y 6 en la banda Ku con interconexión entre estas dos bandas. También es posible operarlo en orientación normal o invertida. Los satélites fueron diseñados para operar predominantemente en la banda C y se colocaron en posiciones en las que se demandaba una mínima capacidad en banda Ku. Adicionalmente a la capacidad en banda C, los satélites tenían un mejor PIRE para soportar las aplicaciones como: servicios de negocios de Intelsat (IBS), Tasa de datos intermedia (IDR) y VSATs. Su vida útil de diseño es de 10 años.

Tabla 5.3 Fechas de lanzamiento de los satélites Intelsat VIII.

Satélite	Posición orbital	Vehículo de lanzamiento	Fecha de lanzamiento	Capacidad
801	328.5°E	Ariane 44 LP	27 Febrero 1997	22 500 circuitos telefónicos bidireccionales y tres canales de TV; hasta 112,500 circuitos telefónicos usando DCME ⁴
802	174°E	Ariane 44 LP	25 Junio 1997	
804	64°E	Atlas II AS	21 Diciembre 1997	
805	304.5°E	Atlas II AS	18 Junio 1998	

En la banda Ku, estos satélites tienen la capacidad de cambiar los sentidos de las polarizaciones para los enlaces ascendentes y descendentes, y la asignación de hasta cinco (de un total de seis) transpondedores a cualquiera de los dos haces móviles. Los haces concentrados pueden ser apuntados en cualquier parte de la superficie terrestre que es visible desde el satélite en órbita. En la banda se logra un reuso de frecuencia de hasta 6 veces, que se logra usando dos haces hemi con aislamiento espacial, y cuatro haces de zona aislados también espacialmente (en el sentido de polarización opuesto al de los haces hemi). Esto proporciona 10 transpondedores adicionales en la banda C comparando con el Intelsat VII. Como en el caso de los satélites de la sexta generación (IS VI), se disponen de canales en la banda C extendida en el haz hemi (no disponible en los de la familia VII).

Se añadió, además una capacidad de transmisión en los haces de zona proporcionando una trayectoria de transmisión en el enlace ascendente para la zona 3 y haces simultáneos descendentes en las otras tres zonas. dicho modo de transmisión es conmutable desde la Tierra mediante comandos, y está dirigido para distribución de TV con cobertura similar a la de un haz hemi con polarización B.

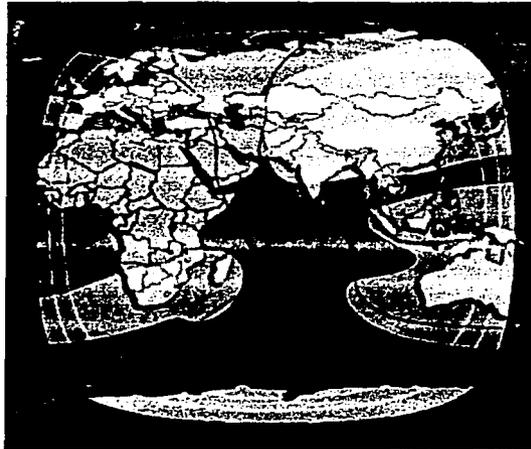
La potencia isotrópica efectiva radiada para los diferentes tipos de haces es como sigue:

⁴ Digital Circuit Multiplication Equipment.

- 32.5 dBW para los haces globales (manejados por SSPAs).
- 39 dBW para los haces hemisféricos (manejados por SSPAs).
- 42.5 para los haces de zona (manejados por SSPAs).
- 52 dBW para los haces concentrados (manejados por TWTAs).

Los satélites de la octava generación son capaces de operar con 10 diferentes coberturas: 2 globales, 2 hemi, 4 de zona y 2 haces concentrados en banda Ku, como se muestra en la figura 5.6.

Haces globales, hemisféricos y de zona



Haz concentrado 1 en la banda Ku, 53.7 dBW (pico)



Haz concentrado 2 en la banda Ku, 52.1 dBW (pico)

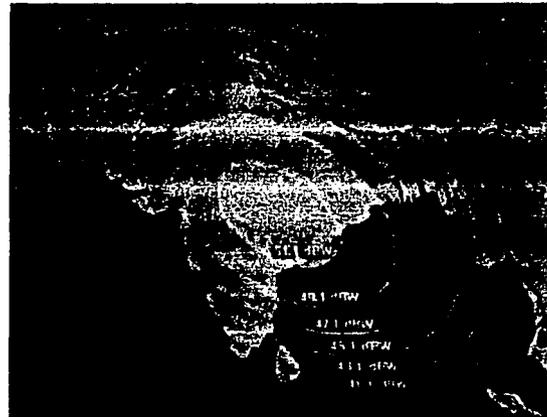


Figura 5.6 Huellas de cobertura del satélite Intelsat 804, ubicado en la posición orbital 64° E.

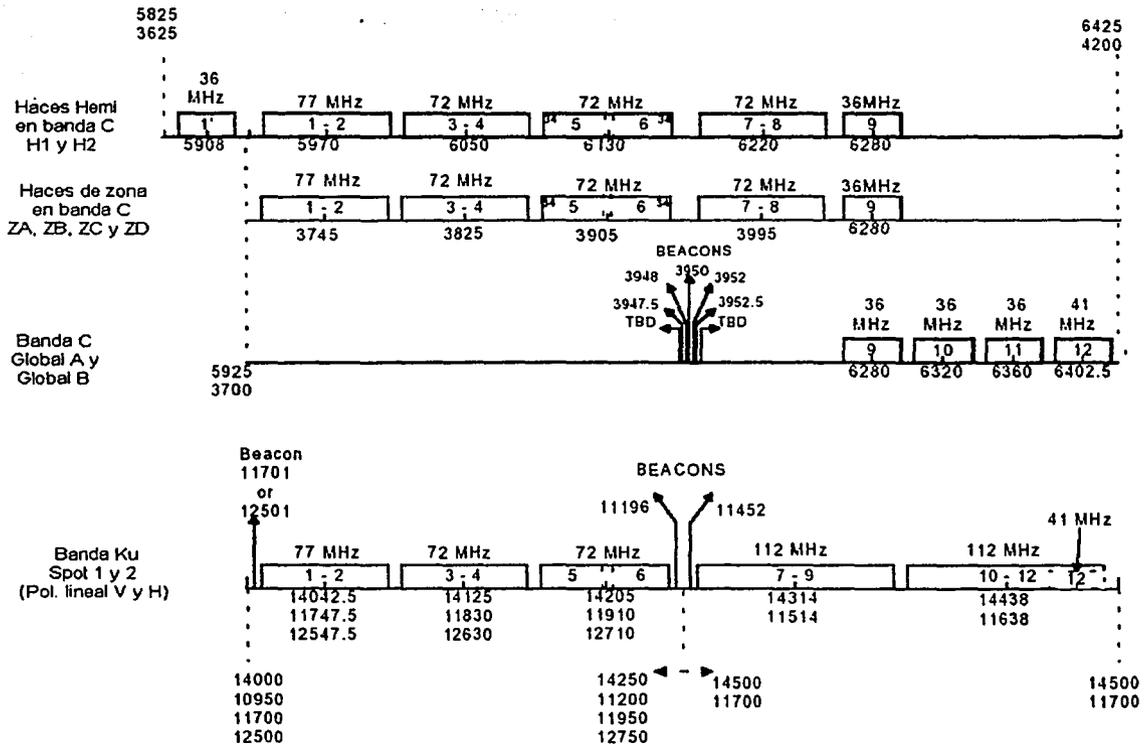


Figura 5.7 Plan de frecuencias para los satélites de la serie VIII de INTELSAT.

4.1.4 Intelsat VIII-A

Para satisfacer las demandas de cobertura de satélite, se ordenó una modificación en la serie VIII, que fuera ideal para aplicaciones multimedia y que proporcionara conectividad simultánea en América y Europa. El satélite Intelsat 805 con altos niveles de PIRE en la banda C, lo hace la opción más apropiada para aplicaciones multimedia como video digital, VSAT, Internet y redes digitales. El satélite modificado, denominado Intelsat VIII-A, se localiza en la posición orbital 304.5° y sus características se muestran en la tabla 5.4

Tabla 5.4 Características del satélites Intelsat IS-805 o Intelsat VIII A.

Banda	C	Ku
Total de transpondedores (en equivalente a unidades de 36 MHz)	36	6
Polarización	lineal	lineal
PIRE (dBW)	Haz hemi 37.5 hasta 41.5 (de la orilla hasta el centro del haz)	Centro del haz concentrado 53.5
Frecuencia de enlace ascendente (MHz)	5850-6650	1400-1425
Frecuencia de enlace descendente (MHz)	3400-4200	1250-1750
Rango G/T típico (dB/K)	4.0 a -8.0 (Centro del haz a la orilla)	Haz concentrado +6.2 a +2.7

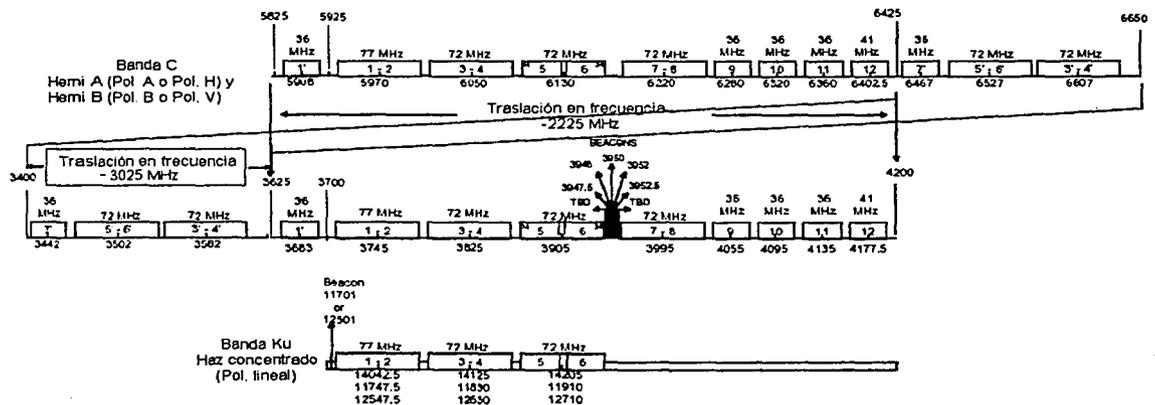


Figura 5.9 Plan de frecuencias para los satélites de la serie VIII-A de INTELSAT, se puede observar la traslación en frecuencia.

4.1.5 Satélites de la Región Asia-Pacífico

Los satélites APR, tienen un haz amplio que cubre Europa del Este, Medio Oriente, Asia y el Borde el Pacífico, un haz de zona cubre los territorios de la India, China y la Asociación de Naciones del Sudeste Asiático (véase figura 5.10). Los servicios están destinados a usuarios que requieren servicio en un área amplia con PIRE alto. El satélite contiene 11 transpondedores en la banda C (11 unidades de 36 MHz), que consiste de cuatro transpondedores de haz amplio (2x36 y 2x72 MHz), y cinco de zona, todos de 36 MHz. La amplia cobertura del satélite lo hace ideal para servicios de distribución de video, Internet, redes de VSATs, servicios de transporte digital y telefonía rural.

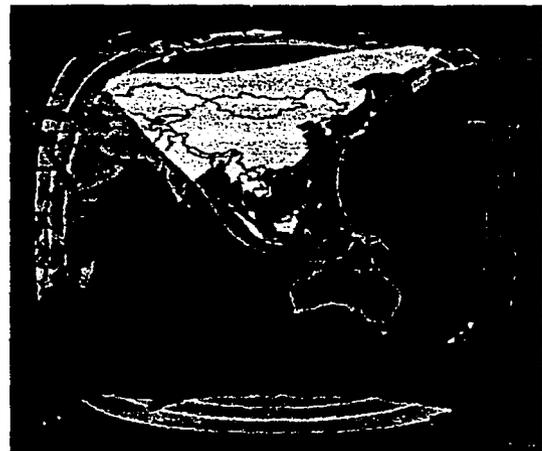
El APR-1 transmite en polarización lineal vertical y recibe en horizontal. Esta representa una diferencia significativa en relación con otros satélites de INTELSAT que emplean polarización circular en la banda C. Las frecuencias del enlace ascendente se encuentran dentro del rango de 5850-6650 MHz; mientras que las de transmisión se encuentran dentro del rango 3400-4200 MHz. Algunos de sus transpondedores operan en la banda C extendida.

Haces amplio (40.7 dBW pico) y de zona (39.3 dBW pico)

Haz de zona (39.3 dBW pico)



(a)



(b)

Figura 5.10 Huellas de cobertura de los satélites APR 1 (a) y APR 2 (b).
(INTELSAT, <http://www.intelsat.com>)

4.1.6 Intelsat IX

La serie IX de satélites de INTELSAT es la solución para proporcionar servicios de voz y video con la más alta calidad digital. Estos satélites fueron diseñados para reemplazar los de la sexta generación y proveen servicios de:

- Redes de voz/datos privadas y públicas.
- Internet e *Intranets*.
- Tráfico SDH⁵ y ATM⁶.
- Video directo al hogar.
- Aplicaciones de banda ancha como: troncales de alta velocidad, medicina y educación a distancia.
- Multimedia y video interactivo.

Debido a su alta potencia, reduce el costo del segmento terrestre y facilita los servicios de recolección de noticias, acceso múltiple sobre demanda (DAMA), Internet, DTH y redes de VSATs. El ancho de banda está dividido en segmentos de 36, 41, 72 y 77 MHz, dependiendo de la banda de frecuencia y la conexión de haces empleada para satisfacer los requerimientos de tráfico. Tiene la habilidad de operar en las bandas C y Ku y conectarlas. De esta forma, la comunicación entre estaciones operando en banda C y Ku puede establecerse.

En la tabla 5.5 se muestran los futuros lanzamientos y las fechas tentativas de los mismos.

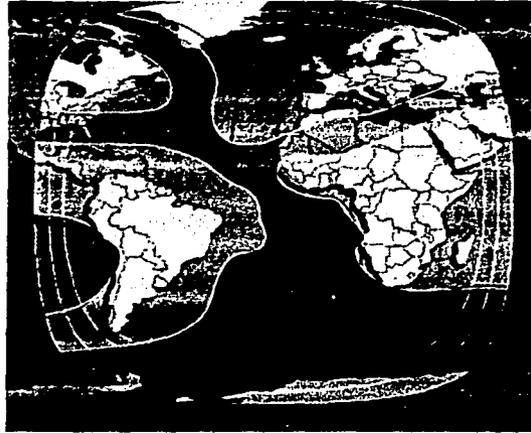
Tabla 5.5 Fechas tentativas de lanzamiento de los satélites restantes de la novena generación y los primeros de la décima.

Satélite	Vehículo de lanzamiento	Fecha tentativa de lanzamiento
Intelsat 903	Protón	1er cuarto de 2002
Intelsat 904	Ariane	1er cuarto de 2002
Intelsat 905	Ariane	2do cuarto de 2002
Intelsat 906	Ariane	3er cuarto de 2002
Intelsat 907	Ariane	1er cuarto de 2003
Intelsat 10-01	TBD	2do cuarto de 2003
Intelsat 10-02	TBD	3er cuarto de 2003

⁵ *Synchronous Digital Hierarchy*.

⁶ *Asynchronous Transfer Mode*.

Haces de zona (36 dBW), hemisféricos (36 dBW)
y global (31 dBW)



Haz concentrado 1 en la banda Ku, 53.0 dBW (pico)



Haz concentrado 2 en la banda Ku, 53.0 dBW (pico)



Figura 5.11 Huellas de cobertura del Intelsat 901.
(INTELSAT, <http://www.intelsat.com>)

4.1.7 Estándares para estaciones terrenas de INTELSAT

Desde 1965, se han aprobado varios estándares de estaciones terrenas para usar dentro de la red de INTELSAT, mismas que se clasifican por los siguientes parámetros:

- Diámetro del plato parabólico
- Frecuencia de operación en el espectro de RF
- Figura de Mérito (G/T)
- Modo de operación

La tabla 5.6 muestra un resumen de las características de los diferentes estándares.

A continuación se proporciona una breve explicación de cada estándar:

- **Estándar A.** Comúnmente conocida como estación terrena de plato parabólico grande, ha estado en uso desde 1965. En años recientes se realizó una revisión del Estándar A para tomar ventaja de la mayor disponibilidad de potencia en las nuevas generaciones de satélites. El diámetro para este estándar era de cerca de 30 metros, pero la especificación más reciente, define una antena de 15-20 metros de diámetro. Opera en la banda C (6/4 GHz), pero puede ser retroalimentada, en algunos casos para operar en la banda Ku (14/11 GHz). Para el estándar viejo, la figura de mérito era de 40.7 dB/°K. Para la revisión reciente se especifican 35 dB/°K. El estándar puede usarse para todos los servicios.
- **Estándar B.** Fue introducida inicialmente como una alternativa económica al estándar A, para su uso en rutas de tráfico ligero. En la actualidad este estándar puede usarse para todos los servicios.
- **Estándar C.** Con la llegada de los satélites Intelsat V, que operaban tanto en banda C, como en Ku, se introdujo este estándar. Este estándar también fue actualizado. Estas estaciones terrenas pueden estar equipadas para soportar todos los servicios disponibles en banda Ku. Pueden operar con cualquier otra estación que ocupe la banda Ku, o con estaciones en banda C a través de transpondedores de conexión cruzada, como los del Intelsat IX.
- **Estándar D.** Este estándar fue discontinuado.
- **Estándar E.** Este estándar fue desarrollado para usarse en los servicios de negocios de INTELSAT (IBS), operando en la banda Ku. Los dos platos de este estándar también fueron autorizados para utilizarse en servicios de tasa de datos intermedia (IDR). La elección de la estación depende de los requerimientos de los usuarios.
- **Estándar F.** Como el estándar E, este estándar fue inicialmente desarrollado para su uso en IBS, pero ha sido autorizado para su uso con IDR (excepto por el F1).

- **Estándar G.** Fue diseñado para transporte internacional (*international carriers*), en donde las estaciones terrenas no cumplían ninguno de los estándares anteriores. Pueden operar ya sea en la banda C, o en la Ku. No hay tamaños de antenas específicos, figura de mérito, o métodos de modulación, pero deben de apegarse a ciertos requerimientos, como la ganancia de los haces secundarios.
- **Estándar H.** El estándar fue introducido para proveer servicios de acceso múltiple asignado por demanda (DAMA, *Demand Assignment Multiple Access*) en la banda C.
- **Estándar K.** Estándar destinado a servicios de negocios para VSATs de INTELSAT operando en las bandas 14/11 GHz y/o 14/12 GHz.

Tabla 5.6 Características de los diferentes estándares.

Estándar	Banda de frecuencia	G/T (dB/°K)	Diámetro (m)	Servicios para los que se usa
A	6/4	35.0	15-20	Todos
B	6/4	31.7	10-13	Todos
C	6/4; 14/11 y 14/12	37.0	11-15	IDR/IBS
D1	6/4	-	4.5-6	Vista
D2	6/4 y 14/12	-	11	Vista
E1	14/11; 14/12	25.0	2.4-3.5	IBS
E2	14/11; 14/12	29.0	3.7-4.5	IDR
E3	14/11; 14/12	34.0	6.1	IBS, IDR
F1	6/4	22.7	4.5-6.0	IBS
F2	6/4	27.0	7.0-8.0	IBS, IDR
F3	6/4	29.0	9.0-10	IBS, IDR
H2	6/4	15.1	1.5-1.8	DAMA
H3	6/4	18.3	2.4-2.7	DAMA
H4	6/4	22.1	3.5-4.2	DAMA
K2	14/11; 14/12	19.8	1.2	VSAT, IBS
K3	14/11; 14/12	23.3	1.8	VSAT, IBS
G	6/4, 4/11 y 14/12	-	Todos los tamaños	Servicios arrendados
Gx	6/4, 4/11 y 14/12	-	<4.5 (C), < 3.7 (Ku)	Servicios arrendados

Los servicios arrendados pueden ser servicios domésticos o internacionales. No hay especificaciones de G/T, diámetro, y servicio para esta aplicación.

La figura 5.12 muestra una gráfica comparativa de algunas características de las diferentes generaciones de INTELSAT. Como se puede observar en un principio evolucionaron estas tres características de forma paralela, con la quita generación el ancho de banda se aumentó con el uso de la banda Ku, y las técnicas de reuso de frecuencia (polarización dual y separación espacial), eventualmente se presentaron variaciones en generaciones subsecuentes. En cuanto a la masa en órbita de los satélites se observa un aumento gradual desde la primera generación hasta la sexta, para las series posteriores se observa un comportamiento casi plano, tomando en

cuenta que la serie VIII-A fue integrada únicamente por un elemento para brindar servicios específicos, eso explica la tendencia a la baja en las características; sin embargo, no se rebasan los 2000 kg. Evidentemente la potencia eléctrica disponible es una de las características que muestran mayor desarrollo en la gráfica, la mejora en la eficiencia de las celdas solares, pasando de celdas de juntura simple de silicio, después por las de arseniuro de galio y, posteriormente con la técnica de juntas múltiples han hecho posible que se disponga de una mayor cantidad de potencia eléctrica, que a su vez, ha permitido el desarrollo de algunos otros subsistemas que mejoran todo el conjunto espacial, tal es el caso de la propulsión eléctrica, cuyo desarrollo se ha debido en gran medida a la disponibilidad de energía eléctrica en el espacio. Una vez más se puede observar que con el uso de celdas más eficientes se puede lograr un arreglo solar que tenga, tal vez, el mismo peso que en satélites de años anteriores, pero que convierten una mayor cantidad de energía solar en energía eléctrica.

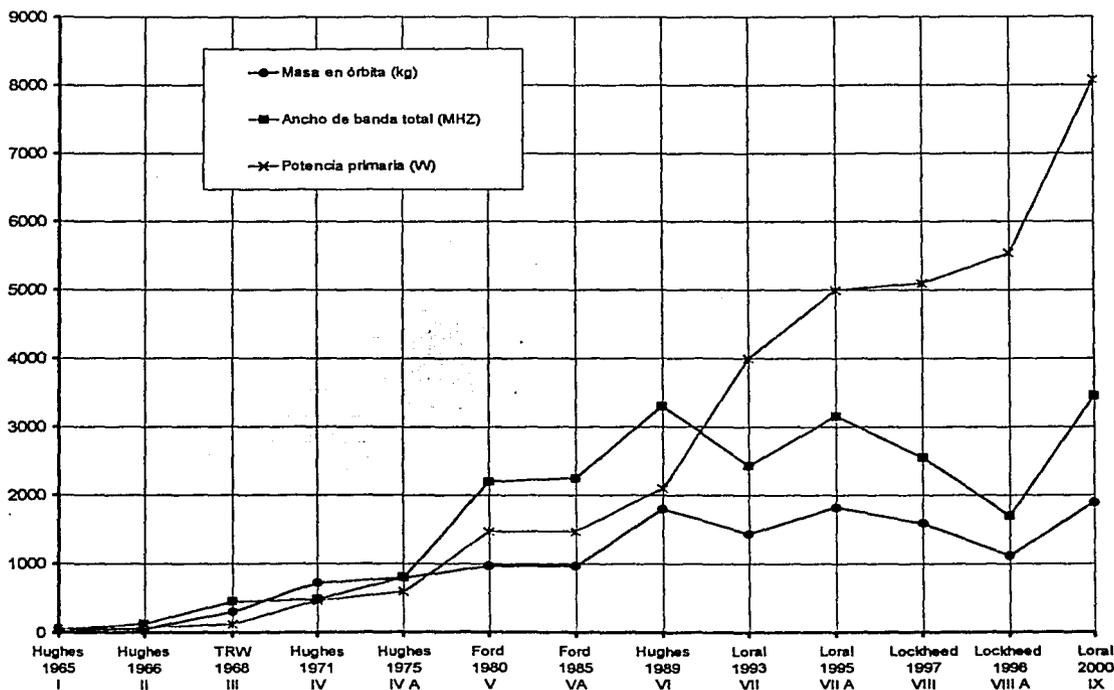
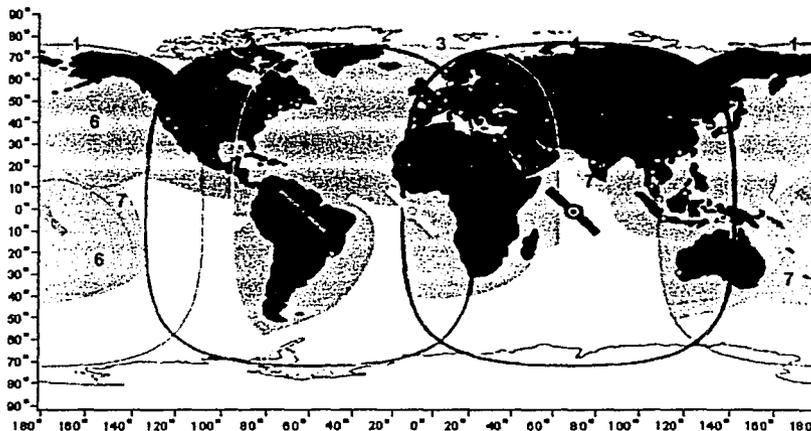


Figura 5.12 Evolución de la masa, ancho de banda utilizable y potencia eléctrica disponible en los satélites de INTELSAT. En el eje horizontal se indica el fabricante, el año del primer lanzamiento y el número consecutivo de la generación de los satélites. Los valores correspondientes en kg, MHz y watts se leen en la misma escala vertical.

4.2 INMARSAT

Formada como una organización intergubernamental enfocada a prestar servicios de comunicaciones marítimas hace 20 años, prestando servicios a 900 barcos. Desde 1999 INMARSAT ha tomado un carácter privado y en la actualidad soporta enlaces para fax, teléfono y datos de hasta 64 kbps a más de 210 000 barcos, vehículos, aviones y terminales portátiles.

Inmarsat Ltd. es una subsidiaria de Inmarsat Ventures PLC, la compañía propietaria. Esta empresa una constelación de satélites geoestacionarios, diseñada para extender los servicios de comunicaciones como teléfono, fax y datos a todo el mundo. La constelación comprende cinco satélites de la tercera generación (cuatro de ellos operativos dentro de la red y uno más de respaldo y para servicios de arrendamiento), respaldada por cuatro satélites de la segunda. Los satélites son administrados desde su centro de control principal, ubicado en Londres, el cual también alberga las instalaciones de Inmarsat Ventures, así como IGO, creada para supervisar las funciones de los servicios públicos de la compañía, marítimos (Sistema Global de Salvamento y Auxilio Marítimo) y aeronáuticos (comunicaciones para control de tráfico aéreo). Inmarsat tiene oficinas regionales en Dubai, Singapur y en la India.



1. Región del Océano Pacífico 178° E.
2. Región del Océano Atlántico Oeste 54° O.
3. Región del Océano Atlántico Este 15.5° O.
4. Región del Océano Índico 64° E.
5. Estaciones terrenas terrestres (LES)
6. Cobertura de la GAN y terminales Mini M telefónicas
7. Zonas de cobertura extendida para terminales telefónicas Mini M y servicios GAN de baja velocidad de voz y datos.

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**

Figura 5.13 Cobertura del sistema satelital de INMARSAT.
(http://www.inmarsat.com/support_maps.cfm)

El sistema de Inmarsat es usado por proveedores de servicios independientes, para ofrecer servicios de voz y comunicaciones multimedia. Entre los usuarios se pueden contar propietarios y administradores de barcos, periodistas y *broadcasters*, operadores de flotas de transportes, líneas aéreas, pasajeros en aviones y controladores de tráfico aéreo, trabajadores gubernamentales, emergencias nacionales y agencias de defensa civil y fuerzas de paz. Sin dejar de tomar parte en la convergencia de las tecnologías de la información, telecomunicaciones y movilidad, mientras continua prestando los servicios tradicionales marítimos, aeronáuticos, móviles terrestres y en áreas remotas. La clave para llevar a cabo esto reside en el sistema satelital Inmarsat 4, que a partir del 2004 soportará la Red de Área Global de Banda Ancha de Inmarsat (*Broadband Global Area Network*, B-GAN), comunicaciones móviles de hasta 432 kbps para acceso a Internet, multimedia móvil y muchas otras aplicaciones.

4.2.1 Segunda generación de satélites de INMARSAT (Inmarsat 2)

Los cuatro satélites Inmarsat-2 fueron construidos por un consorcio internacional, encabezado por la división de espacio y comunicaciones de *British Aerospace* (ahora parte de la compañía *Matra Marconi Space*). Son satélites estabilizados en tres ejes, basados en la plataforma Eurostar. Fueron diseñados para una vida útil de 10 años. En el momento del lanzamiento cada satélite tenía una masa de 1 300 kg , una masa inicial en órbita de 800 kg y disponía de 1200 W de potencia eléctrica.

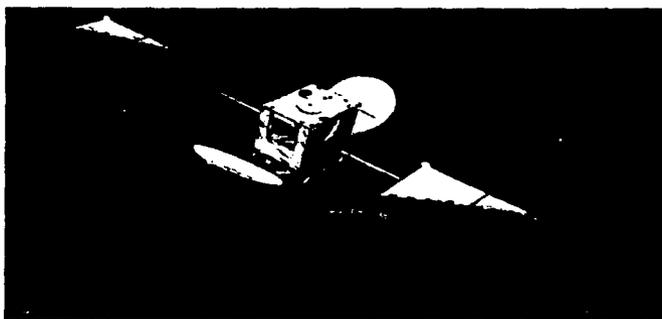


Figura 5.14 Satélite Inmarsat 2. (*Matra Marconi Space*)

El subsistema de comunicaciones consiste de dos transpondedores, proporcionando enlaces de salida (*outbound links*, banda C - L) y enlaces de entrada (*inbound links*, banda L - C) con terminales móviles en las bandas 6.4/1.5 GHz y 1.6/3.6 GHz. El PIRE en banda L es de 39 dBW. Cada haz global del satélite cubre cerca de la tercera parte de la superficie terrestre. Dependiendo de la demanda, el ancho de banda y el PIRE se puede asignar dinámicamente para las comunicaciones marítimas, aeronáuticas y móviles terrestres.

Tabla 5.7 Fechas de lanzamiento y posiciones actuales para los satélites de la segunda generación de INMARSAT.

Satélite	Inmarsat 2F1	Inmarsat 2F2	Inmarsat 2F3	Inmarsat 2F4
Fecha de lanzamiento	octubre de 1990	Marzo de 1991	Diciembre de 1991	Abril de 1992
Lanzador	Delta	Delta	Ariane	Ariane
Región original de cobertura	IOR	AOR-Este	POR	AOR-Oeste
Servicios actuales	Respaldo para Inmarsat 3F3	Servicios arrendados y respaldo para Inmarsat 3F4	Respaldo para Inmarsat 3F1	Servicios arrendados
Posición actual	POR, 179° E	AOR-O, 98° O	IOR, 65° E	AOR-O, 109° E

4.2.2 Tercera Generación de satélites de INMARSAT (Inmarsat 3)

Los satélites de esta generación se basaron en la plataforma *Astro Space Series 4000* de *Lokheed Martin Astro Space* (ahora *Lockheed Martin Missiles & Space*). La compañía inglesa *Matra Marconi Space* construyó el subsistema de comunicaciones que incluye las antenas, los repetidores y toda la electrónica de comunicaciones. La nueva tecnología asociada con los aparatos de esta generación fue el uso de haces puntuales o concentrados, además de contar con un haz global.

Tabla 5.8 Fechas de lanzamiento y posiciones actuales para los satélites de la tercera generación de INMARSAT.

Satélite Inmarsat 3	F1	F2	F3	F4	F5
Fecha de lanzamiento	Abril de 1996	Septiembre de 1996	Diciembre de 1996	Junio de 1997	Febrero de 1998
Lanzador	Atlas Centauro IIA	Protón D-1-E	Atlas Centauro IIA	Ariane 4	Ariane 4
Posición orbital	64.0° E (IOR)	15.5° O (AOR-E)	178° E (POR)	54° O (AOR-O)	25° E

Nota: En la actualidad los cuatro primeros satélites, Inmarsat F1 a F4, están en servicio en las regiones indicadas. El quinto satélite de esta generación soporta servicios arrendados y funge como respaldo para el satélite Inmarsat 3F2.



Figura 5.15 Satélite Inmarsat 3. (Lockheed Martin Missiles & Space)

El número de haces puntuales (hasta siete) se puede elegir de acuerdo con las demandas de tráfico, y el ancho de banda disponible se puede reusar en *spot beams* no adyacentes, doblando efectivamente la porción de espectro disponible en banda L. Los haces puntuales concentran la potencia en áreas de alta demanda, permitiendo de esta forma la prestación de los servicios hacia terminales más pequeñas y simples. Al momento del lanzamiento cada satélite poseía una masa de 2 066 kg (contra 1 300 kg de un Inmarsat 2). Cada satélite produce un PIRE de hasta 48 dBW.

Tabla 5.9 Principales características de los satélites Inmarsat 2 y 3.

Generación	Inmarsat 2	Inmarsat 3
Modelo	Eurostar 3000	LMAS s-4000+
Vida útil de diseño (años)	10	13
Tipos de haces	Global	Global+7 haces puntuales
Potencia primaria (watts)	1440	2800
Transpondedor L-C (enlace de retorno de retorno, <i>return link</i>)		
PIRE (dBW)	24	27
Enlace ascendente (MHz)	1626.5-1649.5	1626.5-1660.5
Enlace descendente (MHz)	3600.0-3623.0	3600.0-3629.0
Transpondedor C-L (enlace directo, <i>forward link</i>)		
PIRE (dBW)	39 (haz global)	39 (haz global), 47.7 (haz puntual)
Enlace ascendente (MHz)	6425-6443	6425-6454
Enlace descendente (MHz)	1530-1548	1525-1559

4.2.3 Cuarta generación de satélites de Inmarsat (Inmarsat 4)

Como respuesta a la creciente demanda de usuarios móviles de servicios por satélite, como acceso a Internet de alta velocidad y conectividad multimedia, Inmarsat está construyendo su cuarta generación de satélites. La organización ha firmado un contrato por 700 millones de dólares con *Astrium*, para la construcción de tres satélites Inmarsat I4. Estos aparatos soportarán la nueva Red de Area Global de Banda Ancha (B-GAN), que será introducida en el 2004 para ofrecer Internet e *Intranet*, video en demanda, videoconferencia, fax, e-mail, teléfono y acceso LAN a velocidades de hasta 432 kbps en la mayor parte del mundo. los satélites serán mucho más poderosos que los de la presente generación, y la B-GAN tendrá al menos 10 veces la capacidad de la red actual de Inmarsat. Los satélites serán construidos principalmente en el Reino Unido.

4.2.4 Terminales móviles

Se pueden diferenciar tres clases de terminales con base en la ganancia de su antena. Esta clasificación se explica a continuación.

4.2.4.1 Antenas de baja ganancia

Se usan en terminales de datos de baja velocidad como la INMARSAT C. Para antenas dentro del área global de cobertura de un satélite GEO, se necesita que este tipo de antenas proporcione una ganancia de 0 dBi para ángulos de elevación de 5°. El diseño más popular es conocido como *quadrifilar helix*, que es capaz de producir patrones de radiación bien controlados y circularidad aceptable; una antena típica de este tipo en banda L mide 100 mm de altura. La antena se protege mediante un domo, en el caso aeronáutico el domo tiene forma de cuchilla para reducir la fuerza de resistencia. En el caso de las terminales terrestres y marítimas una parte del equipo electrónico de RF se coloca dentro del domo, para evitar pérdidas en los alimentadores. En su diseño se toma en cuenta la posición de la antena en el vehículo, para garantizar que el patrón de radiación no será distorsionado, por ejemplo, por reflexiones en el techo o cubierta. Para sistemas regionales, en donde la región de operación geográfica es limitada al tamaño de un continente o menos, el patrón de la antena debe ser diseñado de tal forma que se ajusten a los ángulos de elevación que se encontrarán, este tipo de patrones son toroidales. Dependiendo del rango de ángulo de elevación, se pueden alcanzar ganancias de 2 dBi o más. Se ha desarrollado un arreglo lineal de antenas verticales, con ajuste manual del ángulo de elevación y ganancia de 6 dBi.

4.2.4.2 Antenas de media ganancia

Dentro de este grupo se distinguen tres tipos de antenas según la aplicación: antenas para terminales que operen con el sistema INMARSAT-Aero, para telefonía móvil terrestres y para telefonía móvil marítima de bajo costo.

Antenas para terminales que operan dentro del sistema Aero

El requerimiento de cobertura del diseño de antenas de alta ganancia para el sistema INMARSAT Aero, se muestra en la figura 5.16. Se muestran regiones en el hemisferio superior en las que la ganancia supera los 12 y 9 dBi. La región frontal sobre la que la ganancia es menos de 9 dBi se conoce como el hueco importante (*key hole*); existe una región similar en la parte de atrás, que no se muestra en la figura para tener mayor claridad.

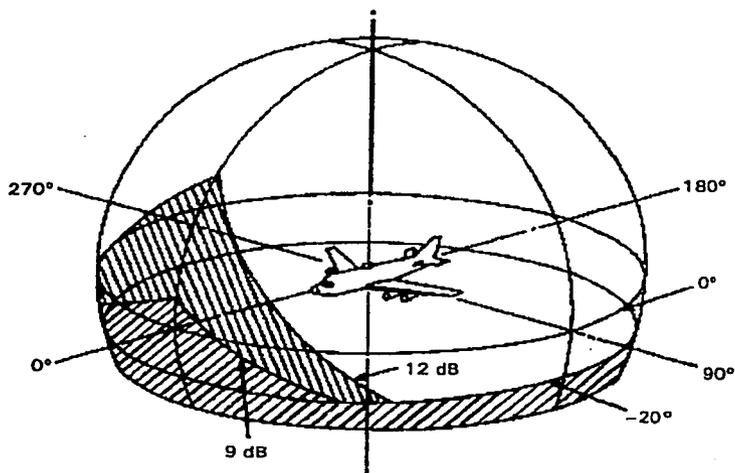


Figura 5.16 Requerimiento de cobertura para una antena aeronáutica de alta ganancia.

La ganancia máxima de esta antena es, quizá, 15 dBi. Esas variaciones de ganancia son inevitables y se hace deseable el uso de control de potencia del enlace. Se han propuesto cuatro soluciones:

- Arreglos defasados conformados.
- Arreglos defasados de bajo perfil.
- Arreglo defasado en forma de cuchilla.
- Arreglo de hélices apuntado mecánicamente.

El arreglo conformado requiere de un puerto y de una antena en estribor a la que se da forma curva para cumplir con el perfil del fuselaje. La ventaja es que reduce la fuerza de resistencia ya que está conformada con la superficie del fuselaje. Las dos soluciones del centro se montan en el centro de la parte superior del fuselaje. El arreglo de bajo perfil consiste de un conjunto de elementos individuales que se colocan dentro de un domo con forma de lágrima. La figura 5.17 muestra una antena del cuarto tipo.



Figura 5.17 Arreglo de hélices apuntado mecánicamente.

Antenas para móviles terrestres

Las terminales para telefonía móvil terrestre se han desarrollado desde finales de los 80s. El diseño más común consiste de un arreglo de $1 \times n$ elementos, en donde n varía de 4 a 8 dependiendo de la ganancia deseada. Este arreglo produce un haz de abanico, de tal forma que cuando el arreglo se monta horizontalmente, sólo se necesita apuntamiento en acimut. Esto facilita el diseño del mecanismo de apuntamiento y los circuitos de rastreo. Los métodos de rastreo incluyen apuntamiento en lazo abierto usando una brújula, y métodos de lazo cerrado como paso a paso y exploración de haz electrónica. El principal problema con la exploración mecánica es el tamaño resultante de la antena. Con esto en mente se han desarrollado arreglos defasados apuntados electrónicamente que se conforman con la forma del techo del vehículo, la principal desventaja que presentan es la complejidad de diseño y el rango de exploración limitado, con ángulos mínimos de elevación prácticos de entre 20 y 30 grados.

Antenas para móviles marítimos

La versión marítima de antenas de media ganancia no ha sido objeto de mucho desarrollo. Como resultado de las grandes cantidades de balanceo e inclinación en barcos comparada con la estabilización de móviles terrestres, se requiere de estabilización en dos planos, con lo que se tienen antenas de bajo perfil complejas. Las más populares consisten de paneles circulares de arreglos que proporcionan ganancias de 16 dBi, que se colocan sobre montajes estabilizados activamente en elevación sobre acimut, dentro de un domo de 0.6 metros de alto y 0.5 metros de diámetro.

4.2.4.3 Antenas de alta ganancia

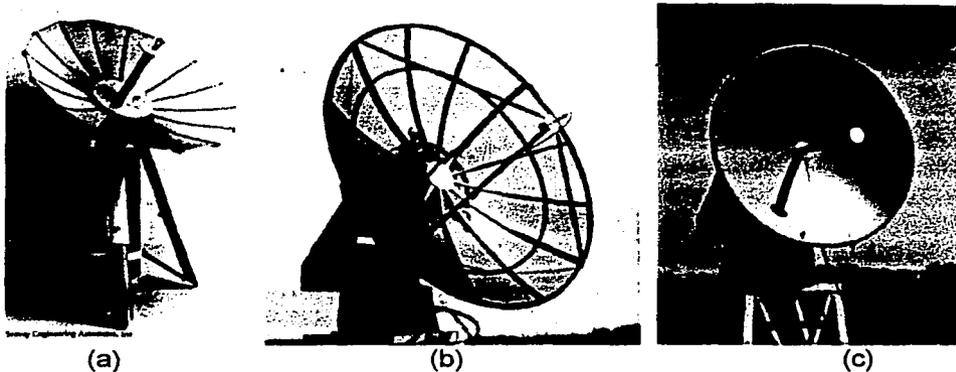
Las antenas de alta ganancia se utilizan en terminales del sistema INMARSAT A o B, que son reflectores parabólicos muy similares a los usados en otros tipos de terminales. Miden aproximadamente 0.8 m de diámetro y su mayor complejidad recae en los subsistemas asociados de estabilización y seguimiento. La solución favorecida emplea un montaje de estabilización en cuatro ejes. Los dos primeros ejes son mantenidos en el eje horizontal, independientemente de la altitud del barco, mediante giroscopios ortogonales. Un arreglo común de elevación sobre acimut, permite entonces que la antena se apunte hacia el satélite. El seguimiento del satélite se realiza comúnmente con el método de paso a paso; una entrada de la brújula del barco se usa para asistir el seguimiento en acimut. La antena completa y el equipo electrónico ADE¹ son contenidos dentro de un domo de 1.8 m de diámetro.

4.2.4.4 Estándares para terminales de INMARSAT

El sistema de INMARSAT se divide en varios estándares de acuerdo a los diferentes usos y propósitos.

Inmarsat A. El servicio original introducido en 1982, ofreciendo teléfono de marcación directa, fax, datos, telex y correo electrónico.

¹ Above Deck Equipment.

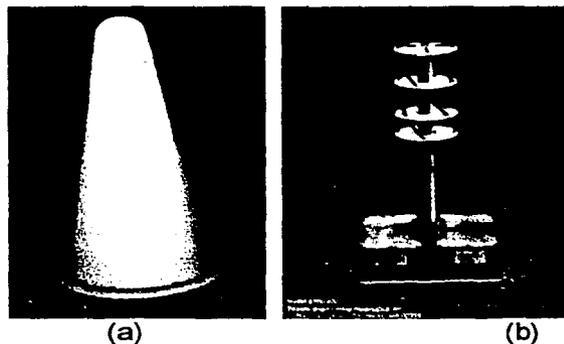


- (a) Antena plegable INMARSAT A y B de 0.8 metros de diámetro.
- (b) Antena INMARSAT A y B de 0.8 metros de diámetro.
- (c) Antena de malla INMARSAT A y B de 2.3 metros de diámetro.

Figura 5.18 Platos parabólicos para terminales marítimas de los sistemas A y B.

Inmarsat B. Sucesor digital del estándar A. Ofrece servicios similares a los del estándar A, pero con reducción de costos debido al uso más eficiente de las frecuencias de radio

Inmarsat C. Servicios de datos de conmutación de paquetes, a través de una terminal ligera de bajo costo, lo suficientemente pequeña para ser traerla en las manos o fijarla en cualquier embarcación. Está aprobada para usarse en el Sistema Marítimo Global de Emergencia y Salvamento (GMDSS), es ideal para distribuir y recolectar información en flotas de embarcaciones o de vehículos comerciales.



- (a) Antena omnidireccional hemisférica de 12.7 cm de altura y 5.8 cm de diámetro (2 dBi).
- (b) Antena con cobertura entre 20° y 64° de 25.4 cm de altura y 0.5 cm de diámetro adelgazado (6dBi).

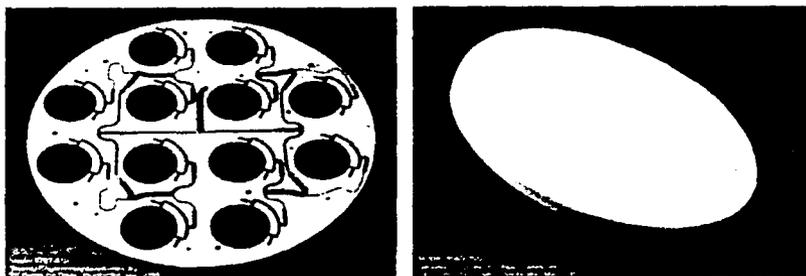
Figura 5.18 Antenas para terminales del INMARSAT C.

Inmarsat M. Con la introducción de los haces concentrados en los satélites Inmarsat 3, un derivado del sistema M, conocido como Mini-M, entró en operación en 1996. Las terminales, de las cuales la terrestre es del tamaño de una computadora portátil, para este sistema difieren con respecto a las del sistema M en que la codificación de la voz, después de aplicar FEC, se redujo de 6.4 a 4.8 kbps y la ganancia de la antena se redujo a cerca de 9 dB.

Mini-M. Es el servicio de INMARSAT más popular, diseñado para explotar la potencia de los haces puntuales de los satélites Inmarsat 3, los últimos teléfonos de INMARSAT son los más pequeños, ligeros y baratos que se hayan construido. Estos aparatos tienen masas de 2 kg, el tamaño de una computadora *notebook*, y precios desde 3 000 USD para el teléfono y 2.5 USD por minuto de tiempo aire. Existen versiones marítimas, terrestres, para vehículos y semifijas.

Tabla 5.10 Características de los estándares INMARSAT B, C y M.

Terminal	SESs Estándar B	SESs Estándar C	SESs Estándar M
Tasa de transmisión	24 kbps	600/1200 bps	6.4 kbps
Modulación	OQPSK	BPSK	OQPSK
Codificación	Convolutacional 3/4	Convolutacional 1/2	Convolutacional 3/4
Decodificación	Viterbi	Viterbi	Viterbi
G/T	-4 dB/K	-22.8 dB/K	-12
PIRE	15.5 dBW	13 dBW	19 y 25 dBW



(a)

(b)

- (a) Antena marítima M de 45 cm de diámetro y 1.27 cm de espesor (sin cubierta).
 (b) Antena marítima Mini M de 45 cm de diámetro.

Figura 5.19 Antenas para terminales del INMARSAT M y Mini M.

Inmarsat D+. Ofrece comunicaciones bidireccionales, usando terminales con tamaños similares al de un reproductor de CD personal. Con GPS integrado, los servicios del sistema D+ son adecuados para rastreo, mensajería con pocos datos y aplicaciones de control de inspección y adquisición de datos (SCADA²).

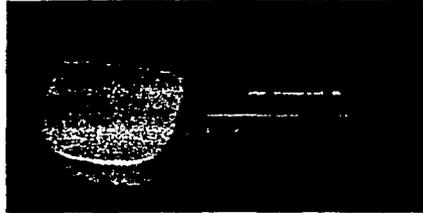


Figura 5.20 Terminal Inmarsat D+ de Terrafix.
<http://www.terrafix.co.uk/products/comms/inmars.htm>

Inmarsat E. Para servicios globales de alerta en caso de desastres, transmitidas mediante radio faros indicando la posición de emergencia (EPBIRBS³) y repetidas por las estaciones terrenas costeras. Tiene cobertura en todas las regiones y es totalmente compatible con el sistema GMDSS.

Inmarsat M4. Fue introducido en 1999, proporciona servicios de la Red de Area Global (GAN), incluyendo voz a 4.8 kbps, fax y datos de alta velocidad (hasta 64 kbps), ISDN, IPDS⁴, acceso a Internet, Acceso a correo electrónico y video conferencia.



Figura 5.21 Terminales INMARSAT M4 de OMNIPLESS.
http://www.omnipless.com/inmarsat_global.htm

² *Supervisory control and data acquisition applications.*

³ *Emergency Position Indicating Radio Beacons.*

⁴ *INMARSAT Packet Data Service.*

4.2.4.5 INMARSAT-Aero

El sistema se desarrolló para cubrir las necesidades de los usuarios aeronáuticos. Está diseñado para permitir el uso de antenas de alta (12 dBi) y baja (0 dBi) ganancia en aviones. Con la instalación de una antena de baja ganancia se tienen servicios de baja velocidad; en contraste, con una antena de alta ganancia se soportan servicios de telefonía multicanal, y servicios de baja y alta velocidad. Las terminales son conocidas como estaciones terrenas aeronáuticas (AES, *Aeronautical Earth Station*) y la estación como estación terrena en suelo (GES, *Ground Earth Station*). También se proporcionan servicios de coordinación de la red normalmente, mediante el centro de control (NCS)

Se proporcionan los siguientes canales para servicios de comunicaciones y señalización entre las AES y las GES, que son:

- **Canal P:** opera en modo de paquetes TDM en la dirección tierra-aire, con una tasa de transmisión de 600 bps. Se utiliza codificación convolucional de tasa $\frac{1}{2}$, intercalamiento de bits (profundidad de 348 bits) y modulación ABPSK. Se define ABPSK como DPSK simétrica filtrada 40% con coseno ascendente. El canal P puede operar a mayores velocidades (1200, 2400, 4800 y 10 500 bps) en sistemas mejorados.
- **Canal R:** El canal de acceso aleatorio se usa en la dirección aire-tierra para señalización y transmisión de mensajes cortos. El formato de transmisión es similar al del canal P.
- **Canal T:** canal TDMA que opera usando un protocolo de reservación. La duración de la trama es de 500 ms, con 63 ranuras por trama, también se usa una supertrama de 8 segundos.
- **Canal C:** opera en modo SCPC en ambas direcciones y puede usarse para tráfico de voz o datos. En el modo de voz, la voz se codifica mediante un vocoder a 9.6 kbps, se añaden datos de sub-banda e información de estructura para producir una tasa de 10.5 kbps. Se aplica codificación convolucional de tasa $\frac{1}{2}$ e intercalamiento de bits con profundidad 384. El método de modulación es OQPSK con una tasa de 21.0 kbps. Los servicios de datos operan a velocidades de 2.4, 4.8 o 9.6 kbps.

Para asegurar una eficiencia espectral aceptable se emplea un esquema de compensación al efecto doppler⁵. Al igual que en los sistemas B y M, se utiliza un sistema de control de potencia y activación por voz, para garantizar una máxima utilización de la potencia en el satélite. Los servicios aeronáuticos fueron introducidos en 1990 y 1991, con ayuda de 14 GESs distribuidas estratégicamente para brindar cobertura en las cuatro regiones.

⁵ Se introduce un cambio de frecuencia de cerca de 1.5 kHz producido por el movimiento del avión.

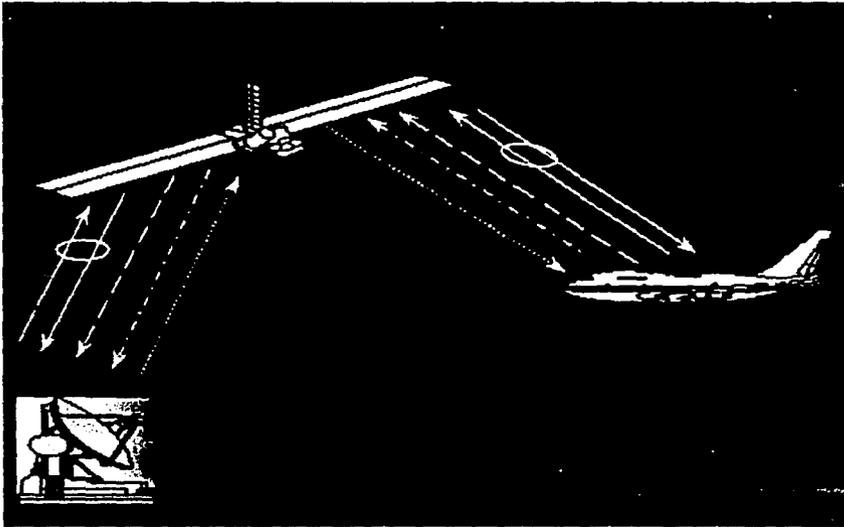


Figura 5.22 Canales del sistema de comunicaciones aeronáuticas por satélite de INMARSAT.

En septiembre de 1995, el comité de futuros sistemas de navegación aérea, definió los lineamientos para administración de tráfico aéreo en los sectores de enrutamiento y terminales, basándose en los sistemas GPS y de INMARSAT. El sistema conocido como Vigilancia Dependiente Automática (ADS), permite que el centro de control de tráfico aéreo haga peticiones hacia el avión, el cual responderá con un mensaje que contiene su posición, rumbo, etc., derivados del sistema GPS y otros sensores a bordo; todas las comunicaciones se realizan a través del sistema de INMARSAT.

Como en el caso del sistema M, con la introducción de los haces concentrados en el sistema de INMARSAT, se desarrollo un sistema conocido como *Aero-I*, cuyas características se mencionan enseguida.

Aero-C. Es un servicio de mensajería y reporte de datos, con comunicaciones satelitales del tipo *store and Forward*. Dirigida principalmente a aviones que vuelan en regiones en las que las comunicaciones de radio se dificultan o son imposibles. También se utiliza para reportar la posición de la nave, actualizaciones de planes de vuelo debido a condiciones ambientales, mantenimiento, demanda de combustible, y comunicaciones personales y de negocios.

Aero-H. Sistema lanzado en 1990, con servicios de telefonía, fax, y comunicaciones de datos en las cabinas de pasajeros y en la cabina del piloto. También usado para operaciones de la aerolínea y control de tráfico aéreo.

Aero-I. Para servicios de datos baja y media velocidad, telefonía y fax, con antenas de media ganancia, para operar con los haces puntuales de los satélites *Inmarsat 3*.

Aero-L. Servicio de baja ganancia para comunicaciones satelitales aéreas, con intercambio de datos en tiempo real, en ambas direcciones, con una tasa de 600 bps. Es compatible con los requerimientos de control de tráfico y seguridad de la Organización Internacional de Aviación Civil (ICAO)⁶.

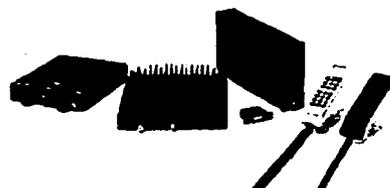
Aero-Mini M. Diseñada para usuarios de aviones pequeños de corporativos, con servicios de voz, datos (2.4 kbps), y fax. La antena externa se enlaza con una terminal que pesa cerca de 4.5 kg.



(a)



(b)



(c)



(d)



(e)

(a) Aero C. http://www.tt.dk/products/aero/TT-3024*.asp

(b) Aero H. <http://www.tecom-ind.com/t4000.htm>

(c) Aero I. <http://www.tt.dk/products/aero/TT-5000.asp>

(d) Aero L. <http://www.tecom-ind.com/T4100.htm>

(e) Aero Mini M. http://www.omnipless.com/aero_m_satcom.htm

Figura 5.23 Terminales aéreas de INMARSAT.

⁶ *International Civil Aviation Organization.*

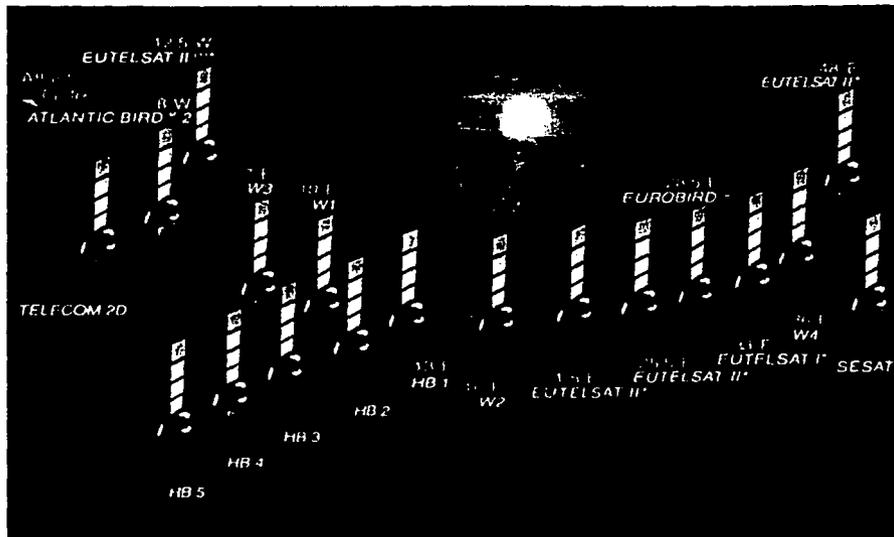
4.3 EUTELSAT

En la actualidad, EUTELSAT es una de las organizaciones proveedoras de comunicaciones por satélite más experimentadas y mejor establecidas a nivel mundial. Sus oficinas centrales se encuentran en París, y se encarga de administrar una infraestructura satelital que presta servicios a redes corporativas, acceso de banda ancha, y radio y televisión a los usuarios. En julio de 2001, EUTELSAT completó un programa de reestructuración con fines de convertirse en una compañía privada bajo leyes francesas, después de tener carácter intergubernamental por cerca de 20 años. Desde su mercado central (Europa y la Zona del Mediterráneo), esta organización ha expandido su presencia hacia el Medio Oriente, Africa, Asia del Sur-Oeste, y América del Norte y del Sur. En conjunto con sus oficinas centrales, opera con una subsidiaria en Brasil y una oficina de ventas en Alemania.

La flota satelital de EUTELSAT comprende 18 satélites (véase fig. 4.30) colocados en órbita geoestacionaria entre 12.5° Oeste y 48° Este, brindando cobertura desde América hasta territorios de la India. El control de los satélites en órbita se lleva a cabo mediante estaciones en París, Portugal y Rusia. La coordinación del uso de la capacidad se realiza desde las oficinas centrales. También comercializa capacidad en tres satélites operados por otras compañías (*Loral Skynet, Telecom Italia, Russian Satellite communications Company*). La organización ha invertido en seis nuevos satélites que serán lanzados dentro de los próximos dos años.

4.3.1 Flota satelital

La flota satelital de EUTELSAT comprende varias familias de satélites. Los miembros de cada familia típicamente comparten una misión común (por ejemplo, para transmisión de TV o servicios de telecomunicaciones) y son similares en cuanto a diseño y construcción. Están distribuidos en un amplio rango de posiciones orbitales al Este y Oeste del Meridiano de *Greenwich*. Los elementos del Oeste brindan cobertura en América y Europa; los del Este brindan cobertura en Europa, Africa, el Medio Oriente, Asia Central y en la India. La figura 4.24 muestra su flota de satélites y sus posiciones orbitales.



*(1) Será reemplazado por el Atlantic Bird el primer cuarto de 2002.

Figura 4.24 Flota satelital de EUTELSAT. Comprende 18 satélites geoestacionarios en órbita, es considerada una de las flotas de satélites más grandes a nivel mundial. (http://www.eutelsat.org/satellites/4_1.html#)

4.3.2 EUTELSAT II

Los satélites de esta generación fueron diseñados como plataformas de propósito múltiple para comunicaciones internacionales. Entre 1990 y 1992 cinco satélites fueron lanzados exitosamente. En la actualidad están en operación todos ellos, el último de ellos (Eutelsat II-F6) tiene un diseño diferente y se incluyó en la familia de satélites HOT BIRD (Hot Bird I), éste se describe en esa sección.

Los satélites Eutelsat II (fig. 4.25) se usan principalmente para distribución de TV y servicios de telecomunicaciones. Inicialmente se colocaron en las posiciones 7°, 10° y 16° Este. En la actualidad, todos ocupan diferentes posiciones orbitales después de su reemplazo por parte de los satélites de la serie W. Prestan servicios como telefonía pública, servicios de negocios, recolección de noticias e intercambio de programas de radio y televisión.

Tabla 5.11 Fechas de lanzamiento y características importantes de los satélites Eutelsat II.

Satélite	Eutelsat II F-1	Eutelsat II F-2	Eutelsat II F-3	Eutelsat II F-4
Fecha de lanzamiento	Agosto de 1990	Enero de 1991	Diciembre de 1991	Julio de 1992
Posición inicial	13° Este	10° Este	16 ° Este	7° Este
Servicios prestados	Transmisión de TV	Telefonía pública, servicios de negocios, recolección de noticias e intercambio de programas de radio y TV por la EBU.		
Principales características	<ul style="list-style-type: none"> ▪ 16 transpondedores. ▪ Masa: de 1870 kg, al momento del lanzamiento. ▪ Potencia: 3 kW, al final de su vida útil (7 años). ▪ 22 canales para enlace descendente (8 de 72 MHz y 14 de 36 MHz) ▪ Un área de recepción extensa y dos áreas de transmisión denominadas cobertura <i>superbeam</i> y cobertura <i>widebeam</i>. Estas tres coberturas se generan mediante dos antenas: la antena Este y Oeste (nombradas de acuerdo con su localización en los paneles solares). Las dos antenas proporcionan cobertura de recepción, mientras que la antena del Este únicamente de recepción. ▪ Fueron contruidos por un consorcio internacional, encabezado por <i>Aerospatiale</i> y <i>Alcatel Space</i> de Francia, <i>Matra Marconi Space</i> del Reino Unido, y <i>DASA</i> de Alemania. ▪ Compatibles para el lanzamiento en el Ariane 4 de Kouru y en el Atlas desde Cabo Cañaveral. ▪ Su diseño se basó en la plataforma Spacebus 2000, estabilizada en tres ejes. ▪ Sus antenas tienen 1.6 m de diámetro, usan polarización dual lineal y utilizan un arreglo de alimentación para proveer las coberturas conformadas de transmisión y recepción. ▪ Cada arreglo de alimentación está separado en dos grupos de cornetas. Uno de ellos genera la cobertura <i>Superbeam</i>, mientras que la combinación de ambos proporciona la cobertura <i>Widebeam</i> (en ambas antenas). La combinación de ambos grupos de cornetas proporciona la cobertura de recepción en la antena Este. 			

**Figura 4.25** Satélite Eutelsat II. Su diseño se basó en la plataforma Spacebus 2000, estabilizada en 3 ejes. (<http://www.eutelsat.org>)

4.3.3 HOTBIRD

En el Sistema HOT BIRD™, un *Superbeam* permite la recepción directa en los hogares con platos parabólicos de menos de 60 cm de diámetro en el centro del haz; platos parabólicos de tamaño ligeramente mayor (80 cm en el centro y de 1.2 a 1.8 m en la cobertura), permiten la recepción directa a través de un haz amplio, con cobertura en Europa, Africa del Norte y hacia el Este hasta Moscú y Dubai. Algunos de los distribuidores de TV digital más exitosos en Europa, han construido sus negocios en conjunto con EUTELSAT, en países como Francia, Grecia, Italia y Polonia.

A mediados de 2001, se estimó que cerca de 85 millones de hogares recibían 900 canales de televisión y cerca de 600 canales de radio transmitidos por el sistema HOT BIRD. Entre éstos, 60 millones se conectaban a la red de cable y 25 millones estaban equipados para recepción directa de satélite. Los satélites han disparado los mercados de distribución de televisión, y en nuestros días están manejando la convergencia de la TV e Internet para formar las nuevas plataformas de entretenimiento interactivas. Por ello, esta organización lanzará nuevos elementos del sistema en el 2002, con las tecnologías características de inicios de nuevo milenio: uso de frecuencias en banda Ka, áreas de servicio múltiples y procesamiento a bordo.

EUTELSAT II-F1, HOT BIRD 1, HOT BIRD 2, HOT BIRD 3, HOT BIRD 4

PLAN DE FRECUENCIA PARA EL ENLACE DESCENDENTE

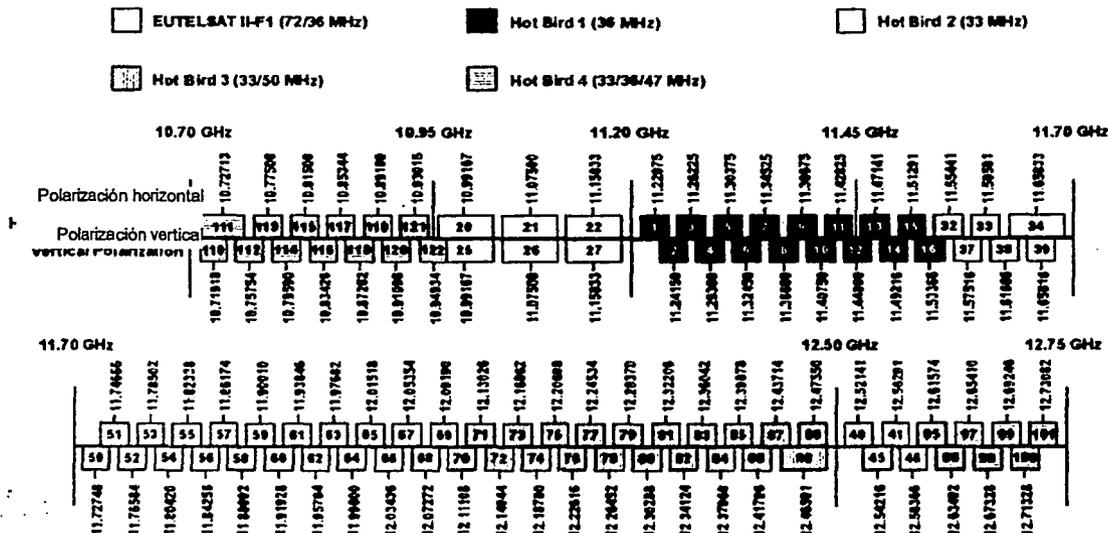


Figura 4.26 Planes de frecuencia para los satélites Eutelsat II-F1, Hot Bird 1, 2, 3 y 4. (<http://www.eutelsat.org>)

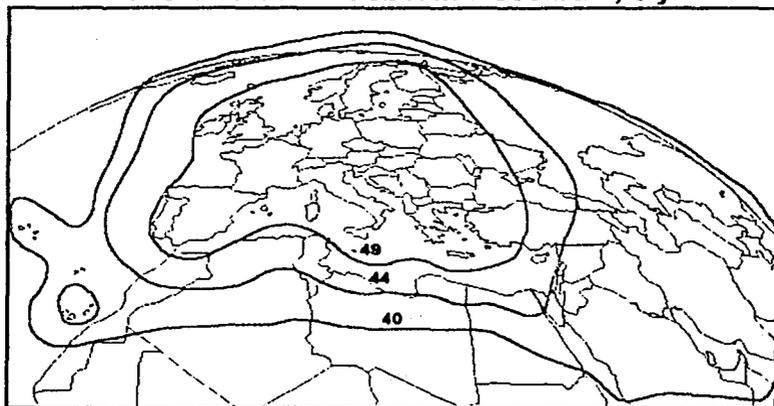
Tabla 5.12 Fechas de lanzamiento de los satélites de la serie Hot Bird.

Satélite	Fecha de lanzamiento	Posición orbital	vehículo de lanzamiento	Fabricante
HOT BIRD 1	28/03/95	13° E	Ariane IV	Alcatel Space Industries
HOT BIRD 2	21/11/96	13° E	Atlas IIA	
HOT BIRD 3	02/09/97	13° E	Ariane IV	
HOT BIRD 4	27/02/98	13° E	Ariane IV	Matra Marconi Space (Astrium)
HOT BIRD 5	09/10/98	13 °E	Atlas IIAS	
HOT BIRD 6	2º cuarto de 2002	13° E	-	Alcatel Space Industries
HOT BIRD 7	2º cuarto de 2002	13° E	-	Astrium

Cobertura del Superbeam Hot Bird 2, 3 y 4



Cobertura del Widebeam Hot Bird 2, 3 y 4



TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

Figura 4.27 Coberturas para superbeam y widebeam de los satélites Hot Bird 2, 3 y 4.
(<http://www.eutelsat.org>)

4.3.4 Serie W

Los satélites W integran la nueva generación de satélites de telecomunicaciones, televisión y multimedia, que extienden el rango de servicios prestados por el sistema HOT BIRD. La serie W proporciona cobertura flexible y opciones de ancho de banda para usuarios y servicios de negocios en Europa, Asia y Africa. Proporcionan una cobertura más amplia y mayor potencia con respecto a la generación anterior, y hacen uso de haces móviles.

Entre los servicios ofrecidos por los satélites de esta serie incluyen Internet, telefonía pública, redes de negocios, recolección de noticias y transmisión de radio y televisión. Sus usuarios incluyen compañías de telecomunicaciones, agencias de noticias internacionales (radio y televisión), industria manufacturera y proveedores de servicios multimedia. Uno de los usuarios más importante es la Unión Europea de Transmisión (EBU), la asociación nacional de transmisión más grande del mundo. Los satélites de esta serie forman la dorsal de las redes Eurovision y Euroradio, para el intercambio de programas de televisión y radio a nivel internacional.

Tabla 5.13 Fechas de lanzamiento y posiciones de los satélites de la serie W.

Satélite	Fecha de lanzamiento	Posición orbital	vehículo de lanzamiento	Fabricante
W1	06/09/00	10° E	Ariane IV	Alcatel Space Industries
W2	05/10/98	16° E	Ariane IV	
W3	12/04/99	7 °E	Atlas IIAS	
W4	25/05/00	36° E	Atlas IIIA	

4.3.5 Sesat

El Satélite Siberia-Europa ofrece un amplio rango de servicios de telecomunicaciones sobre un área de cobertura muy amplia, que se extiende desde el Océano Atlántico hasta Rusia del Este, incluyendo una extensa parte de Siberia; también brinda servicios similares en territorios de la India, mediante un haz puntual móvil. Compartiendo la posición orbital en 36° E, con el satélite W4, el satélite Sesat contribuye al desarrollo de servicios domésticos, regionales e internacionales, como telefonía, y servicios de datos corporativos y especializados. Facilita el desarrollo de nuevos mercados en la Europa del Este y Asia del Sur para todos los tipos de servicios de telecomunicaciones y de negocios, y también permite la interconexión total entre Europa del Este y el Oeste. Fue lanzado en abril de 2000, contiene 18 transpondedores y fue diseñado con un mínimo de 10 años de vida útil.

4.3.6 Eurobird

El satélite Eurobird brinda servicios en Europa del Oeste y Central, desde la posición orbital de 28.5° E. Fue lanzado en marzo de 2001. El satélite continuo los servicios prestados por el satélite Eutelsat II-F4, estos servicios incluyen recolección de noticias, distribución de programas de radio y TV, y servicios de negocios. Su alta potencia de transmisión lo hace ideal para servir a usuarios con platos parabólicos muy pequeños de bajo precio, con servicios multimedia y de transmisión de radio y TV. Tiene un haz fijo y dos haces apuntables, éstos últimos permiten la provisión de servicios a nivel nacional o regional.

El Eurobird continua prestando servicios a los usuarios del Eutelsat II-F4. También proporciona los medios para entregar nuevos servicios multimedia y de TV interactiva orientados a los usuarios, para complementar los servicios ofrecidos por el sistema HOTBIRD.

4.3.7 Atlantic Gate

En septiembre de 2001 se lanzó el primer satélite de esta familia: el Atlantic Bird 2 (reemplazando al Telecom 2^a, posicionado en 8° O), cuyo propósito es lograr las comunicaciones entre América, Europa y la región del Golfo Pérsico en un sólo salto. El Atlantic Bird 1 será colocado en 12.5° O, a principios del 2002. Estos dos satélites competirán en el mercado de transmisión de datos y televisión por satélite de América a Europa y Medio Oriente, y en la dirección inversa.

4.4 Sistemas de satélites mexicanos

4.4.1 Sistema Morelos

El primer sistema satelital de México fue propiedad de la agencia gubernamental Telecomunicaciones de México (Telecomm) y proporcionaba servicios de telecomunicaciones, aún en las partes más remotas de la nación. Entre los servicios prestados se pueden contar la televisión educativa, programas comerciales sobre la red de televisión nacional servicios de facsímil y telefonía, y transmisiones de datos de negocios. México fue el primer cliente en usar el modelo Hughes 376 como satélite híbrido, operando en las bandas de frecuencia C y Ku simultáneamente. Además de los satélites, el contrato con Hughes incluía la construcción e instalación de la estación de telemetría, rastreo y comando para operar el sistema Morelos. La estación está localizada al Sureste de la ciudad de México, en Iztapalapa.

En la posición de lanzamiento (con los paneles telescópicos recogidos y su antena principal doblada) el Morelos medía 2.85 m de altura. En órbita, con sus paneles solares extendidos y la antena desplegada, mide 6.62 m. Su diámetro es de 2.16 m y su masa era de 646.5 kg al inicio de su vida útil. Cuatro propulsores de hidrazina proveen el control de posición y órbita. Los dos paneles solares, que usan celdas K-7, generaban cerca de 950 W de potencia eléctrica a principios de su vida útil. Dos baterías de níquel-cadmio alimentan al satélite durante los eclipses, cuando el satélite pasa por la sombra de la Tierra.

A pesar de que el diseño se basó en el estándar 376, el sistema de antenas fue diseñado para satisfacer los requerimientos de comunicaciones de nuestro país (ver figura 4.28). Fue el primer diseño en usar un arreglo planar de alimentación.



Figura 4.28 Satélite Morelos en órbita. Se puede observar su huella conformada, para cubrir el territorio mexicano.

Los cuatro canales en la banda Ku usan arreglos planares para recepción y tienen un ancho de banda de 108 MHz, con un mínimo de PIRE de 44 dBW. Los haces de transmisión y recepción en la banda C y los haces de transmisión en la banda Ku se crean mediante una antena de 1.8 m de diámetro, se trata de una antena de rejilla, de apertura compartida, con dos superficies selectivas de polarización. La superficie frontal es sensible a los haces polarizados horizontalmente y la de la parte de atrás a los haces polarizados verticalmente. Redes de alimentación separadas se usaban para las dos polarizaciones. Los 12 canales de banda angosta polarizados verticalmente tienen un ancho de banda de 37 MHz, y los 6 haces de banda ancha polarizados horizontalmente son de 72 MHz. El PIRE en la banda C es de 36 dBW en el territorio mexicano. Los transpondedores de banda angosta para banda C usan TWTAs de 7 W, 12 operacionales y 2 de redundancia; los de banda ancha utilizan TWTAs de 10.5 W con 6 operacionales y 2 redundantes. Los transpondedores en

banda Ku tienen TWTAs de 20 W con 4 y 2 de redundantes. Los satélites del sistema Morelos fueron lanzados en el *Space Shuttle* en junio y noviembre de 1985, y posicionados en órbita geostacionaria en 113.5° E y 116.8° E, respectivamente. El primero de ellos, Morelos I, fue retirado en 1994 después de 9 años de servicio. El segundo satélite, Morelos II, después de su lanzamiento se colocó en órbita de almacenamiento hasta 1989, fecha en que entró en operaciones; gracias a las iniciativas y a la excelente operación de los ingenieros mexicanos este satélite ha cumplido ya 16 años en órbita, y todavía continúa prestando servicios de telecomunicaciones, en agosto de 1998 comenzó a operar en órbita inclinada.



Figura 4.29 Satélite Morelos: (a) un técnico inspecciona el arreglo planar, (b) satélite en la posición de lanzamiento.

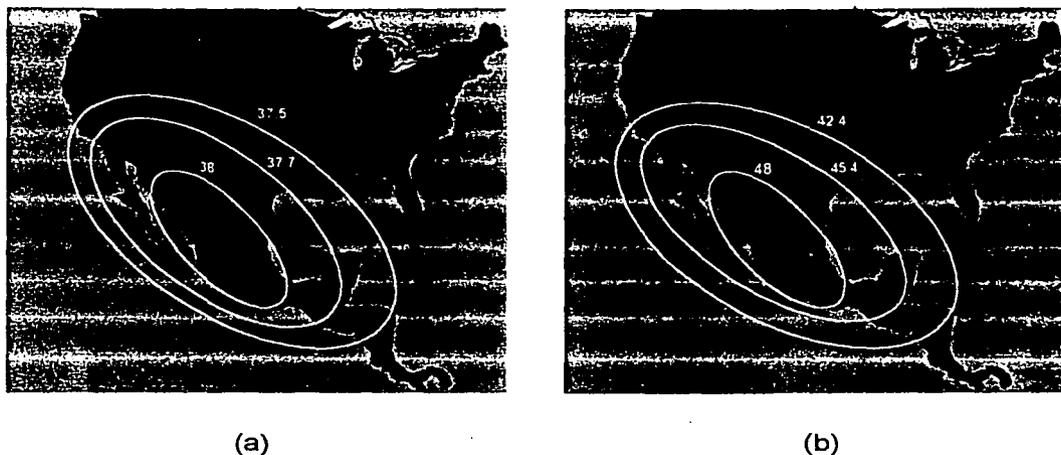


Figura 4.30 Huellas de cobertura en para el satélite Morelos 2. (a) Cobertura en banda C y (b) Cobertura en banda Ku. (SATMEX, <http://www.satmex.com.mx>)

4.4.2 Sistema solidaridad

La segunda generación de satélites mexicanos, construidos por la entonces *Hughes Space and Communications Company*, hoy *Boeing Satellite Systems, Inc.*, se denominó Solidaridad y sus elementos reemplazarían a los satélites Morelos. Los nuevos satélites también serían operados por la agencia gubernamental Telecomm. Se eligió Hughes, sobre otro competidor, por su excelencia técnica, menor precio, menor tiempo de entrega, mayor vida útil y mejor capacidad de comunicaciones. Hughes entregó dos satélites del modelo 601 de alta potencia, el equipo en Tierra asociado y la capacitación necesaria. El primer satélite se lanzó en noviembre de 1993 y el segundo en octubre de 1994, ambos en lanzadores Ariane 4 desde *Kourou, Guiana Francesa*, la vida útil de diseño era de 14 años. Estos dos nuevos satélites permitieron que Telecomm continuara prestando servicios como: telefonía, datos, repetición de televisión, facsímil, redes de negocios y transmisiones de TV educativa. Una nueva característica es la prestación de servicios móviles en todo el territorio.

El cuerpo de los satélites Solidaridad (figura 4.31) es estabilizado en tres ejes, a diferencia de los satélites de la generación anterior que eran estabilizados por rotación. Consiste de una porción central con forma cúbica, la cual contenía los sistemas electrónicos y de propulsión, y a lo largo del eje Norte-Sur, un par de arreglos solares con tres paneles solares cada uno, con un total de 21 de largo. Cada satélite tenía una masa de 1641 kg, y su panel solar generaba 3300 W de potencia eléctrica al inicio de su vida útil. Sus baterías de níquel-hidrógeno proporcionan la potencia durante los eclipses.

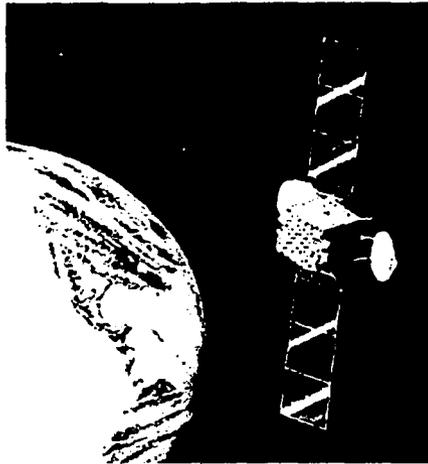


Figura 4.31 Satélite Solidaridad. (*Boeing Satellite Systems, Inc.*).

Como los Morelos, los Solidaridad contienen 18 transpondedores activos en la banda C, pero con mucho mayor potencia que permite la recepción desde terminales pequeñas. Los transpondedores son alimentados por amplificadores de potencia de estado sólido (SSPAs), cuyas potencias dentro del rango de 10 a 16 W. Hay 16 transpondedores activos en la banda Ku con TWTAs de 42.5 W. Adicionalmente los satélites de esta generación contienen un canal en banda L para servir a usuarios móviles en tierra, mar o aire, y en áreas rurales. Este servicio tiene cuatro SSPAs de 21 W conectados en paralelo.

Todas las bandas cubren México, y la cobertura en las bandas C y Ku se extendía al Sudoeste de Estados Unidos. Adicionalmente, los haces concentrados en banda Ku extendían la cobertura hacia las ciudades más importantes en ese país, como Chicago, Dallas, Houston, Los Angeles, Miami, Nueva York, San Antonio, San Francisco, Tampa y Washington, D. C. La cobertura en banda C incluía el Caribe y América Central y del Sur.

Las operaciones de telemetría, rastreo y comando son conducidas en la estación existente en Iztapalapa (véase figura 4.32), y en un centro de control alternativo en Hermosillo, Sonora. El equipo de la estación construida para el sistema Morelos fue mejorado, y se brindó capacitación a ciudadanos mexicanos para la operación del sistema Solidaridad de mayor complejidad.



Figura 4.32 Centro de control existente en Iztapalapa, fue actualizado para el sistema Solidaridad de mayor complejidad.

Con sus antenas desplegadas, el conjunto espacial mide 7.2 metros de ancho. La antena para banda C se localiza en el lado Oeste y para la banda Ku en el lado Este. Se trata de antenas ovaladas de 2.4 m por 1.8 metros con dos superficies reflectoras, con selectividad a polarización. Un arreglo de dipolos de 26 elementos en banda L cubre la cara frontal de satélite a la Tierra.

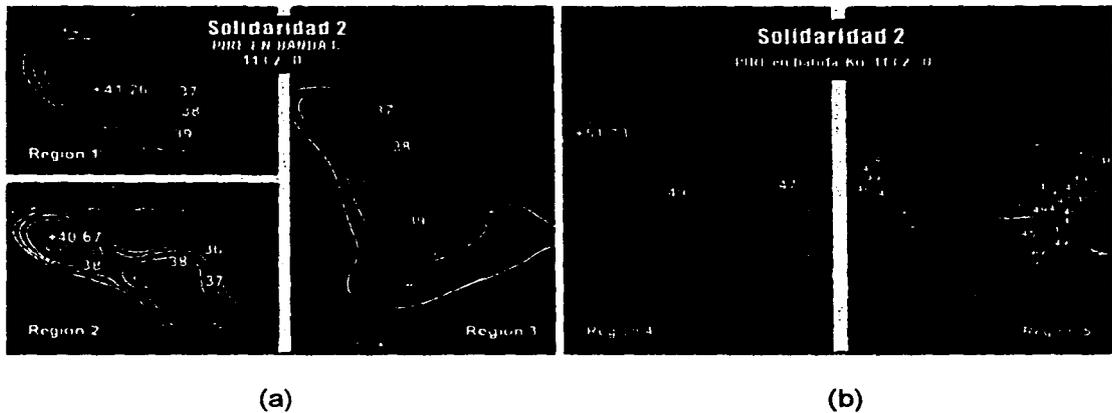


Figura 4.33 Huellas de cobertura en para el satélite Solidaridad 2. (a) Cobertura en banda C y (b) Cobertura en banda Ku. (SATMEX, <http://www.loralsky.net.com/fleet>)

Las antenas y paneles solares se pueden doblar para formar un cubo de 2.7m, por 3.5 m, por 3.1 m. Su sistema de propulsión para mantener el satélite en órbita se compone de 12 propulsores de bipropelente de 22 N, y un motor de apogeo de 490 N. El cuerpo de los Solidaridad se compone de dos módulos: la estructura primaria, que soporta las cargas del vehículo del lanzamiento, conteniendo el sistema de propulsión, el bus electrónico y los paquetes de baterías; la estructura secundaria, en forma de panal de abejas, que contiene el equipo de comunicaciones y las guías isotérmicas de calor. Esta forma de construcción permite el desarrollo de los diferentes módulos en paralelo, disminuyendo de esta forma el tiempo de construcción del aparato.

En 1995 se inició el proceso de privatización de la Sección de Servicios Fijos Satelitales de Telecomm, en 1997 esta misma sección se registra bajo la legislación mexicana, constituyendo la empresa Satélites Mexicanos S.A. de C.V. (SATMEX). La empresa continuaba siendo propiedad del estado. Un año después, en 1998, un nuevo grupo ejecutivo tomó el control de la empresa e inició la transición rumbo a la privatización.

4.4.3 SATMEX 5

El satélite Satmex 5 (Fig. 4.34), lanzado en diciembre de 1998, representa la tercera generación de satélites mexicanos, una herramienta poderosa para proporcionar más opciones en la región y para soportar el importante papel que México juega en el proceso de globalización. Es una versión de alta potencia del satélite estabilizado en tres ejes de alta potencia (Hughes 601 HP). Entrega 7000 W de potencia eléctrica (al menos 10 veces más que el Morelos II). Con tecnologías innovadoras como celdas solares de doble juntura de arseniuro de galio, TWTAs enfriados por radiación, tecnología de baterías avanzadas y sistema de propulsión por iones de Xenón, XIPS, el 601HP puede alojar módulos de comunicaciones hasta dos veces más poderosas que el modelo 601 de Hughes, con una vida útil esperada de 15 años.

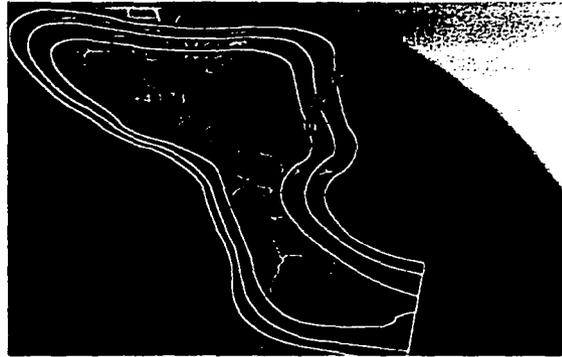


Figura 4.34 Satélite Satmex 5. (*Boeing Satellite Systems, Inc.*).

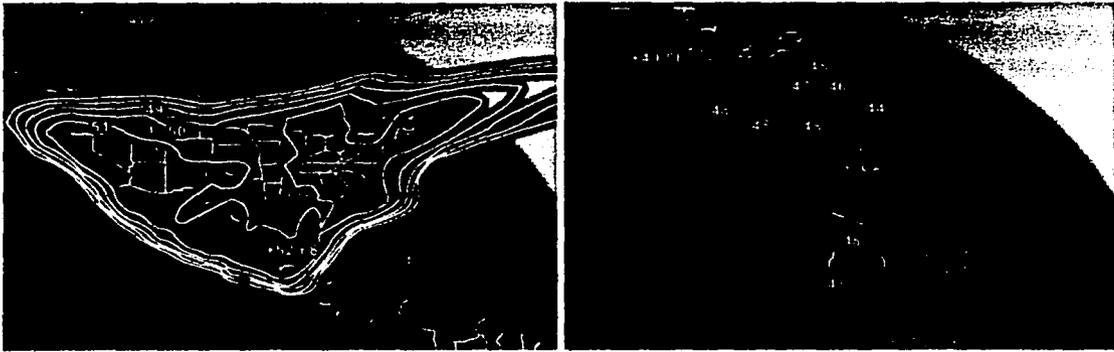
El nuevo satélite permitió mejorar los servicios: comunicaciones de negocios, distribución de televisión, programación educativa, entre otros, con alta confiabilidad, rendimiento y valor. Adicionalmente, la cobertura geográfica en banda Ku permite la recepción directa de servicios con antenas de 60 centímetros; los márgenes de PIRE y G/T para el peor caso son más que suficientes para transmisión digital. Los haces del Satmex 5 expanden la cobertura en el continente Americano, prestando servicios a países como Argentina, Brasil, Chile, Colombia, El Salvador, Perú, Venezuela y los Estados Unidos, entre otros.

Nuevamente, como sucedió cuando se desplegó el sistema Solidaridad, la estación terrena se actualizó los dos centros de control existentes (el de Iztapalapa y Hermosillo).

El 28 abril de 1999 el satélite Solidaridad I, lanzado en 1993, sufrió una falla generada por una descarga eléctrica, que provocó un giro que desvió su huella de la zona de cobertura, según los directivos de la empresa. Un día después el servicio fue restablecido. Sin embargo, el 28 de agosto de 2000 se presentó nuevamente otra falla en los sistemas y el satélite comenzó a girar sobre su eje sin control, provocando en consecuencias fallas en toda la gama de servicios que proporcionaba a Empresas e Instituciones. Después de 65 intentos fallidos por parte de *Hughes Space & Communications* para reactivar los sistemas, y caer en la cuenta de que se encontraba en el nivel mínimo de energía, el martes 29 de agosto del mismo año se procedió a mandar la señal que apagaba sus sistemas, perdiendo así, otros 7 años de vida útil del aparato.



(a)



(b)

Figura 5.35 Huellas de cobertura en para el satélite Satmex 5. (a) Cobertura en banda C y (b) Coberturas en banda Ku. (SATMEX, <http://www.loraliskynet.com/fleet>)

La pérdida de este aparato significó un gran impacto en las telecomunicaciones en México, 150 empresas utilizaban sus servicios. Afectó 200 sucursales bancarias en nuestro país (Bancomer, Banamex, Serfin), estaciones de radio y televisión, teléfonos celulares, telefonía rural (unos 4 000 aparatos), radiolocalizadores (casi 500 000 usuarios de Skytel, Alfavit, Biper y Coditel) y el sistema de educación a distancia (Edusat), inhabilitando a casi 12 000 planteles en zonas rurales.

En la actualidad Satmex opera los satélites Morelos II (en órbita inclinada), Solidaridad II y Satmex 5, en las posiciones orbitales 102° O, 113.5° O y 116.8° O, respectivamente. Su flota satelital ofrece cobertura regional y continental en las bandas C y Ku, abarcando desde Canadá hasta Argentina. A principios del año 2003, esta empresa lanzará un nuevo satélite: Satmex 6, que está en construcción y ocupará el lugar orbital en 109.2° . Los servicios que ofrece son:

- Servicios permanentes y servicios ocasionales de radiodifusión, telefonía y telecomunicaciones, en 31 países de la región.
- Apoyo en el desarrollo de las áreas rurales mediante aplicaciones satelitales para educación a distancia y telefonía rural en localidades remotas.
- Capacidad para nuevas aplicaciones, como Internet directo al hogar y conectividad de alta velocidad a proveedores de servicios de Internet.

Satmex es miembro de la Alianza Global de *Loral* y ofrece a sus usuarios las ventajas de una red mundial de capacidad satelital, al proporcionar soluciones globales con enfoque en las necesidades y requisitos de América.

4.4.4 SATMEX 6

Satmex 6 será un satélite modelo FS-1300X construido por *Space Systems/Loral*, que se lanzará a principios de 2003. Tendrá 60 transpondedores de 36 MHz cada uno: 36 canales en banda C darán servicio en tres regiones (Estados Unidos, Sudamérica y continental) y 24 canales en banda Ku con cobertura NAFTA y continental, con un haz de alta potencia sobre las principales ciudades de América del sur (incluyendo Brasil). Sus paneles solares generarán 13.7 kW de potencia eléctrica al inicio de su vida útil.

Tabla 5.14 Especificaciones técnicas del satélite Satmex 6.

Banda	C1	C2	C3	Ku-1	Ku-2	
Cobertura	CONUS	Sudamérica	Continental	NAFTA	Continental	Haz regional ^b
PIRE ^a (dBW)	40	39	38	49	46	49
Transpondedores	12	12	12	12	12 + 6	12 + 6
G/T ^a (dB/K)	0.0	-1.5	-3.0	+1.5	-3.5	-0.5
Densidad de flujo en saturación ^a (dBW/m ²)	98	98	98	98	98	98
Redundancia	16:12					
Potencia nominal (W)	42	33	47	150	250	250
Rango del atenuador	0 a 15 en pasos de 1 dB			0 a 20 dB en pasos de 1 dB		
Tolerancia a la deriva (<i>Stationkeeping</i>)	+0.05 N-S +0.05 E-O					

^a En el perímetro de la cobertura.

^b En Sudamérica.

Las tecnologías que se incluirán en el satélite permitirán tener las siguientes características:

- Alta potencia en las bandas C y Ku
- Cobertura total en América
- Cobertura configurable
- Tecnología probada

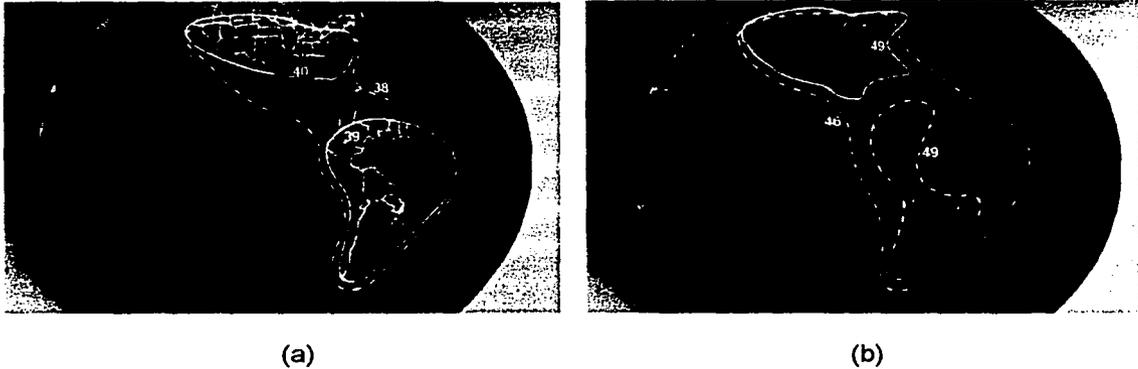


Figura 5.36 Huellas de cobertura en para el satélite Satmex 6. (a) Cobertura en banda C y (b) Cobertura en banda Ku. (SATMEX, <http://www.loralskynet.com/fleet>)

4.5 Transmisión de televisión digital por satélite

Los primeros estudios sobre transmisión de televisión se realizaron en las décadas de los años 20 y 30 del siglo pasado. En 1936 se llevaron a cabo transmisiones con calidad regular usando un sistema electrónico desarrollado por la compañía recién formada EMI y Marconi, y conducidas por la BBC de Londres, pero fueron suspendidas en 1939 debido a la Segunda Guerra Mundial. Los experimentos y estudios fueron retomados en 1946, un año después de la publicación del artículo de Clarke, que había previsto la aplicación de los satélites colocados en órbita GEO para *broadcast*.

Después de casi 20 años de la publicación del artículo de Arthur C. Clarke, en 1962, se realizó la primera transmisión de imágenes por satélite a través del Atlántico por parte del satélite *Telstar*, de la AT&T. Dentro de la historia de la televisión por satélite apareció en 1964 el *Syncom*, y le siguió un modelo más avanzado en 1965: el *Early Bird* (renombrado después *Intelsat 1*). Generaciones posteriores de satélites de la organización INTELSAT, cada una con elementos más potentes y de mayor capacidad que los anteriores, han soportado el rápido crecimiento de la red telefónica

internacional y ha expandido el alcance del medio televisivo en las tres regiones en las que esta compañía opera. Los eventos más importantes de política y deportes fueron televisados de forma global, y el intercambio de programación se volvió común, aún con los problemas que se generaban debido a las diferencias en los estándares de TV. En un principio, el procedimiento para mitigar este problema era totalmente analógico y caro, pero después, cuando las tecnologías digitales a finales de los 60's y principios de los 70's se aplicaron para resolverlo, los resultados mostraron que el costo, la calidad de la imagen y la confiabilidad operativa mejoraron considerablemente. Para entonces, las técnicas de transmisión digital habían sido usadas ya en las telecomunicaciones terrestres por varios años. A inicios de los 70s, la idea del uso de TDMA y televisión digital en satélites tomó más fuerza. INTELSAT realizó algunos estudios sobre el estándar NTSC de Estados Unidos, con una tasa de transmisión de 45 Mbps. En 1980 se realizaron varios experimentos en Europa con el satélite OTS (*Orbital Test Satellite*), con la finalidad de transmitir señales digitales del estándar PAL con una tasa de transmisión de 60 Mbps y usando un transpondedor de 36 MHz de ancho de banda. El ancho de banda estaba definido por los planes de frecuencia estandarizados y usaban espaciamiento de 40 MHz entre transpondedores, esto definía la tasa de transmisión dependiendo de la eficiencia espectral (número de bits por Hertz de ancho de banda) de la modulación usada, que por ejemplo estaba restringida a 1 y 2 bits para los sistemas de modulación simple, BPSK y QPSK, usadas en ese tiempo. El procesamiento digital de la señal involucrado redujo el ancho de banda más de 100 Mbps (usando PAL como fuente) mediante el uso de técnicas de codificación simple como PCM diferencial. Estas técnicas se han desarrollado y diversificado a través de los años, y en nuestros días se alcanzan relaciones de reducción de 100:1.

Los fines con los que se desarrollaron estas tecnologías incluían aplicaciones profesionales, como el intercambio de señales de televisión entre estudios de transmisión. Los dispositivos disponibles en ese entonces, su precio y complejidad, hacían muy difícil que se diera otro uso al sistema. Desarrollos más recientes cambiaron esa situación y, en nuestros días, la televisión digital directa a los hogares comprende un sistema bien establecido. El contexto de la palabra directa implica que no se necesitan intermediarios, como retransmisores terrestres, entre la fuente del programa y el espectador. Generalmente el concepto *Direct to Home* engloba ese concepto, en el campo satelital se usa como sinónimo de transmisión directa por satélite o DBS⁷ (por las siglas de *Direct Broadcasting by Satellite*).

⁷ A nivel internacional se ha destinado una parte del espectro para servicios fijos por satélite (FSS) y otra para servicios de transmisión o *broadcast* (BSS). Sin embargo, diferentes operadores de servicio pueden entregar televisión directa en el hogar en cualquiera de estas partes. Los servicios en la banda FSS están planeados para difundirse junto con otros como telecomunicaciones terrestres, y de esta forma son propensos a sufrir interferencia; también están limitados en potencia para disminuir la posibilidad de causar interferencia hacia otros servicios. La porción BSS está dedicada a servicios de *broadcast* y por lo tanto, no hay posibilidad de interferencia de, ni hacia, otros servicios, de tal forma que se pueden tener niveles de potencia de transmisión más altos que en FSS, típicamente de 10 dB. Algunos servicios de televisión usando bandas de frecuencia FSS se denominan como DTH, y aquellos en la banda BSS se conocen como BSS.

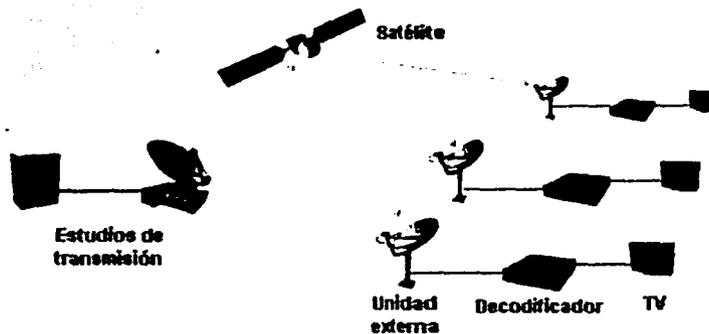


Figura 5.37 Sistema de distribución digital por satélite.

4.5.1 Estándares para la transmisión digital de televisión por satélite

Existen algunos estándares diferentes e incompatibles para la transmisión digital de video⁸, y seguramente vendrán algunos otros; los dos más comunes son DVB-S/MPEG-2 y Digicipher 2 (DCII). Digicipher es un sistema propietario usado por *General Instruments* (GI), ahora parte de *Motorola*. Este es uno de los primeros sistemas digitales en estados unidos y es usado para distribuir canales de televisión. El receptor 4DTV de GI es el único modelo de consumidor disponible que puede recibir canales del este sistema. El receptor puede utilizarse para suscribirse a canales de pago y puede recibir del sistema de distribución analógico de televisión por satélite *Videocipher*.

El otro sistema digital de TV por satélite es el DVB-S, del cual se detalla un poco más debido a que se trata de un estándar internacional y la licencia no le pertenece a ninguna compañía. La mayoría de los receptores son fabricados en Asia y Europa, y son compatibles con el sistema PAL o NTSC. Esto significa que pueden ser usados en todo el mundo y son compatibles con las transmisiones de TV locales. *Hyundai*, *Nokia* y *Prosat*, son algunas compañías productoras de receptores DVB. La siguiente tabla muestra algunas de las características importantes de ambos sistemas. Las figuras subsecuentes muestran el diagrama de bloques del sistema.

⁸ Antes de que los estándares MPEG-2 y DVB fueran ratificados, el primer sistema digital con servicios DBS se lanzó en los Estados Unidos. Este sistema denominado DIRECTV usa un sistema denominado DSS, diferente a DCII y DVB, soporta audio AC3 como una opción (la mayoría de los canales usan MPEG-1 nivel 2) y también soporta HDTV. La compañía transmite para Norteamérica desde las posiciones orbitales 101° O, 110° O y 119° O; DIRECTV Latinoamérica usa los satélites Galaxy VIII-i, localizado en 95° O. ECHOSTAR adquirió recientemente esta compañía.

Tabla 5.15 Características de los sistemas DVB y Digicipher II.

Sistema	DVB	DCII
Formato de transmisión	QPSK	8-VSB
Código externo	Reed- Solomon (DVB polinomial)	Reed- Solomon (DCII polinomial)
Intercalamiento en tiempo	convolucional $I=12$	convolucional $I=12$
Codificación interna	Convolucional de longitud 7 (Entrelazado Viterbi de 64 estados)	Convolucional de longitud 7 (Entrelazado Viterbi de 64 estados)
Codificación de audio	MUSICAM	Dolby AC3

El siguiente diagrama muestra los bloques necesarios en un sistema de transmisión digital.

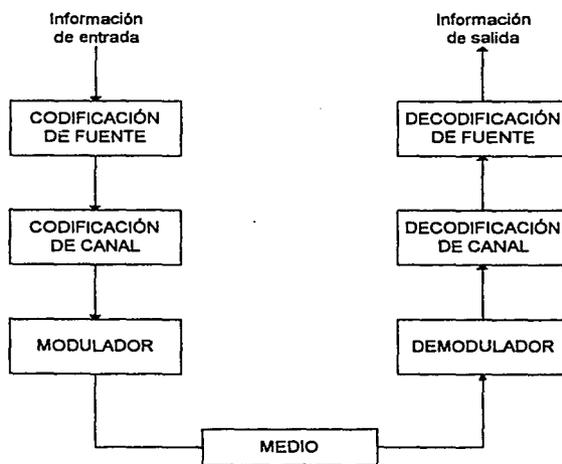
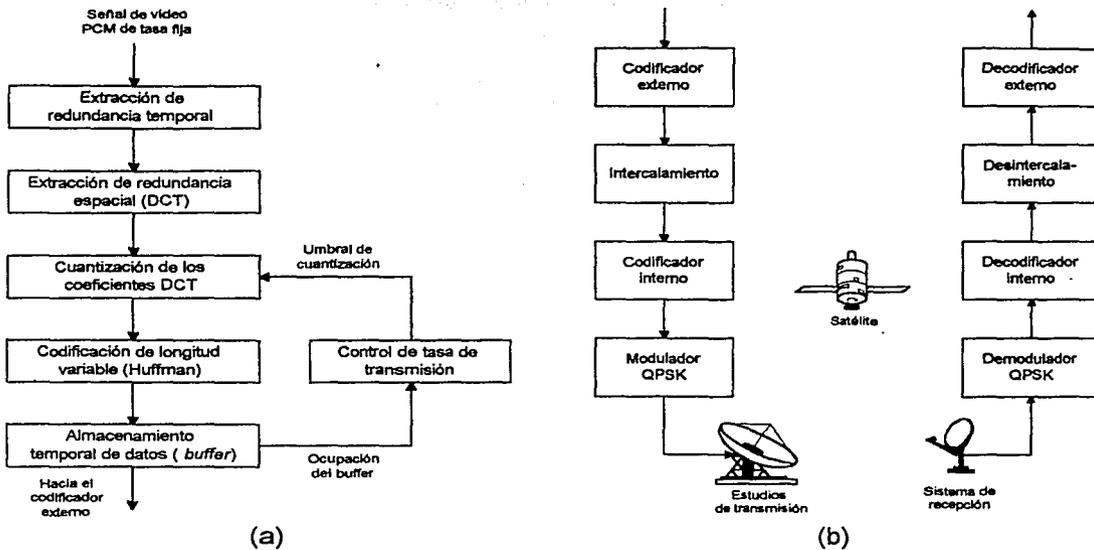


Figura 5.38 Diagrama de bloques de un sistema de transmisión digital.

A su vez la parte de codificación de fuente, que en caso de televisión digital por satélite se trata del estándar MPEG-2, se muestra en el siguiente diagrama de bloques.



- (a) Bloques para un posible codificador de fuente.
- (b) Bloques para codificación concatenada o para un turbo código, que permiten un sistema de transmisión más robusto, por su capacidad de detección y corrección de errores.

Figura 5.38 Diagrama de bloques de un sistema de transmisión digital.

La tasa de transmisión máxima en el sistema DVB está limitada por el ancho de banda del transpondedor; ésta puede ser calculada mediante la siguiente fórmula:

$$T_{\text{máx}} = \frac{BW}{1.2} \left[\frac{\text{símbolos}}{s} \right]$$

Por ejemplo, para un transpondedor de 33 MHz de ancho de banda, la tasa máxima es:

$$T_{\text{máx}} = \frac{33}{1.2} = 27.5 \left[\frac{\text{Msímbolos}}{s} \right]$$

Usando modulación QPSK:

$$\triangleright TB = T_{\text{max}} EE \left[\frac{\text{bits}}{s} \right] ; TB = (27.5)(5) = 55 \left[\frac{\text{Mb}}{s} \right]$$

Suponiendo que un programador use código interno de tasa $\frac{3}{4}$ y código Reed-Solomon externo de tasa 188/204). La tasa de transmisión digital será:

$$TB_{cód\ int} = R_{cód\ int} TB \left[\frac{bits}{s} \right]; TB_{cód\ int} = \frac{3}{4} (55) = 41.25 \left[\frac{Mb}{s} \right]$$

$$TB_{cód\ ext} = R_{cód\ ext} TB_{cód\ int} \left[\frac{símbolos}{s} \right]; TB_{cód\ ext} = \frac{188}{204} (41.25) = 38.14 \left[\frac{Mb}{s} \right]$$

Siguiendo el mismo procedimiento para tasa FEC $\frac{1}{2}$ se tiene un resultado de 25.34 Mbps.

4.6 Constelaciones de satélites para comunicaciones personales

En este apartado se describen las constelaciones de satélites que se planearon en la década pasada. El sistema Iridium, después de declararse en banca rota y dejar de prestar los servicios comerciales, ahora bajo nueva administración ha lanzado nuevamente servicios. También se presentan las características de la constelación de Globalstar, y de ICO, ahora NEW ICO, que ha retrasado su despliegue hasta el 2003.

4.6.1 IRIDIUM

El sistema IRIDIUM consta de 66 satélites en órbitas bajas (LEO, *Low Earth Orbit*) a una altura de 780 km, las órbitas son circulares y casi polares (la inclinación es de 86.4° en vez de 90°), los satélites completan una vuelta a la tierra en 100 minutos y 28 segundos (a una velocidad de 28 Km/h). Los satélites están distribuidos igualmente espaciados en 6 planos orbitales separados un poco más de 27° , se mueven en la misma dirección y rotan en torno a la Tierra en el mismo sentido, en un lado de la tierra (hacia el norte) cruzan el polo y siguen viajando en la misma dirección en el otro lado de la tierra (hacia el sur). Los satélites de los planos 1, 3 y 5 recorrerán casi en fase sus órbitas, al igual que los de los planos 2, 4 y 6. Casi en fase porque si fueran en fase chocarían en los polos.

4.6.1.1 Características técnicas de la constelación IRIDIUM:

- Está formado por 66 satélites de órbita baja.
- Es un sistema digital que funciona como red de comunicaciones personal mundial.
- Emplea TDMA como método de acceso al medio.
- Basado en GSM.
- Velocidad de transmisión de datos/fax: 2400 baudios.
- Ancho de banda canal de voz: 8 kHz.
- Velocidad de transmisión de voz: 2.4 kbps, *full-duplex*.
- Sistema ampliable en capacidad conforme vaya madurando.
- La constelación esta por debajo del 1er anillo de *Van Allen*.
- El margen que se tiene por enlace es de 16 dB en promedio.

Las características de cada satélite (Fig. 5.39) son:

- ❖ Aproximadamente 689 kg. de peso.
- ❖ Tiempo de vida: 5 a 8 años.
- ❖ Margen de enlace: 16 dB.
- ❖ Periodo orbital: 100 minutos, 28 segundos.

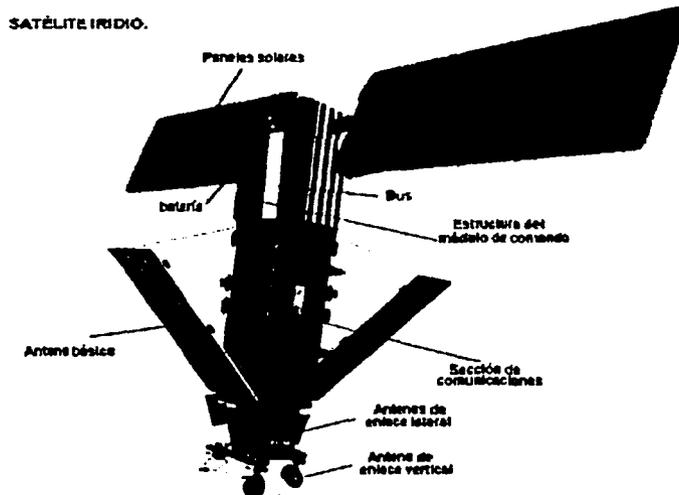


Figura 5.39 Configuración de los satélites de Iridium.

4.6.1.2 Antenas

Antenas básicas (main mission antenna)

- Arreglo de antenas en fase (*phased array*) de comunicación satélite-usuario, una de las antenas más sofisticadas para las comunicaciones vía satélite.
- 3 en cada satélite.
- Cada antena está constituida por 106 ranuras y proyecta 16 haces (fijos con respecto al satélite) de los 48 de cobertura por satélite.
- Formada por una placa de aluminio de 86 cm x 188 cm x 4 cm.
- Detrás de la placa van montados circuitos de GaAs.
- Peso total de 36 kg.

Antenas de enlace secundario

- Pequeña y simple, sirve para orientarlo tras el despliegue o cuando sea necesario.
- 2 por satélite.

Antenas de enlace lateral (crosslink antennas)

- 2 fijas por satélite para comunicación N-S.
- Otras 2 móviles para comunicación E-O.
- Formadas por un arreglo de láminas planas.

Antenas de estación terrena intermedia o de enlace vertical (gateway antenna)

- Antena de diseño *full-duplex*, combina el uso de reflectores parabólicos y láminas planas.
- 4 por satélite

4.6.1.3 ISL (enlaces entre satélites)

Interconexión entre satélites, no limitándose a ser meros repetidores de señal.

Ventajas

- Es posible encaminar el tráfico de larga distancia en el espacio, consiguiendo mayor autonomía, reduciendo el retardo de propagación y el costo de los enlaces terrestres.
- Se puede dar servicio a zonas en las que no se ve ninguna estación terrestre intermedia.

Desventajas

- Necesidad de antenas, transmisores, receptores y dispositivos de conmutación para esta función de ISL.
- Estas antenas han deben poderse orientar para apuntamiento, adquisición y seguimiento de otros satélites.
- Peso adicional.
- Mayor complejidad y costo de la carga útil.
- No obstante, los inconvenientes se ven reducidos al tratarse de un sistema LEO de cobertura global.

Tipos de ISL

- Intraplano: interconexión de satélites en un mismo plano orbital .
- Interplano: en distintos planos orbitales.

Es en este caso es donde existen mas problemas de diseño, debido a las siguientes razones:

- El ángulo de apuntamiento de un satélite a otro en este caso es variable, siendo necesarias las antenas reorientables.
- La conexión pasa por estados activo/inactivo.
- Sin embargo, las tareas en los satélites son menos pesadas que en otros sistemas ,debido a que los ángulos de apuntamiento en Iridium varían dentro de unos márgenes menores .

Tabla 5.15 Características de los ISLs para Iridium.

ISL	IRIDIUM	
	<i>Intraplano</i>	<i>Interplano</i>
Distancia (km)	4030	3270-4.480
Variación de las pérdidas (dB)	-	2.7
Apuntamiento horizontal (°)	0	34 ~ 65
Apuntamiento vertical (°)	-16	-16

4.6.1.4 Frecuencias asignadas

El sistema Iridium, como otros sistemas LEO, consta de cuatro componentes **básicos**: una constelación de satélites en órbita apropiada, terminales móviles de usuario, bases terrestres para el control de los satélites y bases terrestres intermedias que se enlazan con las redes terrestres.

- Enlaces con los usuarios (*service links*): 1616-1626.5 MHz (Banda L)
- Enlaces entre satélites (ISL) (*intersatellite transmissions*): 23.18-23.38 GHz (Banda Ka)
- Enlaces de bajada satélite-*gateway*: 19.4-19.6 GHz (Banda Ka)
- Enlaces de subida *gateway*-satélite: 29.1-29.3 GHz (Banda Ka)

Servicios especiales

- Canales de una sola dirección de alerta: 1626,270833 MHz
- Para alertar a usuarios con terminales móviles terrestres de sólo recepción de la presencia de una llamada *paging*.
- Las potencias de transmisión de las alertas son superiores a las de voz/datos normales permitiendo su recepción en condiciones más adversas donde los terminales terrenos no consiguen transmitir.
- Transmisión de *pagings*: 1626,4375 ; 1626,395833 ; 1626.145833 ; o 1626,104167 MHz.
- Su duración no excederá de 20.32 milisegundos

4.6.1.5 Primer fracaso comercial

Este sistema falló en la creación de un mercado masivo de servicios telefónicos globales. Altos costos, pobre demanda y el acercamiento de las fechas de pago de sus endeudamientos, entre otros contratiempos, forzaron a la compañía a declararse en banca rota. Sin embargo, en la actualidad el sistema tiene nuevos dueños, quienes recientemente adquirieron los activos en 25 millones de dólares. Dentro de las actividades que se realizaron para reactivar el sistema, se encuentra la reorganización del sistema, y la ampliación del mercado hacia la comercialización de servicios para la aviación e industrias petroleras y de gas, así como usuarios de gobierno. De hecho se firmó un contrato con el pentágono para servir 20 000 trabajadores del departamento de defensa de los Estados Unidos durante dos años. La compañía comenzó su servicio con tasas de 2.4 kbps. También planea ofrecer acceso a Internet con tasas de hasta 10 kbps. El costo del servicio al por mayor es de menos de 1 USD, que parecen ser rentable para que los sistemas socios inalámbricos puedan, a su vez venderlo en 1.5 USD, precios mayores que los servicios celulares existentes, pero suficientes para competir con sus rivales, como Globalstar. [Corey Grice, p. 1]

4.6.2 GLOBALSTAR

Los satélites se ponen en ocho planos orbitales de seis satélites cada uno, inclinado a 52 grados para proporcionar servicio en Tierra de 70 grados latitud Norte a 70 grados Sur. La constelación GLOBALSTAR completa estará compuesta por 56 satélites móviles. Cuarenta y ocho son satélites principales que serán colocados a 1414 Km de la Tierra en órbita circular, distribuidos en 8 planos inclinados 52° respecto del ecuador. Los 8 satélites restantes se colocaran en órbitas intermediarias, como respaldo de los satélites principales.

4.6.2.1 Ventajas de su este diseño

Todas las ventajas de la órbita baja: terminales de tamaño similar a los terminales celulares de primera generación y servicio sin ningún retraso de la voz (fenómeno característico de eco generado por los satélites geoestacionarios). Una cobertura completa y permanente del planeta entre +70° y -70° de latitud. Cada cm² del planeta está cubierto por la constelación GLOBALSTAR, excluyendo los polos. Este diseño permite concentrar toda la capacidad de la constelación en las zonas de uso potencial.

Un servicio satelital redundante para cada terminal. Los satélites Globalstar se cruzan por encima de los usuarios. De esta forma, cada terminal tiene un acceso simultáneo a cuatro satélites. Esta redundancia satelital permite evitar los cortes de comunicación cuando un obstáculo surge entre el usuario y un satélite esa garantía de calidad de servicio.

El satélite de Globalstar es simple y probado. Cada uno consiste en una antena, un cuerpo trapezoidal, dos series solares y un magnetómetro, y opera a una altitud de 1414km (876 millas). Los satélites utilizan una arquitectura *bent-pipe*. Varios satélites transmiten la señal de llamada vía tecnología de CDMA a un plato del satélite en la Entrada apropiada en cualquier llamada dada, donde la llamada se rutea entonces localmente a través de la infraestructura de telecomunicaciones terrestre. El costo de la fabricación en serie de un satélite Globalstar es de 15 millones de dólares de los EE.UU.

Globalstar presenta el segmento espacial más económico entre todo los proyectos globales que se contemplaron en estos años: el costo total del desarrollo, fabricación y puesta en órbita de los 56 satélites Globalstar fue de 1 400 millones de dólares estadounidenses. El enfoque sobre los costos del sistema y sobre la redundancia satelital permite que GLOBALSTAR pueda proponer un servicio más económico y, a la vez, de mejor calidad.

4.6.2.2 Características de sus satélites

Los satélites Globalstar son satélites "transparentes", que actúan como simples repetidores entre los terminales GLOBALSTAR y la estación terrena más cercana para la interconexión con las redes terrestres nacionales.

- Período orbital 2 horas
- Volumen 1 metro cúbico
- Potencial eléctrica 1900 Watt con un promedio de 1000 Watt
- Peso 440 Kg (incluyendo 80 Kg de combustible)
- Vida 7 años y media
- Construcción y lanzamiento de la constelación 16 a 19 meses.

La constelación de Globalstar extenderá a 48 LEO's a finales de 1999, más cuatro satélites adicionales estarán en órbita como suplentes.



Figura 5.37 Satélite Globalstar listo enviarse a la plataforma de lanzamiento.

4.6.3 ICO

El segmento espacial de la propuesta original de ICO comprendía diez satélites operacionales y dos de respaldo, colocados en órbitas medias (MEO), con una altitud de 10 390 km por encima de la superficie de la Tierra. Sería distribuido equitativamente en dos planos ortogonales con 5 satélites en operación y uno de respaldo, los planos tendrán 45° de inclinación con respecto al Ecuador. La cobertura sería global, continua y traslapada en la superficie de la Tierra. *Hughes Space & Communications International*, hoy *Boeing*, construyó los satélites con base en un contrato firmado en julio de 1995. Los lanzamientos estaban planeados para principios del 2000. Sin embargo, después de que el lanzamiento del primer satélite fallara en marzo de 2000. Los lanzamientos subsecuentes se retrasaron y el segundo se realizó en junio de 2001.

4.6.3.1 Los satélites ICO

Los satélites del sistema ICO son basados en la prueba de bus del satélite geostacionario B 601. Una característica clave del diseño es la separación del servicio de enlace (satélite a usuario) de las antenas de transmisión y recepción, permitiendo una fácil fabricación y una mejor protección en contra de la interferencia mejor que en una antena combinada de transmisor/receptor. Para proveer enlaces robustos con teléfonos portátiles las antenas de servicio de enlace tienen una apertura similar o mayor a dos metros. El uso de múltiples emisiones de servicios de enlace en cada satélite también permite el reuso de frecuencias. Cada satélite es diseñado para soportar un mínimo de 4500 canales telefónicos a través del uso de acceso de múltiple división de tiempo, con una vida útil de al menos 12 años.

- Masa y potencia estimados del satélite: La masa lanzada total del satélite, por una directa inyección en la órbita final, es de alrededor de 2,600 kg. La inyección directa permite algunas simplificaciones del diseño de HS601, como evitar el uso de un motor de apogeo es necesitado para lograr la órbita final. Los paneles solares usarán celdas de arseniuro de galio para proveer una potencial final de vida superior a 8700 W.
- Los requerimientos de espectro del servicio de enlace (para una conexión entre las terminales del usuario y los satélites): Los servicios de enlace ICO operarán en la banda de 2 Ghz. Los usuarios de este sistema se comunicarán en la banda S (de 1.98 a 2.01 y de 2.17 a 2.2 Ghz).
- Requerimientos de espectro de alimentador de enlace (para una conexión entre satélites y SANs): ICO ha elegido alimentadores de enlaces operando en las bandas de 5 Ghz y 7Ghz. Los nodos de acceso satelital se comunicarán a través de la banda C (de 5.15 a 5.25 y de 6.975 a 7.075 Ghz, para los enlaces ascendente y descendente respectivamente).

4.6.3.2 NEW ICO

En agosto de 1997 ICO se protegió contra la quiebra. En mayo de 2000 emergió el sistema Nuevo ICO, fuera de la protección contra el fracaso financiero. En septiembre de 2000 se consiguió que *Hughes* reconstruyera la flota satelital de ICO (11 satélites originales), y que además construyera 3 nuevos satélites. La siguiente figura muestra las antenas hexagonales de transmisión y recepción para NEW ICO. El arreglo de antenas¹ activo en banda S permitirá que el satélite genere alrededor de 163 haces simultáneos, para comunicarse directamente con las terminales móviles de usuario. Las antenas están fabricadas principalmente de aluminio, miden

¹ Referido en inglés como *Phased Array Antenna*, la cual usando alimentadores múltiples en el arreglo y fijando la fase de algunos de ellos en cierto valor, habrá más potencia en ciertas áreas en el haz, y áreas sin potencia. Escalonando las fases de los alimentadores y usando esta cancelación la forma del haz puede ser moldeada.

aproximadamente 3 m de ancho por 2.3 m de altura. Cada satélite tiene un par de estas antenas (una de recepción y otra de transmisión), colocadas en la cara frontal hacia la Tierra.

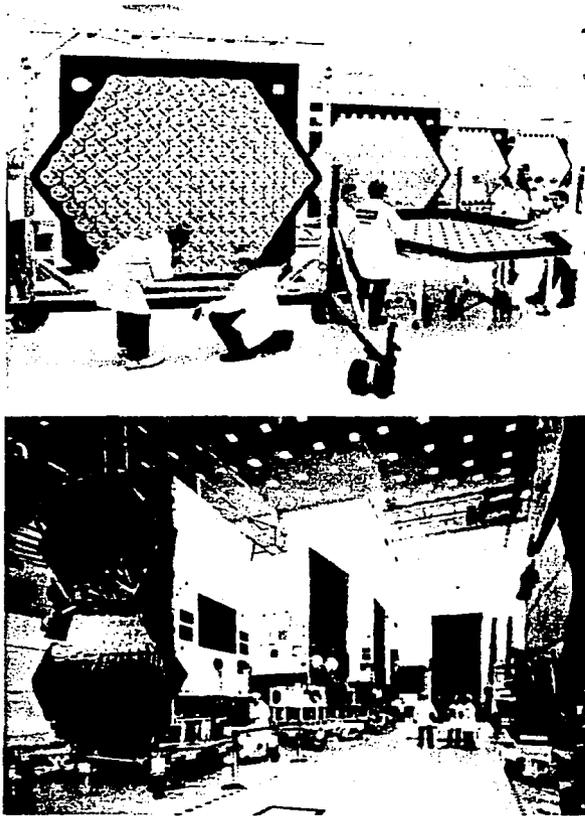


Figura 5.38 En la parte superior se muestran cuatro antenas hexagonales de transmisión y recepción para los satélites NEW ICO. En la parte frontal observa una antena completa de recepción; mientras que al fondo se observan técnicos que instalarán el panel del plano de tierra de la siguiente antena, al cual se conectarán los elementos de radiación. En la parte inferior se muestran 5 de los satélites. Cada satélite está equipado con estas antenas innovadoras de transmisión y recepción, que permiten los enlaces directos con los usuarios, además contienen un procesador "inteligente", capaz de adaptar la configuración para hacer uso eficiente del ancho de banda disponible. La constelación ofrecerá servicios equivalentes a los servicios celulares de tercera generación incluyendo Internet inalámbrico y otros servicios de datos. (Boeing Satellite Systems, Inc.)

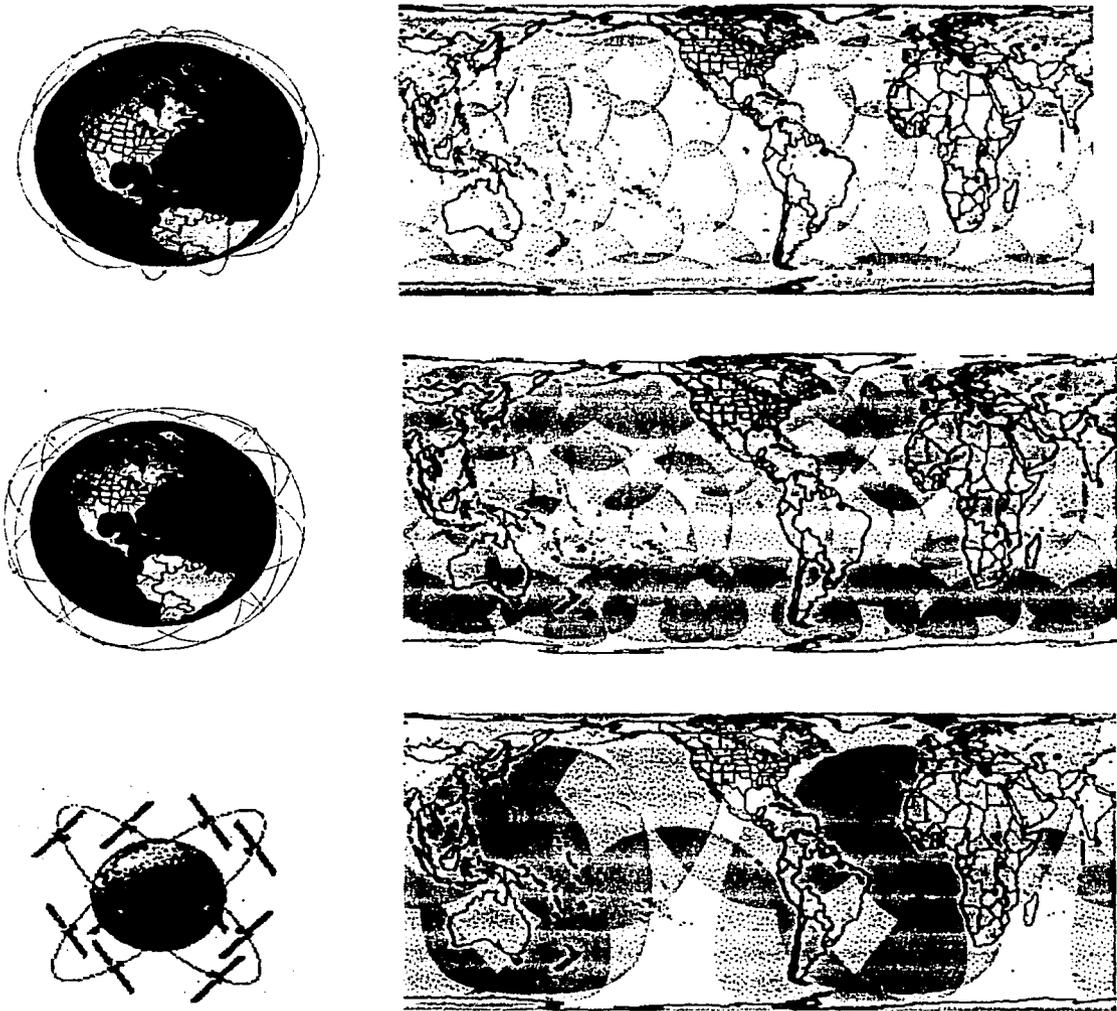


Figura 5.39 Vistas de las constelaciones de satélites Iridium, Globalstar e ICO, en su plan original. Del lado derecho se muestran la cobertura global traslapada de los sistemas.

Tabla 5.16 Características principales de tres de las constelaciones para comunicaciones personales propuestas en los años 90.

Constelación	Iridium	Globalstar	ICO
Tipos de servicios	Voz, datos, fax, <i>paging</i> , mensajes, ubicación de posición	Voz, datos, fax, <i>paging</i> , servicio de mensajes cortos, ubicación de posición	Voz, datos, fax, <i>paging</i>
Voz (kbps)	2.4 / 4.8	Adaptiva 2.4 / 4.8 / 9.6	4.8
Datos (kbps)	2.4 (2.4 hasta 10)	7.2 rendimiento ostentado	2.4
Modulación	QPSK	QPSK	QPSK
Circuitos de Voz/ satélite	1100 (potencia limitada)	2000 – 3000	4500
¿Terminales de usuario de modo dual?	Sí	Sí	Sí
Terminales de usuario portátiles	Sí	Sí	Sí
Costo del sistema (Millones de US\$)	3700	2000	2600
Costo de la terminal de usuario (US\$)	2500 – 3000 (895-1500)	750 (900-1890)	"varios cientos"
Vida útil del satélite (Años)	5	7.5	10
Costo de la llamada (US\$/ min.)	3 (1.5)	0.79 - 0.99, (al por mayor)	1-2
Año a partir del cual se presta el servicio	1998	1998	2000 (2003)
Tipo de órbita	LEO	LEO	ICO
Altitud (km)	780	1400	10355
Numero de satélites	66 +6 de reemplazo (7 satélites más)	48 + 8 de reemplazo	10 + 2 de respaldo (11+3 de respaldo)
Número de planos	6	8	2
Inclinación (°)	86.4	52	45
Periodo (minutos)	100.13	114	358.9
Tiempo promedio de visibilidad del satélite (minutos)	5.54	8.21	57.80
Número de Gateways	15 - 20	~100	12
Cobertura	Global	Dentro de +/- 70 ° de latitud	Global
Método de acceso múltiple	FDMA / TDMA / TDD	TDMA	CDMA
Haces por satélite	48	163	16
Número total de haces	3168	1630	768
Diámetro del haz, km	600 (min.)	--	2254, promedio
Enlace descendente móvil (MHz)	1616.0 –1626.5 (Banda L)	2483.5 -2500.0 (Banda S)	1980 – 2010 (Banda S)
Enlace descendente móvil (MHz)	1616.0 –1626.5 (Banda L)	1610.0 -1626.5 (Banda L)	2170 -2200
Ligas entre satélites (ISL), (GHz)	23.180 –23.380	No	No

■ Para el plan original.

■ Para los nuevos planes.

Referencias:

Corey, Grice. *Iridium owners optimistic about new satellite focus*, CNET News.com, Diciembre de 2000. (www.cnet.com)

INTELSAT's Assistance and Development Program (IADP), *Earth Station Technology*, Doc. No.: ESTECH-1999-HNDBK-103, Revision 5, Junio 1999.

Neri R., *Constelaciones de satélites en órbitas bajas e intermedias para el servicio móvil mundial*, Ciencia y Desarrollo, CONACYT, Vol. XXIV, Núm. 141, Julio-Agosto 1998, pp. 12-19.

Dominio electrónico:

INMARSAT
www.inmarsat.org

INTESAL
www.intelsat.com

EUTELSAT
www.eutelsat.org

SATMEX
www.satmex.com.mx

5

PANORAMA TECNOLÓGICO PARA EL NUEVO SIGLO

Desde la introducción del primer satélite que brindó servicio comercial (*Early Bird* o *Intelsat 1*) en 1965, la demanda en cuanto a ancho de banda y servicios prestados por estos aparatos se ha ido incrementando paulatinamente. Como se ha estudiado en los capítulos anteriores, el aumento en el tráfico que necesitaba ser cursado a través de los satélites exigía una infraestructura de comunicaciones cada vez más compleja, tanto que en la actualidad la tecnología asociada con los modelos de satélites más poderosos incluye: celdas solares más eficientes, propulsores eléctricos más ligeros que los propulsores químicos, amplificadores más potentes, antenas innovadoras (como es el caso del *Thuraya*, para comunicaciones móviles en Los Emiratos Arabes Unidos), equipo necesario para trabajar en la banda Ka (como es el caso de los satélites japoneses *Superbird*, y en el 2002 el *Anik F2* en Norteamérica). Algunos satélites experimentales llevan consigo dispositivos para probar y/o demostrar algunas nuevas tecnologías, que seguramente se integrarán en los modelos de satélites comerciales de nueva generación; tal es el caso de los enlaces ópticos entre satélites en diferentes órbitas (con los satélites *ARTEMIS* y *SPOT-4*), procesamiento a bordo y uso de bandas de frecuencias superiores a las convencionales, como la banda V en el satélite *Anik F2*. En este capítulo se estudian las características de algunos de estos dispositivos y la tecnología asociada.

Para satisfacer las demandas de los servicios multimedia y de acceso a Internet, que consumen un mayor ancho de banda, se han propuesto un número considerable de constelaciones de satélites en diferentes tipos de órbitas, como planea *SkyBridge* en órbitas LEO, o como *Spaceway* en órbita GEO, la mayoría de ellas operando en banda Ka. También ha habido propuestas para desplegar constelaciones que operen en las bandas V y Q.

En la primera parte de este capítulo se estudiarán los sistemas propuestos para operar en bandas de frecuencia superiores. Se presenta en primera instancia el sistema ANIK F2 que planea lanzarse a finales de 2002 y que operará en la banda Ka con cobertura en Norteamérica. Enseguida se presentarán algunas de las características más relevantes de los sistemas propuestos de banda ancha, de los cuales la mayoría operará también en la banda Ka. Esta banda de frecuencia se ha empezado a explotar recientemente en forma comercial y existen pocos satélites que operan en ella (por ejemplo el *Koreasat 3* y *Hotbird 6*). No obstante, el incremento en la demanda de espectro radioeléctrico requerido para las nuevas aplicaciones y servicios, indica que en un futuro, tal vez no muy lejano, esta nueva banda de

operación para comunicaciones satelitales estará tan saturada, como las bandas C y Ku lo están actualmente. Por eso ya se han realizado propuestas para establecer sistemas de comunicaciones por satélite que operen en las bandas Q y V, aunque a la fecha (principios de 2002), la experimentación para estudiar el comportamiento de las señales en estas frecuencias y la definición de las características de los dispositivos que operarán en ellas, estarán siendo conducidos con algunos módulos de comunicaciones que funcionen en esas bandas, en satélites como el *Anik F2* y el *Stentor*, éste último del Centro Nacional de Estudios Espaciales (CNES) francés.

Después, se expondrán las tecnologías más relevantes que se incluirán ya sea en satélites que integren estas constelaciones propuestas, o en los satélites de comunicaciones domésticos más modernos y potentes. Dentro de estas tecnologías innovadoras se encuentran la propulsión eléctrica, enlaces intersatelitales, técnicas de compensación al desvanecimiento en banda Ka, óptica adaptiva, entre otras, que en conjunto buscan la reducción total de costos de despliegue de los sistemas de comunicaciones por satélite.

Finalmente se hace un estudio de los sistemas de distribución de radio digital por satélite hacia automóviles, dentro de los nuevos servicios para este siglo. En esta parte se incluyen características generales de los sistemas *XM Satellite Radio*, que actualmente ya se encuentra en operación, y el sistema *Sirius*, que iniciará operaciones en febrero de 2002, ambos con cobertura en Estados Unidos. Se mencionan también algunos datos sobre el sistema *WorldSpace*, que brinda servicios de distribución de audio digital por satélite, en aparatos caseros y portátiles desde 1998, en parte de los continentes europeo, asiático y africano, con intenciones de extender sus servicios a América del Sur.

5.1 Bandas de frecuencias superiores

En un principio los servicios por satélite fueron ofrecidos en la banda C, ya que la propagación de las ondas de radio a esas frecuencias estaba bien estudiada y se tenían disponibles los dispositivos necesarios para trabajar en ella. Más tarde, con el congestionamiento de la banda C se añadió capacidad a los satélites en la banda Ku, en los que la atenuación por lluvia era un problema potencial. Durante mucho tiempo, el uso de bandas de frecuencias más elevadas había sido desalentado por los severos efectos de propagación (principalmente atenuación por lluvia) sobre las señales. No obstante, en la actualidad es casi imposible encontrar una posición orbital desocupada en la cual colocar un nuevo satélite, que opere en la banda C o Ku sin que interfiera con sus vecinos. [Evans] Esto ha hecho que el interés se vuelque en las bandas Ka, Q, V y W (véase tabla 5.1).

Tabla 5.1 Bandas comerciales de frecuencia, con ancho de banda de 500 MHz o mayor, usadas y/o planeadas para satélites geoestacionarios de servicio fijo en el continente americano.

Banda	Frecuencias para el enlace ascendente (GHz)	Frecuencias para el enlace descendente (GHz)
C	5.925 - 6.425	3.7 - 4.2
Ku	14.0 - 14.5	11.7 - 12.2
Ka	27.5 - 31.0	17.7 - 21.2
Q/V*	47.2 - 51.4	37.5 - 40.5
W*	92.0 - 95.0	81.0 - 84.0

* Nuevas bandas propuestas para comunicaciones futuras por satélite.

Los japoneses fueron los primeros en experimentar con el satélite CS-2A en la banda Ka en 1983, seguidos por los europeos con el *Kopernicus DSF-1*, en 1989; y en 1993 por los estadounidenses con el ACTS. Desde entonces ha habido cerca de 20 satélites capaces de operar en esta atractiva banda de frecuencia, en la que el desvanecimiento por lluvia es severo; sin embargo, se han desarrollado algunas estrategias para combatirlo.

5.2 ANIK F2: Banda Ka para Norteamérica

TELESAT Canadá fue fundada en 1969 y desde entonces ha lanzado y operado satisfactoriamente 13 satélites GEO, 12 de los cuales fueron de servicio fijo y 1 de transmisión directa, todos operando en las bandas C y Ku. El *Anik A1*, lanzado en 1972, fue el primer satélite comercial para comunicaciones domésticas. La quinta generación de satélites (serie E) de TELESAT, lanzada en 1991, alcanzará el final de su vida útil en unos pocos años, por eso la organización ya colocó en órbita (en noviembre de 2001) el primer satélite de la siguiente serie: el *Anik F1*. El subsistema de comunicaciones de este poderoso satélite cuenta con treinta y seis transpondedores de 40 W y 36 MHz en la banda C, y cuarenta y ocho transpondedores de 115 W y 27 MHz, en la banda Ku. Dos terceras partes de su capacidad se concentran en Norteamérica y el resto en América del Sur.

El segundo satélite de la sexta generación de TELESAT será el *Anik F2*, se lanzará a finales del 2002. Su sistema de comunicaciones incluirá el equipo necesario para trabajar en tres bandas de frecuencia (C, Ku y Ka), y tendrá cobertura en Norteamérica. Las características de los sistemas en las bandas C y Ku serán similares a las del *Anik F1*. El subsistema de comunicaciones para la banda Ka consistirá de dos partes: una con repetidor transparente, para brindar acceso bidireccional de alta velocidad a los usuarios, y otra pequeña parte con procesamiento a bordo, para demostrar esta tecnología digital en el satélite. La tabla 5.2 resume las características del subsistema de comunicaciones de este satélite,

que será colocado en la posición orbital 111.1 ° Oeste, pesará cerca de 1000 kg y sus paneles solares generarán alrededor de 13.5 kW de potencia eléctrica.

Tabla 5.2 Características del subsistema de comunicaciones para el Anik F2.

Banda	C	Ku	Ka
Enlace de subida (GHz)	5.9 - 6.4	14 - 14.5	28.35 - 28.6 y 29.25 - 30
Enlace de bajada (GHz)	3.7 - 4.2	11.7 - 12.2	18.3 - 18.8 y 19.7 - 20.2
Ancho de banda (MHz)	500	500	1000
Polarización	Dual (Lineal)	Dual (Lineal)	Simple (Circular)
Configuración de los haces	Haz simple	Haz simple	45 Haces puntuales pequeños
Ancho de banda agregado (GHz)	1	1	~ 5.3
No. de transpondedores	24	32	51
Ancho de banda de los transpondedores (MHz)	36	27	45 x 56.25 6 x 500
Cobertura de servicio	Canadá + USA	Canadá + USA	Canadá + USA

5.2.1 Servicios comerciales que se prestarán en banda Ka

El sistema de comunicaciones en la banda Ka de este satélite se ocupará para brindar servicios de:

- Recuperación y envío de información, por ejemplo acceso a Internet y comercio electrónico.
- Mensajería (fax, correo electrónico, transferencia de archivos).
- Distribución (transmisión de video).
- Conversacionales (video conferencia y telemedicina).

El tráfico que fluye hacia el usuario es significativamente mayor que el que él envía. Por eso la capacidad asignada para el flujo de información en el sentido red-usuario, es más del doble que aquella destinada para el flujo de información en el sentido usuario-red. Este nuevo sistema pondrá Internet al alcance de usuarios en áreas suburbanas, rurales, remotas y aisladas, que son difícilmente servidas por redes terrestres digitales de transmisión. Los servicios multimedia en banda Ka estarán destinados principalmente hacia usuarios finales; sin embargo, algunos proveedores de comunicaciones como compañías telefónicas, proveedores de

servicios satelitales e ISPs¹, que alquilen capacidad en el ANIK F2, podrán brindar servicios a usuarios individuales.

5.2.2 Sistema de comunicaciones en la banda Ka

Este satélite también brindará servicios multimedia y de Internet sobre demanda, en los que el usuario tendrá la capacidad de variar la calidad del servicio y el ancho de banda mediante comandos. Las terminales de usuario serán de bajo costo, pequeñas y de baja potencia, con capacidad de altas tasas de transmisión; por eso, los haces del satélite serán tan pequeños como sea posible, ya que los haces puntuales de alta ganancia resultan en una reducción en los requerimientos de potencia y en el tamaño de la antena de la terminal, así como en el rendimiento del enlace y la capacidad del sistema.

El sistema de comunicaciones en banda Ka tendrá una arquitectura transparente², y proporcionará seis subredes independientes (con configuración de estrella), en las cuales los usuarios se podrán comunicar con la estación de enlace (o *gateway*) correspondiente. La configuración de los enlaces de subida y de bajada será igual para el enlace de usuario (entre la terminal de usuario y el satélite) y el enlace de alimentación (entre la estación de enlace y el satélite). La configuración de los enlaces de usuario consistirá de 45 *spot beams* pequeños de alta ganancia, cubriendo Canadá y Estados Unidos³ (véase fig. 5.1). Un conjunto de 7 u 8 haces de enlace de usuario estarán asociados con una *gateway* para formar una subred. Existirán seis estaciones de enlace ubicadas en seis haces de alimentación espacialmente aislados.

¹ Por *Internet Service Provider* (Proveedores de servicios de Internet).

² *Bentpipe* en inglés. En esta arquitectura el satélite realiza la amplificación de la señal y el traslado en frecuencia. No se lleva a cabo otro tipo de proceso sobre la señal, como decodificación y traducción de protocolo. El satélite es independiente del formato de la señal y transparente al conjunto de protocolos. Esto resulta en una desventaja, ya que en principio, cualquier usuario con una terminal con las características apropiadas (potencia, ancho de banda y radiación fuera de banda), podría acceder al satélite.

³ Generalmente referida como cobertura CONUS, por *CONTinental US coverage*.

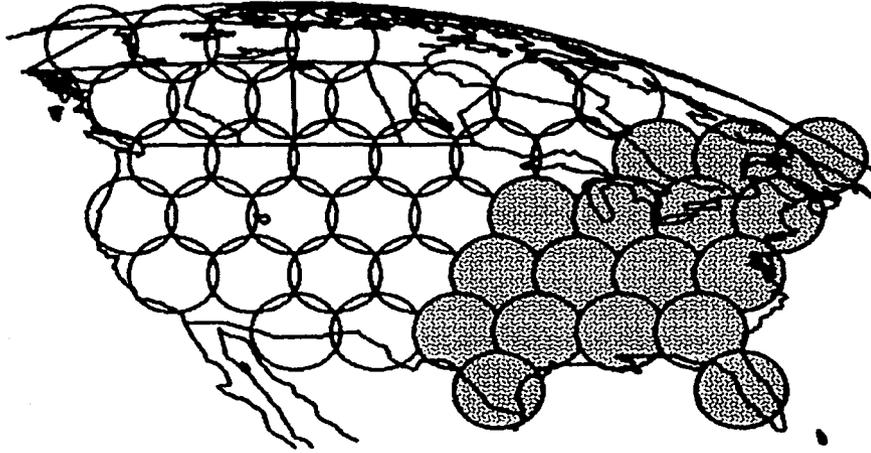


Figura 5.1 Cobertura del satélite Anik F2. Se compone de 45 haces puntuales de alta ganancia.

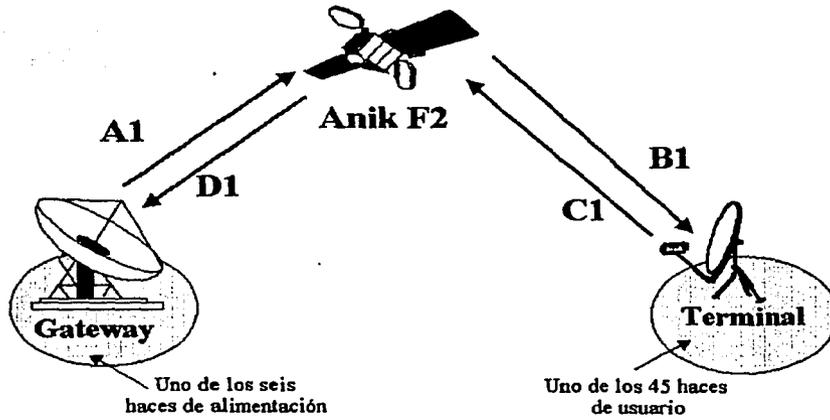
Para el enlace de regreso⁴, el ancho de banda de enlace ascendente (C1 en la figura 5.2) podrá ser reconfigurado; esto quiere decir que en un grupo de haces, el ancho de banda del enlace de subida de un haz se podrá aumentar, a expensas de disminuir el ancho de banda de otro enlace de subida en otro haz. Cada subred empleará un módulo de proceso, en el cual los anchos de banda de los enlaces ascendentes en los *spot beams* contenidos en el grupo, serán multiplexados en un transpondedor de 500 MHz para dirigirlos hacia el enlace de bajada con la estación de enlace del grupo. Para disminuir el ruido de intermodulación en la banda del enlace de bajada, los TWTAs se equiparán con linealizadores.

Los enlaces hacia delante⁵, tendrán una arquitectura transparente, sin procesamiento digital o analógico. Para un grupo de haces (una subred), una estación de enlace enviará una portadora TDM, destinada a sus 7 u 8 haces de enlace de usuario en su grupo. Adicionalmente los TWTAs para los enlaces hacia delante se equiparán con controladores automáticos de nivel⁶ para combatir el desvanecimiento, así como linealizadores, que operarán los amplificadores de potencia en el modo de back-off.

⁴ Enlace que va de una terminal, pasa por el satélite, y llega a la estación de enlace (*gateway*).

⁵ Enlace que sigue la trayectoria: *gateway-satélite-terminal*.

⁶ ALC, por las siglas de *Automatic Level Control*.



Enlace	Bloques de frecuencia
Ascendente	A1 y C1
Descendente	B1 y D1
Hacia adelante	A1+B1
De regreso	C1+D1
De usuario	B1 y C1
De alimentación	A1 y D1

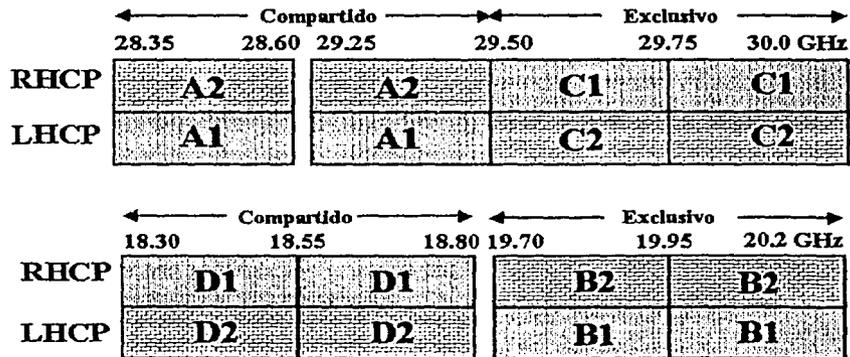


Figura 5.2 Plan de frecuencias en banda Ka para el Anik F2.

5.2.3 Plan de frecuencia en la banda Ka

Un mayor ancho de banda, antenas de usuario pequeñas y reducción potencial de interferencia, son tres de las principales ventajas del uso de la banda Ka, y son lo suficientemente atractivas para vencer la alta atenuación y los costos de desarrollo de satélites y terminales, que se podría decir son las desventajas. El Anik F2 utilizará únicamente la mitad del espectro disponible en su lugar orbital (500 MHz); de este espectro, la mitad se destinará para el enlace hacia delante y la otra mitad para el enlace de regreso. El plan de frecuencias para el sistema en banda Ka será como se muestra en la figura 5.2.

El espectro disponible para el Anik F2 se dividirá entre los enlaces hacia adelante y de regreso. A su vez, la porción correspondiente al enlace hacia adelante se dividirá en segmentos de frecuencia de 56.25 MHz. El ancho de banda del enlace C1⁷ (véase figura 5.2) se puede reconfigurar para satisfacer los patrones de tráfico.

Se reusa más de 5 veces el espectro de frecuencia en la banda Ka, que se facilita por la tecnología de haces puntuales, a diferencia de operación en las bandas C o Ku, en las que se hace uso de frecuencia dos veces. Esto da una capacidad que varía de 3 a 4 GHz dependiendo de las condiciones del enlace y de las características del segmento terrestre.

5.2.4 Técnicas de compensación al desvanecimiento por lluvia

Los efectos de propagación sobre una señal en banda Ka incluyen atenuación por lluvia, absorción gaseosa, atenuación en nubes, centelleo, despolarización, ruido atmosférico, y agua y nieve en la antena. Cada uno de estos efectos es función de la localización de la antena, su ángulo de elevación y de la estación del año. De todas estas pérdidas, la atenuación por lluvia es la más severa. Un margen muy grande sobre el enlace para combatir la atenuación por lluvia, traería consigo un diseño ineficiente en términos de costo y capacidad. Por lo tanto, un procedimiento adaptivo⁸ garantizaría que sólo las terminales que sufren desvanecimiento se protegerán.

Con el fin de combatir los desvanecimientos por lluvia en forma dinámica y mantener una disponibilidad entre 99.5% y 99.7% en el enlace, las terminales multimedia en banda Ka emplearán control de potencia del enlace ascendente (UPC⁹) y/o tasas de transmisión de ráfagas variables. Las terminales usarán UPC de

⁷ Enlace ascendente de regreso.

⁸ Los experimentos realizados con el satélite ACTS de la NASA, arrojaron resultados muy satisfactorios con respecto a este procedimiento. El protocolo adaptivo usado y probado con este satélite se estudia en el apartado 5.7 de este capítulo.

⁹ UPC por las siglas de *Uplink Power Control*.

lazo abierto con un rango dinámico de 3 dB, en el que se realizará un estimado del desvanecimiento en el enlace ascendente con base en la señal guía del enlace de bajada (20.195 GHz), y entonces se incrementará la potencia de transmisión de la portadora para compensar parte del desvanecimiento del enlace de subida. Otra forma de combatir este efecto es la reducción en la tasa de transmisión de ráfagas TDMA del usuario. Esto, en turno, conduce a un incremento en las ranuras de tiempo, de tal forma que la tasa neta de transmisión de información del usuario no cambie.

Tabla 5.3 Comparación entre dos tipos de los enlaces (hacia adelante y de regreso) para el satélite Anik F2.

Enlace	Hacia adelante	De regreso
Módulo de comunicaciones	<i>Bentpipe</i> Convencional	<i>Bentpipe</i> con un <i>Switch IF</i>
Número de transpondedores	45	6
Ancho de banda del transpondedor (MHz)	56.25	500
Configuración del enlace ascendente	6 Spot Beams	45 Spot Beams
G/T del satélite	~ 16 dB/K (sitios selectos)	~ 14 dB/K (100% cobertura)
Configuración del enlace descendente	45 Haces puntuales	6 Haces puntuales
EIRP de saturación del satélite (haces del Este) (dBW)	> 58 (100% de la cobertura)	> 60 (sitios selectos)
EIRP de saturación del satélite (haces del Oeste) (dBW)	> 55 (100% de la cobertura)	> 60 (sitios selectos)
Esquema de acceso del enlace ascendente	TDM	SF-/MF-TDMA (de 384 kbps a 2 Mbps)
Tamaño de la antena de transmisión (m)	5.6	0.66 – 1.20
Amplificadores de potencia (W)	1 000 (UPC)	1 - 4 (UPC)
No. de portadoras por transpondedor	1 ó 3	Cientos

Para el enlace hacia delante, se usarán varios métodos para combatir los efectos causados por la lluvia, en ambos enlaces: de usuario y de alimentación (B1 y A1, respectivamente en la figura 5.2). Los TWTAs a bordo del satélite emplearán ALC y las estaciones de enlace emplearán UPC para minimizar el impacto del desvanecimiento del enlace de alimentación. Debido al hecho de que la parte Este

de Norteamérica sufre más desvanecimientos por lluvia que la parte Oeste, el valor del PIRE del haz para la primera parte es cerca de 3 dB mayor que para un haz en la parte Oeste. Más aún, en los haces que enfrentan atenuaciones por lluvia severas, la tasa de información TDM y la tasa de codificación (FEC) del canal pueden reducir el desvanecimiento, a expensas de reducir temporalmente la capacidad del transpondedor. [Grammy, Gordon]

5.2.5 Segmento terrestre

Las terminales generalmente serán propiedad de los usuarios y se instalarán y operarán fácilmente en sus instalaciones; utilizarán transceptores ligeros para acceder a los canales en la banda Ka. Las polarizaciones para los enlaces ascendente y descendente son ortogonales y los requerimientos de potencia de los amplificadores de estado sólido son relativamente bajos, de tal forma que el costo de la terminal sea bajo.

Para el enlace de retorno, las terminales pueden emplear acceso múltiple por división en el tiempo en una sola frecuencia SSF-TDMA, o la nueva tecnología TDMA multifrecuencia como en el enlace ascendente. Este novedoso método de acceso toma las mejores características de los esquemas TDMA y FDMA, en el sentido de que emplea la función de ancho de banda sobre demanda (característica derivada de TDMA), mientras se utiliza una tasa de transmisión baja (que distingue FDMA). A través del uso de MF-TDMA, las terminales pueden transmitir usando un conjunto de frecuencias portadoras, cada una de las cuales es dividida en ranuras de tiempo. El tráfico multimedia se transporta en forma de ráfagas. La ventaja que presenta este método de acceso es su mejor adaptación a los muy variantes requerimientos de transmisión de multimedia, en los que la portadora y el ancho de banda asignado, así como la ranura de tiempo y la tasa de transmisión de las ráfagas, pueden ser variados desde el centro de control de red. Para este efecto, en el enlace de subida, se asigna a cada terminal activa una o más frecuencias portadoras y una o más ranuras de tiempo, y pueden enviar varios paquetes durante cada período de ráfaga (cada ranura de tiempo). El formato de los paquetes puede ser idéntico al de las celdas ATM o los paquetes de cable módem.

Debido a que el equipo de comunicaciones tiene una arquitectura transparente, se pueden emplear una variedad de esquemas de acceso para el enlace hacia delante. Hay dos opciones atractivas, ambas empleando Multiplexación por división en el tiempo (TDM). La capa de transporte TDM pueden ser celdas ATM o paquetes cable módem en un flujo de transporte MPEG. Los méritos de TDM resultan en el alto grado de flexibilidad que proporciona al usar cambios en las tasas de transmisión, esquemas de codificación y técnica de modulación, cumpliendo con el requerimiento del ancho de banda de la portadora. Esto, en turno, permite una variación de varios dBs en el umbral, y así ofrece un grado significativo de flexibilidad en el diseño para combatir efectivamente los desvanecimientos por lluvia.

Dos esquemas de acceso se han considerado para el enlace hacia delante. En el primero, se maneja el TWTA en su punto de saturación por una portadora TDM simple de alta velocidad, que podría ser una portadora de transmisión de video digital (DVB) empleado en TV por satélite. Los beneficios que se obtienen con este esquema incluyen el máximo uso de la potencia del amplificador, evitando perder potencia operando el amplificador en su región lineal (backoff) y eliminando interferencia por productos de intermodulación, y ocupando al máximo el ancho de banda (eliminando de bandas de guarda). En la segunda opción, se propone que el TWTA opere con tres portadoras TDM iguales; esto permitiría compatibilidad con los estándares de cable módem como DOCSIS¹⁰, en términos de ancho de banda y estructura del paquete.

Con el objeto de tener una integración de los sistemas satelital y terrestre, las estaciones terrenas de enlace interoperarán completamente con las redes en Tierra, y conectarán a los usuarios con esas infraestructuras terrestres. Las *gateways* estarán interconectadas mediante un anillo de fibra óptica, y cada una tendrá capacidad de administración de la red en su región geográfica. También tendrán acceso al centro de control de red y al centro de tarificación.

5.2.6 Módulo de procesamiento a bordo

El subsistema de comunicaciones en banda Ka del Anik F2 incluirá un componente para la demostración y evaluación de tecnologías digitales de procesamiento a bordo, como demultiplexores multiportadora, demoduladores y decodificadores, para preparar el camino a los sistemas de satélites de nueva generación en banda Ka. Dicho módulo proporcionará conectividad en un salto simple de usuario a usuario, usando regeneración en banda base, de tal forma que un usuario en un haz puntual pueda conectarse directamente con otro usuario en otro *spot beam*. El procesamiento digital a bordo basado en ATM, realizará acciones como conversión de formato y de tasa de transmisión. El procesador digital decodificará y demodulará las señales MF-TDMA del enlace ascendente de baja velocidad recibidas de diversas localidades, y las multiplexará en un flujo digital de alta velocidad, compatible con un estándar DVB de 54 MHz. a señal TDM-DVB será entonces, codificada y modulada nuevamente para transmitirla. Un HUB en la Tierra será usado para transmitir información de señalización al satélite para configurar el procesador a bordo.

¹⁰ Data Over Cable System Interface Specification.

5.2.7 Señal guía experimental en banda V

Habrà un radio faro en banda V en el Anik F2 con cobertura en Norteamérica. Operará a 40.390 GHz, y servirá para observar y entender los fenómenos de propagación en esta banda, y de esta forma desarrollar modelos para la predicción de las anomalías de propagación relacionadas. Haciendo mediciones en varios sitios, se desarrollarán herramientas efectivas para combatir los desvanecimientos por lluvia que se habrán de emplear en los futuros sistemas de satélites de banda ancha en banda V.

5.3 Futuros sistemas de comunicaciones por satélites de banda ancha

En la actualidad la demanda del trabajo en grupo a través de redes de alta velocidad, impulsada principalmente por la rápida expansión de Internet, ha crecido de forma exponencial. Aunque un gran número de soluciones alámbricas e inalámbricas que ofrecen conectividad de banda ancha están o estarán en poco tiempo disponibles, los satélites de comunicaciones ofrecen una solución atractiva para proporcionar servicios de banda ancha a una amplia variedad de usuarios.

La amplia área de cobertura de los satélites permite la prestación de servicios a un gran número de usuarios dispersos, y resuelve los problemas enfrentados con la "última milla" sin dedicar a cada usuario cable, fibra, puertos en los equipos de conmutación, etc. La naturaleza de transmisión de los satélites soporta eficientemente la transmisión del mismo mensaje a un gran número de estaciones, haciendo a las redes de este tipo la opción adecuada para servicios *multicast*. Los satélites también son atractivos para la interconexión de redes de alta velocidad distribuidas geográficamente, o para proveer servicios multimedia para usuarios residenciales y corporativos. De esta forma, aunque la mayoría del tráfico de banda ancha es transportado por redes terrestres, las constelaciones de satélites jugarán un papel muy importante para la prestación de estos servicios. Esto puede demostrarse con el interés comercial en esta área y el número de sistemas que están en la actualidad en desarrollo.

Por otra parte, se están realizando fuertes trabajos de investigación para superar los problemas inherentes a los sistemas basados en satélites, como los tiempos de propagación, calidad del canal aéreo, radiación espacial, etc. Asimismo, La naturaleza de los sistemas satelitales está cambiando, con las nuevas tecnologías revolucionarias como el procesamiento a bordo, enlaces entre satélites, tecnología de haces puntuales y constelaciones de sistemas en una variedad de órbitas (LEO, GEO, MEO y órbitas híbridas), que representan los cambios en la industria espacial de comunicaciones. [*Introduction to the broadband satellite database*]

5.3.1 Características generales de los sistemas de banda ancha

Desde el anuncio de la constelación *Iridium* de *Motorola* en 1991, algunas organizaciones han tomado el concepto proponiendo constelaciones de satélites de banda ancha. Probablemente la propuesta más conocida es la de *Teledesic*, cuya intención es brindar servicios de Internet de banda ancha a nivel mundial dentro de algunos años. Típicamente, las constelaciones de banda ancha ofrecen tasas de conexión, hacia las terminales de usuario de bajo costo, en el rango de cientos de kbps a Mbps. Se cree que en algunos años, los sistemas de banda ancha con terminales de usuario de un costo menor de hasta un orden de magnitud que las VSAT convencionales, competirán fuertemente en el mercado de VSAT.

Dentro de los servicios de las redes de satélites de banda ancha se identifican los siguientes:

- Conectividad a Internet/Intranet/Extranet.
- TV interactiva.
- Conexiones punto a punto dedicadas.
- Enlaces en demanda (conexiones temporales para transacción de datos).
- Telefonía fija.

La mayoría de los sistemas comparten algunas características, que se listan a continuación:

- Terminales de usuario pequeñas de muy bajo costo, que trabajarán dentro de una topología tipo estrella, en conjunto con las estaciones terrenas de acceso o *gateways*. Algunos sistemas soportarán redes tipo malla, que permitirán conectividad entre terminales de usuario a través del satélite, sin pasar por la estación de acceso.
- Se establecerá un número pequeño de estaciones de acceso o *gateways* por sistema. Generalmente, éstas serán operadas por los inversionistas clave en cada caso.
- Los satélites pueden tener repetidores regenerativos con conmutación a bordo, así como enrutamiento automático entre satélites usando enlaces entre satélites.
- Las características de las terminales de usuario serán estandarizadas por el operador de cada sistema.
- Las terminales para cada sistema serán proveídas por un número muy restringido de productores, que generalmente serán inversionistas clave en el sistema.

Los sistemas LEO/GEO están dirigidos principalmente a usuarios de negocios, pero también soportarán servicios profesionales. Competirán contra las tecnologías de acceso de banda ancha terrestres como fibra y XDSL. En los lugares en donde los servicios de banda ancha terrestres estén disponibles, la solución satelital probablemente no será efectiva en cuanto a costo, sin embargo, en cualquier otra

parte será la única solución. En la mayor parte del mundo, los lugares alejados de los grandes complejos urbanos no tendrán acceso de banda ancha durante algunas décadas. Los sistemas GEO también están dirigidos a usuarios de negocios, no obstante hay un mercado potencial para servicios interactivos, especialmente TV interactiva y servicios parecidos a los de Internet.

Tabla 5.4 Características generales de los sistemas GEO y MEO de banda ancha.

Sistema	GEO	LEO/MEO
Satélites	Se integrará por satélites GEO de alta potencia, generalmente se harán extensiones de la tecnología actual DBS/DTH hacia TV interactiva, multimedia y acceso a Internet.	Se integrarán mediante constelaciones de satélites. Serán redes sofisticadas orbitales con posibilidad de enlaces entre los satélites que las integran.
Servicios	<p>Domésticos y de negocios:</p> <ul style="list-style-type: none"> ➤ Transmisión de TV convencional ➤ TV interactiva (programas de juegos, <i>talk shows</i>, compras desde el hogar) ➤ servicios interactivos (operaciones bancarias, compras, comercio electrónico, educación, servicios de información, acceso a bases de datos) ➤ Acceso a Internet 	<p>De negocios:</p> <p>El mercado potencial es amplio, pero como en este caso los servicios de los sistemas de este tipo están orientado a negocios. Estos sistemas estarán en competencia con los servicios ofrecidos actualmente por las VSATs.</p>
Telepuertos	Las estaciones terrenas de enlace serán propiedad de los operadores de los sistemas o por un concesionario regional	Las estaciones de seguimiento serán más caras y complejas, y deberán ser capaces de mantener contacto con varios satélites a la vez. Serán propiedad de los operadores de los sistemas o por un concesionario regional
Terminales de usuario	<ul style="list-style-type: none"> ➤ Las terminales de usuario serán similares a las de los servicios de TV domésticos. La principal diferencia es que la terminal de banda ancha tendrá un SSPA integrado con el ensamble alimentador de la antena, dando capacidades de transmisión. ➤ Las terminales para negocios serán prácticamente indistinguibles de las VSAT actuales, las antenas serán más pequeñas. Sin embargo el costo de las terminales de banda ancha será menor que el de una VSAT actual. 	<p>Serán terminales más complejas que las terminales GEO. La principal razón es que tienen que seguir el movimiento de los satélites cuando viajan en el cielo. Tienen que estar equipadas con antenas que pueden "ver" a un satélite, y que puedan establecer enlace con otro, cuando el primero "no esté visible". La mayoría de los sistemas pretende usar una antena de arreglo planar. <i>Skybridge</i>, sin embargo, usará un plato parabólico dentro de un domo pequeño, orientado mecánicamente.</p>

Tan pronto como se desplieguen las constelaciones de satélites, el mercado experimentará un nivel más duro de competencia. A pesar de que la tecnología de las terminales en banda Ka es relativamente cara, rápidamente bajará de precio como la tecnología actual de TV por satélite. La economía que se deriva de la producción a gran escala de amplificadores de estado sólido en banda Ka, hará que los productos operando con estos dispositivos sean considerablemente más baratos que los correspondientes en la banda Ku. El mercado actual de VSAT enfrentará una severa competencia y a menos que los proveedores de servicios no sean capaces de reducir sus precios difícilmente sobrevivirán. La tabla 5.4 es una comparación entre algunas de las características de los sistemas GEO y LEO de banda ancha.

5.3.2 Sistemas de banda ancha propuestos

En la tabla 5.5 se muestra un resumen de algunos de los sistemas planeados que brindarán servicios de banda ancha. Predomina el uso de la banda Ka, debido a la disponibilidad de ancho de banda en este segmento del espectro de frecuencias, para los servicios de comunicaciones multimedia de banda ancha que se brindarán a usuarios con terminales relativamente pequeñas. Algunos sistemas como *Teledesic*, proponen una constelación con muchos satélites de órbita baja, mientras otros, como *Spaceway* planean el uso de satélites en órbita geoestacionaria. De entre los muchos sistemas de satélites de banda propuestos alrededor del mundo, se han elegido los que se presentan a continuación como representativos, ya que son los más avanzados en cuanto a planeación y desarrollo, y también debido a que hay una mayor cantidad de información pública disponible.

5.3.2.1 Teledesic

Este sistema consiste de 288 satélites distribuidos en 12 planos de 24 elementos, como se muestra en la figura 5.3. Se trata de un sistema en banda Ka, con enlaces intersatelitales en 60 GHz entre aparatos adyacentes en cada plano orbital. El enlace ascendente opera en la banda 28.6-29.1 GHz, y el enlace descendente en 18.8-19.3 GHz.

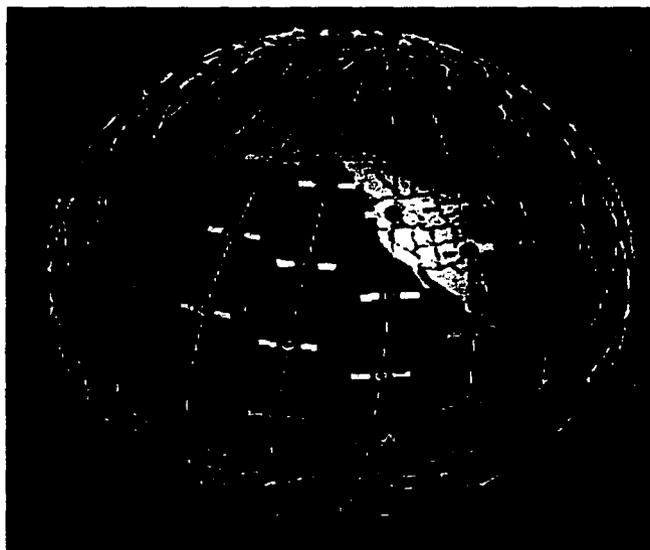


Figura 5.3 Configuración de la constelación *Teledesic*. Se integra por 288 satélites en órbita, distribuidos en 12 planos orbitales con 84.75° de inclinación; cada plano contiene 24 aparatos. (<http://www.teledesic.com>)

Los satélites emplearán proceso y conmutación a bordo (OBP y OBS), y será la constelación de "Internet en el cielo". Ofrece voz y datos de alta calidad, y servicios de información multimedia. El desempeño en la calidad de servicio está diseñado para un BER menor a 10^{-10} . El acceso múltiple que se empleará será una combinación de TDMA multifrecuencia (MF-TDMA) para el enlace ascendente y TDMA asíncrono (ATDMA) para el enlace descendente. Se planea que la capacidad del sistema será de 10 Gbps, las conexiones de usuarios en el enlace ascendente de 2 Mbps y 64 Mbps en el enlace descendente.

5.3.2.2 Skybridge

Este sistema (fig. 5.4) de comunicaciones por satélite consiste de 80 satélites en órbita circular baja, con altitud de 1469 km. Está diseñado con el fin de brindar servicios de información avanzados (por ejemplo, multimedia interactiva) con tasas de transmisión de 16 kbps a 60 Mbps; está basado en la arquitectura que usa satélites como repetidores, es decir, no realizan procesamiento a bordo. A diferencia de los demás sistemas en la tabla 5.5, Skybridge utiliza la banda Ku. El enlace ascendente opera de 12.75-14.5 GHz, y el enlace descendente en 10.75-12.75. La elección de esta banda se debió a la disponibilidad de la tecnología necesaria.

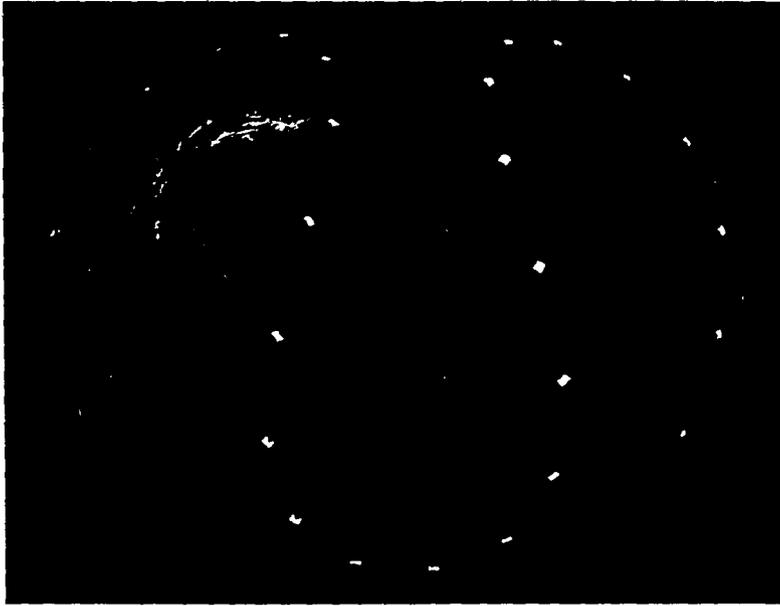


Figura 5.4 Constelación Skybridge. Se integra por 80 satélites distribuidos en 20 planos orbitales con 53° de inclinación, y cuatro aparatos por plano. (http://www.skybridgesatellite.com/m31_ima/index.htm)

Los telepuertos de Skybridge (*gateways*) se conectan a las redes terrestres mediante *switches* ATM. Se espera que la mayoría de los servicios estarán basados en IP. Se utiliza un método de acceso múltiple por división en código, tiempo y frecuencia (CDMA/TDMA/FDMA). Para mejorar su capacidad se usan haces puntuales, con reuso de frecuencia en cada haz. El sistema está diseñado para acomodar el tráfico de cerca de 20 millones de usuarios simultáneamente, calculado en 215 Gbps. Contará con terminales para usuarios residenciales y profesionales.

Las terminales de usuario residencial se instalarán en el techo de sus hogares, podrán seguir simultáneamente dos satélites para llevar a cabo de forma transparente la transferencia de la llamada (*hand-over*). Podrá manejar una tasa de bits de hasta 5 Mbps para el enlace hacia delante¹¹ y 0.5 Mbps para el enlace de regreso. Las terminales profesionales se instalarán en la parte más alta de los edificios. El equipo de radio asociado a este segundo tipo equipo receptor será mayor, ya que deberá manejar mayor tráfico hacia los satélites del sistema, podrán soportar tasas de transmisión de 6 Mbps y de recepción de hasta 60 Mbps.

¹¹ *Forward Link*, término usado para referirse al enlace cuyo flujo de información va del telepuerto a la terminal de usuario. Existe otro término para referirse al enlace en sentido contrario: *Return Link*, cuyo flujo de información tiene la dirección de la terminal de usuario hacia el telepuerto.

5.3.2.3 Spaceway

Esta constelación consistirá de sistemas de satélites regionales interconectados, brindando servicios a la mayor parte de la población alrededor del mundo. En total, *Spaceway*, contará con 20 satélites distribuidos en 15 posiciones orbitales.

Los satélites incluirán varias de las tecnologías innovadoras: conmutación de paquetes, tecnologías de haces puntuales, que harán posible el servicio hacia terminales pequeñas, y procesadores digitales a bordo, que permitirán la conectividad total en malla. Usando el sistema de satélites en conjunto con la infraestructura terrestre, los usuarios transmitirán y recibirán audio, video, multimedia y otros tipos de datos digitales cientos de veces más rápido que con las líneas telefónicas convencionales, con velocidades para el enlace ascendente entre 16 kbps y 16 Mbps. El acceso al sistema será rápido e instantáneo a través de una familia de terminales de bajo costo fáciles de instalar, entre ellas una de 66 cm.

El primer sistema regional (*Spaceway Norteamérica*) ofrecerá servicios en el 2002, a tiempo para competir en el mercado contra el ANIK F2. La constelación *Spaceway Norteamérica* consistirá de 3 satélites GEO del modelo *Boeing 702*; dos operacionales y uno de respaldo en órbita. El sistema, que operará en la banda Ka, está diseñado para soportar datos de alta velocidad, acceso a Internet y servicios de información multimedia de banda ancha. Se tratará de una red IP digital a la que se conectarán una amplia variedad de equipos de usuario y diferentes sistemas, entre los que se encuentran computadoras personales, servidores y redes de área local. Esta red de satélites de banda ancha también prestará una gran variedad de aplicaciones en las áreas rurales y urbanas en los Estados Unidos.



Figura 5.5 Cobertura para Norteamérica de haces puntuales de un satélite del sistema global *Spaceway*. (SPACEWAY, http://www.hns.com/products/advanced_platforms/spaceway/inside_spaceway.htm)

5.3.2.4 Astrolink

La constelación *Astrolink* se compondrá de hasta nueve satélites GEO, iniciará servicios con cuatro satélites y aumentará su flota conforme aumente la demanda. Es un sistema que operará en la banda Ka: 28.35-28.8 GHz y 29.25-30.0 GHz para el enlace ascendente y 19.7-20.2 para el enlace descendente. Empleará procesamiento a bordo para mejorar su eficiencia y conmutación a bordo para tener una mayor flexibilidad. Cada satélite es parte integral de toda la red de comunicaciones, y generará 44 haces puntuales para brindar cobertura a una gran área definida sobre la superficie Terrestre. También cada uno de ellos tendrá 12 haces POP¹², que proporcionan interconexión a gran escala con las redes en Tierra.

Las tasas de transmisión variarán desde 16 kbps hasta 9.6 Mbps. Platos parabólicos de 90 cm de diámetro soportarán 384 kbps. Usando la tecnología más rápida disponible, *Astrolink* brindará servicios multimedia interactivos, Acceso a Internet de alta velocidad, *multicasting* y comunicaciones punto a punto

¹² *Point-of-presence*.

Tabla 5.5 Características importantes de los sistemas satelitales Teledesic, Skybridge, Spaceway y Astrolink. [Moreno, Torres]

Sistemas globales de banda ancha	Sistemas LEO		Sistemas GEO	
	Teledesic	Skybridge	Spaceway	Astrolink
Altitud de los satélites (km)	1375	1496	35 786	35 786
No. de satélites	288	80	20	9
No. de planos orbitales	12 (separados 15° alrededor del ecuador)	20 (separados 18° alrededor del ecuador)	1 (cinturón geoestacionario)	1 (cinturón geoestacionario)
Inclinación de los planos orbitales	84.75°	53°	0°	0°
No. de satélites por plano	24	4	20	9
Banda de operación (enlaces ascendente y descendente)	Ka	Ku	Ka	Ka
Enlace de subida (GHz)	28.8-29.1	12.85-14.5 17.30-17.8	28.35-28.6 29.25-30.0	28.3-30.3
Enlace de bajada (GHz)	18.80-19.3	10.70-12.7	19.70-20.2 18.30-18.8	18.3-20.2
Frecuencia para ISLs (GHz)	60	No usará	60	60
Capacidad de ISLs (Gps)	1	No usará	1	1
No. de saltos entre satélites para ISLs	8	No usará	4	-
Vida útil de los satélites (años)	10	8	15	12
Polarización	Lineal ortogonal	Circular izquierda y derecha	-	Lineal ortogonal
Retardo aproximado (circuito completo) (ms)	21.38	20.14	>478	>478
Región de cobertura	Global	68° N a 68° S	Global (inicialmente Norteamérica)	América, Asia, Europa, Atlántico y Pacífico.
Capacidad de la red (Gbps)	13.3	215	4.4	9.6
Inicio de operaciones	2005	2005	Inicios de 2002	A mediados de 2003

5.4 Sistemas multimedia propuestos para operar en las bandas Q/V

Se han propuesto varios sistemas que operen en frecuencias aún mayores que la banda Ka. En esta sección se estudian las características de algunos de ellos. La FCC de Estados Unidos ha destinado los segmentos mostrados en la tabla 5.6 del espectro de frecuencia para que operen los sistemas en la banda Q/V.

Tabla 5.6 Frecuencias destinadas por la FCC para los sistemas propuestos en la banda Q/V.

Tipo de Satélite	Enlace descendente	Enlace ascendente
Geoestacionario	37.5-40.5	47.2-50.2
No geoestacionario	37.5-38.5	48.2-49.2

Como puede notarse en la tabla 5.6, se han destinado 3 GHz de ancho de banda para satélites geoestacionarios, y usando diversidad de polarización (polarización ortogonal) podrían lograrse 6 GHz de ancho de banda utilizable; esta es la principal atracción de las asignaciones. Sin embargo, el éxito que tengan los sistemas propuestos, depende de un amplio conocimiento de los efectos de la atmósfera sobre las señales en estas altas frecuencias. Muchos de los efectos de propagación se vuelven más severos con el aumento en la frecuencia.

Hay dos tipos de fuentes que provocan daños a la señal que deben ser investigados: fuentes atmosféricas y no atmosféricas. [Plinder, p. 1]

a) Fuentes atmosféricas

- Precipitación (lluvia, nieve y granizo).
- Agua suspendida (nubes y niebla).
- Constituyentes gaseosos de la atmósfera (son dominados por vapor de agua y absorción por oxígeno en frecuencias de 40 GHz a 100 GHz).
- Cambios de índice de refracción (causan centelleo y variaciones en el ángulo de llegada de la señal).

b) Fuentes no atmosféricas

- Polvo, arena y cenizas suspendidas en la atmósfera.
- Agua en la antena.

La tabla 5.7 resume algunas de las características de los sistemas propuestos ante la FCC, para operar en las bandas Q y V en Norteamérica. En los siguientes apartados se comentan algunas características adicionales de cuatro de ellos.

Tabla 5.7 Características de algunos sistemas propuestos ante la FCC para operar en las bandas Q/V. [Evans, p. 144]

Sistema	Tipo de órbita	No. de satélites	Cobertura	Capacidad satelital (Gb/s)	ISL
Pentriad	Molniya	9	25° N-85° N	≤36	No
GE*Star plus	GEO	11	Global	~70	2 ópticos
GS-40	LEO	80	±70°	~1	No
Expressway	GEO	14	Global limitado	~65	Ópticos 3 Gbps
Space Cast	GEO	6	Global limitado	~64	Ópticos 3 Gbps
StarLynx	GEO y MEO	4 y 20	±80°	≤5.9 ≤6.3	2 ópticos 5 ópticos
Q/V Band	GEO	9	Global	≤45	3 ópticos 2 radio
Cyberpath	GEO	10	Global	17.9	2 radio
M-Star	LEO	72	±60°	~3.6	2 radio
Orblink	MEO	7	±50°	~75	2 radio
Vstream	GEO	12	Global	<3.2	2 radio
Aster	GEO	25	Global	~10	2 ópticos
VBS	LEO	72	Global	4	4 ópticos
GESN	GEO y MEO	14 y 15	±70°	~50 ~70	10 ópticos 4 ópticos

5.4.1 Pentriad

Este sistema propuesto por Denali Telecom LCC de Washington, DC, consistirá de 9 satélites operacionales, más tres de respaldo, operando en tres órbitas molniya enlazadas. El plano orbital tendrá 63.4° de inclinación, excentricidad de 0.5945, apogeo de 41 499 km, perigeo de 5 784 km. Cada uno de los tres satélites colocados sobre un plano orbital tendrá un período de 14.4 h, de las cuales 8 permanecerá visible en latitudes altas (entre 25° N y 85° N), y tan rápido como se pierda línea de vista dentro del área de cobertura serán relevado por el siguiente. Este arreglo proveerá cobertura continua en todas las partes del hemisferio norte, entre las latitudes antes mencionadas.

Cada satélite podrá soportar 40 canales duplex de 155 Mbps en la banda V. Esto será posible usando 80 haces de aproximadamente 0.3° de ancho del haz, formados por un reflector de 1 m, alimentado por un arreglo defasado. Los haces son conducidos a través de 80 transpondedores de 78 MHz de ancho de banda y por tubos de ondas progresivas de 80 W. Una matriz de conmutación de microondas permitirá la interconexión haz-haz. Propone transmitir 40 canales simultáneos de 155 Mbps.

5.4.2 GE* Star Plus

El sistema GE* Star Plus, de *GE American Communications, Inc.*, planea operar en las bandas V y Ku, con cobertura global, usando los 3 GHz disponibles en la banda V y 500 MHz en la banda Ku. Empleará 11 satélites GEO distribuidos en 9 posiciones orbitales (en el arco 105° O y 145° E). Se tiene contemplado colocar dos satélites en las posiciones 105° O y 85° O para brindar buena cobertura en Norte y Sur América.

Los satélites de este sistema emplearán cuatro reflectores para crear 246 haces puntuales posibles de 0.3°, que se expanden a un campo de vista de 3.5x6.5°. Los haces serán polarizados dualmente y cada uno servirá los 3 GHz de espectro. Veinte de esos posibles haces polarizados se usarán para proporcionar servicios. Las señales en cada uno de los 40 haces serán conducidos hacia 10 filtros de 300 MHz de ancho de banda, brindando 400 canales, cada uno de los cuales se dirigirán hacia una matriz de conmutación. Las salidas de ésta se recombinarán en canales de 3 GHz y se pasarán hacia un TWTA de 100 W. El sistema está pensado para ofrecer servicios de banda ancha para usuarios en los Estados Unidos y en todo el mundo, con velocidades de hasta 155 Mbps.

5.4.3 GS-40

Este sistema propuesto por *Globalstar, Loral Qualcom Satellite Services L.P.* y *Globalstar Telecommunications Ltd.*, operará en órbitas bajas dentro del espectro destinado por la FCC, ocupando 1 GHz. Comprenderá 80 satélites en una altitud de 1440 km, distribuidos en 10 órbitas circulares inclinadas 52° y espaciadas 36° con respecto al ecuador. El área de cobertura de esta constelación incluirá latitudes entre $\pm 70^\circ$.

Los satélites usarán antenas de arreglo defasado que crearán 30 haces puntuales de 2° para los enlaces ascendentes y descendentes. Los haces puntuales se acomodarán en seis grupos de cinco haces y se interconectarán mediante un *switch* IF, de tal forma que cualquiera de los cinco haces ascendentes puedan conectarse a cualquiera de los cinco haces descendentes correspondientes. Los transpondedores involucrados operarán con anchos de banda de 18 a 90 MHz y brindarán 48 W de potencia de salida. Globalstar ofrecerá servicios hacia terminales de alta tasa de transmisión (HRTs), que operarán a 10.24 Mbps para el enlace de subida y 51.84 Mbps en el enlace de bajada. Las terminales HRT controlarán la potencia del enlace de transmisión (dentro de un rango de 0.25 a 1.4 W) y "verán" a dos satélites para combatir los desvanecimientos por lluvia. Las estaciones de enlace o *gateways* operarán con una potencia de 1.5 a 26 W. Las terminales usarán antenas de 0.5 m y las estaciones de enlace de 1 m de diámetro.

5.4.4 Expressway

El sistema *Expressway*, de *Hughes Communications, Inc.*, consistirá de 14 satélites colocados en 10 posiciones orbitales que se interconectarán mediante enlaces ópticos vía láser; propone operar en los 3 GHz de espectro disponible en la banda Q/V, así como en la banda Ku, con 500 MHz. Consistirá de 14 satélites colocados en 10 ranuras orbitales y se interconectarán mediante enlaces ópticos. La cobertura en las bandas Q/V se usará principalmente para dar servicio en América (de Norte a Sur), Europa, Medio Oriente y Asia, la cobertura en banda Ku incluirá estos territorios, pero se extenderá a África y Australia.

Cada satélite generará 20 haces puntuales angostos (0.3°) seleccionados de un total de 204 haces que cubren una región de $3^\circ \times 6^\circ$. Los haces serán polarizados dualmente obteniendo así el doble de ancho de banda por reuso de frecuencia. En la banda Ku se brindará servicio mediante haces puntuales anchos (6°) y mediante haces de $3^\circ \times 1^\circ$ haciendo, también reuso de frecuencia. La capacidad total del sistema está calculada en 65 Gb/s (42 000 circuitos T1 simultáneos).

Hasta ahora se han estudiado las características más sobresalientes de los sistemas propuestos en bandas de frecuencia superiores a las convencionales. A continuación se estudiarán algunas de las tecnologías innovadoras, que son clave para el desarrollo de satélites de nueva generación, entre ellos, los satélites de las constelaciones antes expuestas.

5.5 Propulsión eléctrica

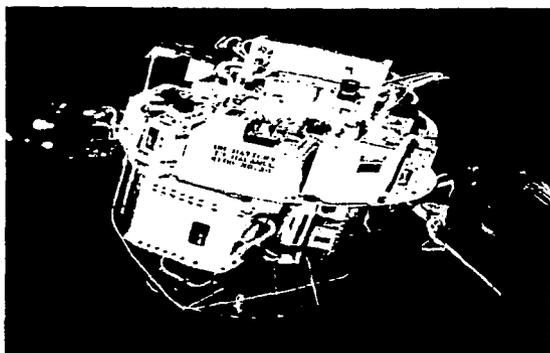
Tradicionalmente, los satélites utilizaban propulsores cuyo propelente era puramente químico. Hoy, la propulsión eléctrica es una tecnología clave para las nuevas generaciones de satélites comerciales y científicos. El uso de la energía eléctrica mejora el rendimiento de los propulsores, comparado con el de los químicos, ya que requieren de una cantidad muy pequeña de masa de propelente para acelerar al conjunto espacial. Como ya se dijo antes, la masa total de un satélite tiene una influencia importante en su costo y el propelente representa una porción considerable. Por lo tanto, cualquier mejora en rendimiento del sistema de propulsión resulta en beneficios de ahorro inmediatos. Actualmente, el propelente de un sistema eléctrico puede ser expulsado con una velocidad hasta veinte veces más rápida que en un propulsor químico convencional; sin embargo, aún hay mucho trabajo por delante antes de que la tecnología eléctrica pueda sustituir totalmente a la química.

La propulsión eléctrica es apropiada actualmente para bajo empuje (niveles de milinewtons). Puede usar como propelente un gas raro (argón o xenón), un metal líquido (cesio o indio), o un propelente convencional como la hidrazina o sustancias similares (amoníaco o nitrógeno). [Saccocia, González, Estublier, p. 62] Una de las características más importantes de un propulsor cualquiera es su impulso específico, que se define como el empuje producido o aplicado por cada unidad de masa de propelente que se consume cada segundo, y se expresa en segundos. La disponibilidad de celdas solares más eficientes, y por lo tanto, mayores cantidades de potencia eléctrica en el espacio, ha hecho posible el uso de propulsores eléctricos en los satélites.

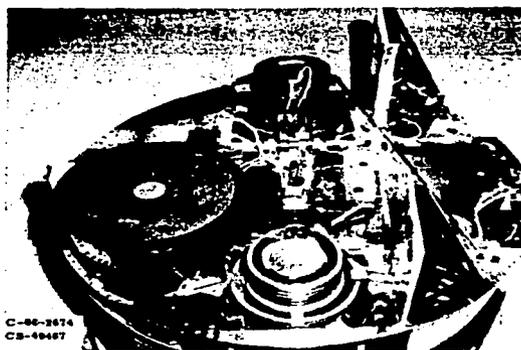
Entre los factores que limitan la vida de los propulsores se cuentan la erosión de las rejillas, la vida del cátodo y el material que se deposita en la cámara de descarga. Se requiere de un largo período de prueba para demostrar que un propulsor eléctrico puede tener un desempeño adecuado durante su vida de servicio en la aplicación a la que se destinó. Típicamente los requerimientos de servicio para un propulsor varían entre 8 000 y 10 000 horas.

Los propelentes se escogen con base en sus propiedades: bajo potencial de ionización, masa atómica alta y propiedades de almacenamiento y manejabilidad. Se ha usado vapor de mercurio como propelente en pruebas de laboratorio por cerca de 20 años y se probaron exitosamente en dos experimentos (ver figuras 5.7 a y b). Las preocupaciones ambientales con respecto al manejo del mercurio resultaron en su reemplazo por xenón, en el desarrollo de impulsores eléctricos en todo el mundo. El propelente de xenón permite simplificaciones significativas en el diseño de los propulsores, su unidad de procesamiento de energía y el sistema de alimentación del propelente. La masa atómica de este elemento químico reduce el voltaje de salida de la fuente de poder, para el mismo impulso específico, y simplifica su integración a la plataforma del conjunto espacial, cuando se compara contra el mercurio. Con gases inertes más ligeros (kriptón o argón) resulta en un menor desempeño de la cámara de descarga, y una mayor velocidad en la erosión, y niveles de potencia mayores para producir el mismo impulso específico. La disponibilidad y el costo del xenón son factores que han favorecido en su elección para integrar propulsores de rejillas en los de satélites de programas muy ambiciosos, tal es el caso del modelo más reciente de *Boeing Inc.*, en la serie B-702 y en satélites experimentales como el ARTEMIS. El kriptón y el argón son alternativas más baratas, pero resultan en un menor rendimiento en el propulsor y en su vida útil, si se comparan con el xenón.

Se han logrado en laboratorio empujes entre 10^{-3} y 4 N para propulsores de bombardeo con electrones, cuyos requerimientos de potencia son entre 50 W y 200 kW. En la actualidad el desarrollo e investigación de propulsores eléctricos en Estados Unidos, son dirigidos en el *Lewis Research Center* de la NASA, en el *Jet Propulsion Laboratory* y en los laboratorios de *Boeing Inc.* También hay centros de investigación en Japón, Alemania, Francia, Reino Unido y Rusia.



(a)



(b)

Figura 5.7 Primeros Propulsores iónicos de rejillas experimentales de la NASA. (a) Propulsor de mercurio de 10 cm usado en un vuelo suborbital (satélite SERT I), para demostrar la neutralización del haz de iones en el espacio. (b) Dos propulsores de 15 cm y 28 mN usados para demostrar su tiempo de vida útil en el espacio, a bordo del satélite SERT II. (NASA, *Jet Propulsion Laboratory*)

A continuación se describen algunos de los propulsores eléctricos que se han lanzado recientemente o se lanzarán en un futuro próximo en satélites de comunicaciones avanzados.

5.5.1 Propulsores electrostáticos

5.5.2 NSTAR

En 1995, *Hughes Electron Dynamics*¹³ fue contratado para fabricar el sistema de propulsión NSTAR¹⁴ (figura 5.8), para la validación de la tecnología de propulsión eléctrica en el satélite *Deep Space 1 (DS1)*, lanzado en 1998. Esta fue la primera vez que un propulsor eléctrico integrara el sistema principal de propulsión en un satélite. En diciembre de 2001 el satélite DS1 fue retirado de operación.

¹³ Hoy conocido como Boeing Electron Dynamics Devices, Inc.

¹⁴ *NASA Solar Electric Propulsion Technology Applications Readiness.*

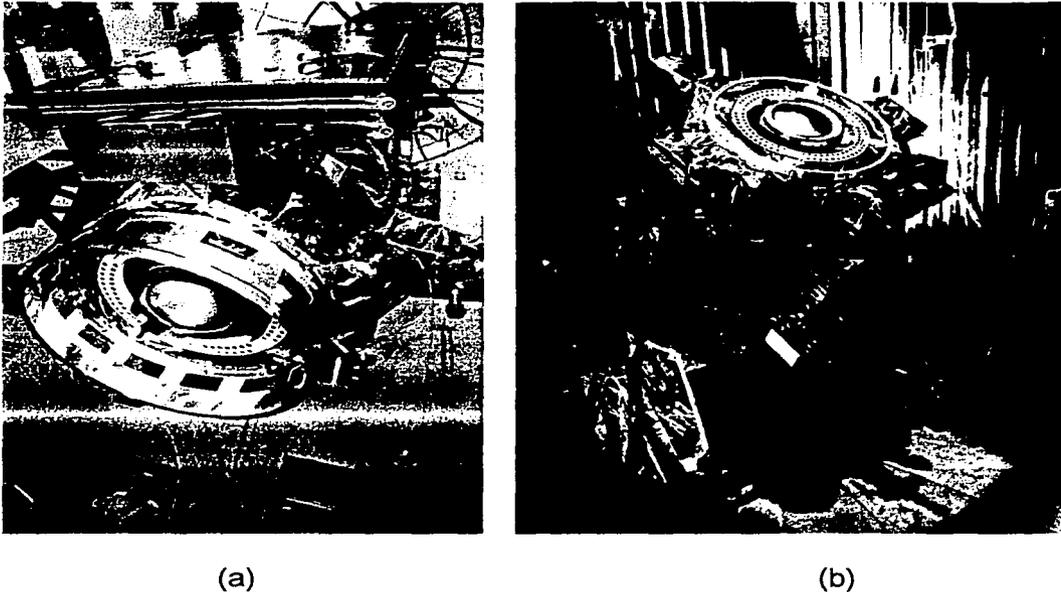


Figura 5.8 Satélite Deep Space 1. (a) Vista del propulsor iónico en el satélite.
(b) Satélite en etapa de prueba. (NASA/JPL)

El propulsor NSTAR tiene un diámetro de 30 cm, su potencia de entrada máxima es de 2.3 kW y produce un empuje de 92 mN, con un impulso específico de 3300 s. Fue diseñado para operar en el espacio profundo¹⁵, con prolongados períodos de operación y bajos niveles de luz solar, requerimientos que exigieron un diseño único para esta misión. Tiene opción de ser programado desde las estaciones terrestres, ajustando su operación según sea necesario. Los programas autónomos a bordo del satélite también pueden ajustar la operación del propulsor. *Boeing Electron Dynamics* también produce sistemas comerciales de propulsión iónicos de xenón, para los modelos de satélites GEO *Boeing 601HP* y *Boeing 702*, que se comenta a continuación.

¹⁵ *Deep Space*: Término utilizado para referirse al espacio en distancias iguales o superiores a 2×10^6 km de la Tierra.

5.5.3 Sistema de propulsión por iones de xenón: XIPS

El sistema de propulsión por iones de xenón es el resultado de 70 años de investigación en el uso de propulsión eléctrica, como una alternativa a la propulsión química convencional. El sistema XIPS, desarrollado por *Hughes Electron Dynamics*, se usa principalmente para mantener al satélite en su posición orbital correcta. El impulso se genera mediante un propulsor que expulsa partículas cargadas eléctricamente a altas velocidades.

Este sistema de propulsión eléctrica hace uso de xenón como propelente. Las maniobras de control de órbita se logran con una fracción del combustible requerido en un sistema químico. El aumento en la eficiencia ofrecido por el sistema de propulsión eléctrica permite una disminución en la masa del propelente (de hasta un 90%) para un satélite, con una vida útil de operación de 12 a 15 años.

El sistema XIPS se compone del propulsor de iones (que mide menos de 25 cm de largo), el tanque que contiene el xenón y un procesador de energía. Estos tres elementos se muestran en la figura 5.9. El empuje se logra acelerando los iones positivos a través de una serie de electrodos ranurados, al final de la cámara del propulsor. Mediante el uso de un neutralizador (dispositivo emisor de electrones) se evita que los haces de iones sean atraídos eléctricamente hacia el impulsor. [Hughes XIPS factsheet]

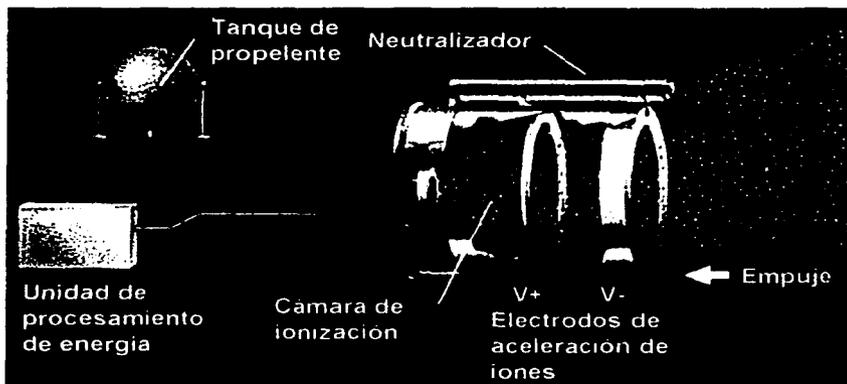


Figura 5.9 Sistema de propulsión por iones de xenón (*Boeing Satellite Systems, Inc.*).

Boeing incluye el sistema XIPS en dos de sus modelos de satélites comerciales disponibles: 601 HP (fig. 5.10) y 702. Las características de estos sistemas se resumen en la tabla 5.7.

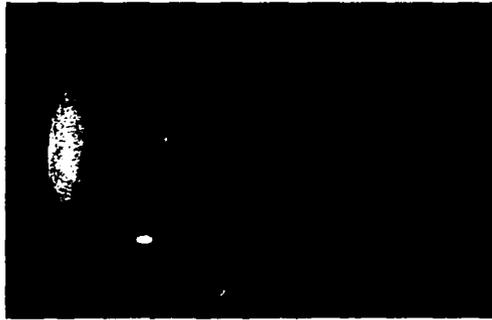


Figura 5.10 Haz de un propulsor XIPS de 13 cm, bajo prueba.
(Boeing Satellite Systems, Inc.)

Tabla 5.7 Características de los propulsores usados en los modelos *Boeing 601 HP* y *702*.

Modelo	Boeing 601 HP	Boeing 702
Sistema XIPS	<ul style="list-style-type: none"> ▪ 4 propulsores (2 operacionales, 2 redundantes) ▪ 2 procesadores de energía ▪ Un tanque de propelente 	
Consumo de potencia (W)	500	4 500
Tiempo de operación. Para control de órbita y momento del satélite.	5 horas por día. Distribuido en dos intervenciones.	30 minutos por día. Encendiendo 4 veces los propulsores activos.
Impulso específico (s)	2 568	3 800
Empuje (mN)	18	165
Diámetro (cm)	13	25

5.5.4 Propulsor UK-10

El propulsor UK-10 mide 10 cm de diámetro. Tiene un diseño de cámara de descarga de campo divergente y emplea electromagnetismo más que magnetismo permanente como es el caso de los impulsores de los Estados Unidos. Con una entrada de 660 W este dispositivo proporciona 25 mN de empuje con un impulso específico de 3350 s, y una eficiencia de propulsión de cerca del 60%. *AEA Technology* en Culham, Inglaterra, desarrolló este dispositivo, así como el UK-25 (200 mN), como parte de un programa nacional dirigido por el Departamento Espacial del Establecimiento de Satélites Real (*Royal Spacecraft Establishment*) de Inglaterra. El UK 10 (figura 5.11) puede usarse para control de órbita y orientación del satélite. El satélite ARTEMIS de la Agencia Espacial Europea contiene dos propulsores UK-10.

AEA Technology, en conjunto con otras compañías europeas, está desarrollando un propulsor denominado ESA-XX, cuya finalidad es satisfacer los requerimientos de propulsión de las misiones interplanetarias. Este nuevo propulsor consumirá 6 kW de potencia eléctrica y generará 200 mN de empuje.

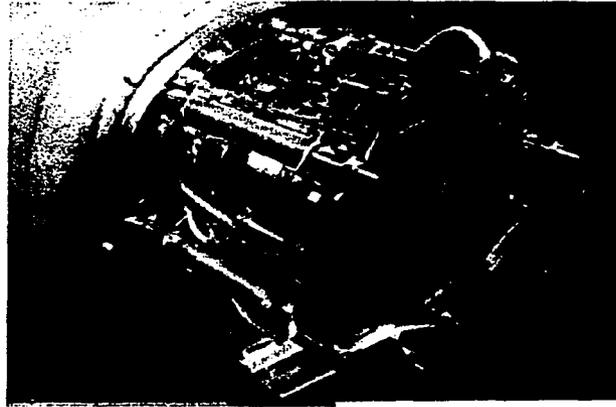


Figura 5.11 Propulsor UK-10. (NASA/JPL)

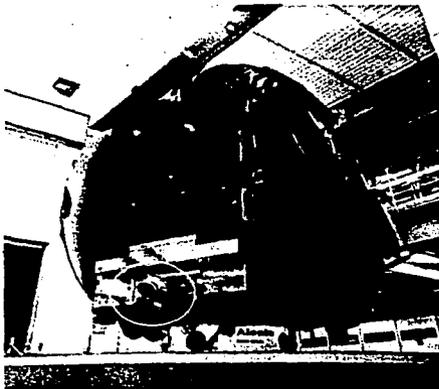
5.5.5 Propulsor de iones de microondas

Estos propulsores producen los iones en la cámara de combustión, excitando los electrones libera en el gas propelente (generalmente un gas noble pesado, como xenón o kriptón) mediante microondas. Campos magnéticos conformados incrementan el tiempo de residencia de los electrones y la producción de la descarga del plasma. No se utiliza cátodo en esta cámara de descarga, se pueden usar propelentes abundantes como oxígeno y dióxido de carbono. El haz de iones se forma mediante el acelerador de iones electrostático. Este tipo de propulsores se están desarrollando en Japón para aplicarlos en misiones de exploración interplanetaria.

5.5.6 Propulsor de iones de radiofrecuencia: RIT 10

Estos propulsores producen los iones en una cámara de descarga aislante, de cuarzo o alumina, excitando los electrones del gas propelente (generalmente un gas noble pesado como xenón o kriptón) mediante ondas de radiofrecuencia. Un inductor de RF rodea la cámara de descarga cilíndrica. No se utiliza cátodo ni plasma contenedor de campo magnético. La aceleración electrostática produce eficiencias de 60% con impulsos específicos que varían entre 3 000 y 4 000 s. Sin embargo, los propulsores de RF son menos eficientes que los de bombardeo con electrones, debido a las ineficiencias asociadas con el proceso de producción del plasma¹⁶ de RF, y también por las dificultades producidas por la necesidad de la pantalla aislante en el sistema de aceleración. La mayor parte de la investigación sobre propulsores de iones de RF se ha llevado a cabo en Alemania, el Propulsor RIT-10 (*Radio Frequency Ion Thruster*) fue desarrollado por *Daimler-Benz Aerospace AG* (DASA), de esa nación. Tiene un consumo de potencia de 585 W, y produce un empuje de 15 mN con un impulso específico de 3400 s. Usa xenón como propelente y tiene una eficiencia del 64%.

Se integraron dos propulsores RIT-10 al satélite ARTEMIS (figuras 5.12 a y b), junto con dos UK-10. Será usado para control de órbita.



(a)



(b)

Figura 5.12 Propulsores eléctricos a bordo del ARTEMIS: (a) posición visible en la parte inferior del satélite (*European Space Agency*), y (b) acercamiento del propulsor RIT-10 (*Daimler Chrysler Aerospace*).

¹⁶ El plasma consiste de un gas calentado a tan altas temperaturas que se ioniza. Las propiedades del gas son controladas por fuerzas electromagnéticas entre los átomos ionizados y los electrones que lo constituyen, los cuales se comportan de formas distintas. El plasma se considera como el cuarto estado de la materia.

5.5.7 Propulsores de plasma estacionario

Los propulsores de plasma estacionario (SPT o Hall) han sido estudiados y desarrollados en Rusia por más de 20 años. Varios de ellos han sido utilizados con éxito para el control de órbita de los satélites de comunicaciones rusos, entre ellos la serie de propulsores SPT. En Europa se han integrado los propulsores PPS-1350 y STP-100 (fabricados por SNECMA y FAKEL, respectivamente), en satélites como *Astra 1K* y *Stentor* de la familia SPACEBUS de ALCATEL, que se lanzaron a finales de 2001.

EL Propulsor PPS es un dispositivo compacto construido alrededor de una cámara de descarga anular de 10 cm de diámetro, circundada por imanes. En uno de sus costados tiene un cátodo, del cual fluyen los electrones. Los electrones son atraídos hacia la cámara de descarga por el ánodo, y son atrapados en ella por un campo magnético; los electrones tienen colisiones con átomos de xenón gaseoso, formando iones y más electrones; éstos últimos se usan también para aumentar la velocidad de los iones que salen rápidamente de la cámara de descarga, acelerados por el campo eléctrico generado por los electrones del cátodo, creando el haz de iones que genera el empuje del satélite.

El empuje de un propulsor SPT-100 está en el rango de los 100 mN, con un impulso específico de 1500 s. La figura 5.13 (a) muestra un esquema de la geometría de un propulsor de este tipo. El campo magnético en propulsores SPT se genera mediante bobinas localizadas en la superficie externa de los cilindros. *Loral/Space Systems* usará propulsores SPT-100 para mantener en órbita los satélites *Telstar 8* e *iPSTAR*, que se lanzarán en 2002 y 2003, respectivamente.

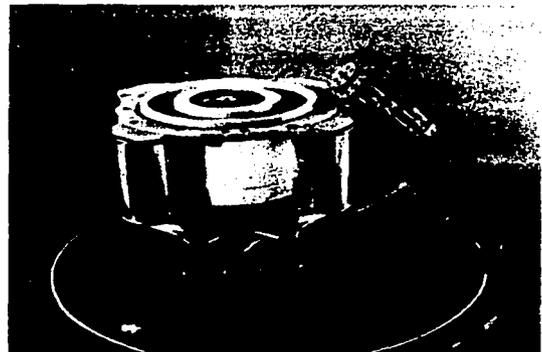
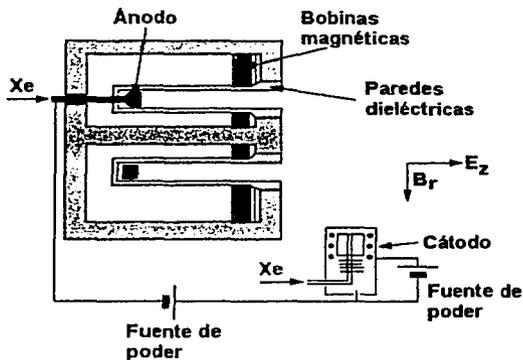


Figura 5.13 Propulsor SPT-100, (a) Esquema del propulsor, (b) fotografía del mismo.

La tabla 5.8 resume las características de algunos propulsores eléctricos que se incluyen o que se incluirán en satélites de comunicaciones modernos. Todos ellos son electrostáticos.

Tabla 5.8 Características de algunos propulsores eléctricos que se usan o se usarán en satélites avanzados de comunicaciones.

Propulsor	Productor	Empuje	Impulso específico	Consumo de potencia	Eficiencia
XIPS 13 cm	Boeing	18	2568	500	0.50
XIPS 25 cm	Boeing	165	3800	4500	0.51
UK-10	AEA Technology	25	3350	660	0.6
RIT-10	Daimler	15	3400	585	0.64
STP-100	SNECMA	100	1600	1400	0.5
PPS	FAKEL	70	1500	1350	0.5

5.6 Comunicaciones ópticas espaciales y enlaces entre satélites

El mercado actual para las comunicaciones espaciales ópticas es principalmente el de enlaces entre satélites (ISLs, por *InterSatellite Links*). También hay lugar para enlaces espacio-Tierra de alta velocidad (varios Gbps), aunque los efectos de propagación debido a la atmósfera y las condiciones ambientales hacen éste último mucho más difícil, pero también se han realizado propuestas para combatir estos efectos; las soluciones incluyen óptica adaptativa (que se estudia más adelante), diversidad espacial, y almacenamiento a bordo de satélite con transmisión de ráfagas bajo buenas condiciones. Los parámetros usuales que los diseñadores quieren optimizar en sistemas de comunicación por satélite, como tamaño, masa, potencia y costo, hacen que se consideren los sistemas ópticos a bordo del satélite como una opción atractiva. Bajo consideraciones ideales, los sistemas de comunicaciones ópticos con una apertura telescópica equivalente a la apertura de un antena de RF, podrían proporcionar una mejora de algunas decenas de decibeles, que resulta por la diferencia en longitudes de onda. Estas decenas en dBs se pueden intercambiar por la reducción del tamaño de la apertura, reduciendo de esta forma la masa, el tamaño, y las ineficiencias de la generación/detección de las señales ópticas, y aún más, soportar tasas de datos mayores que las de un sistema de RF.

Ese intercambio resulta típicamente en que el sistema óptico tiene un ancho del haz mucho más angosto que en un sistema de RF. Esto presenta ventajas y desventajas. Del lado positivo, un ancho del haz más angosto significa una reducción en la interferencia entre satélites adyacentes; ésta es una característica de particular importancia en las constelaciones LEO. El lado desfavorable lo representan los requerimientos de sistemas de apuntamiento, encadenamiento y rastreo. Una de las preocupaciones con respecto a los sistemas ópticos fue su confiabilidad, particularmente de los láseres; sin embargo, ha sido eliminada en gran medida por los avances en la tecnología óptica y los dispositivos asociados.

5.6.1 Aplicaciones

Las comunicaciones entre satélites son usadas principalmente para enlazar una constelación con altas tasas de transmisión de hasta varios Gbps, o para retransmisión de datos de decenas de Mbps hasta Gbps. Los ISLs ópticos pueden ser entre satélites posicionados en diferentes órbitas. Hay sistemas que en un futuro utilizarán los ISLs ópticos como ARTEMIS con los satélites SPOT-4 y OICETS, y muchas de las constelaciones de banda ancha planeadas, por ejemplo Teledesic y SPACEWAY. La Agencia Espacial Europea (ESA), el gobierno japonés, la NASA y el departamento de defensa de los Estados Unidos han sido las agencias que han impulsado el desarrollo de las comunicaciones espaciales basadas en enlaces ópticos.

A mediados de los 80, la Agencia Espacial Europea dio un paso muy ambicioso integrándose al programa SILEX¹⁷, cuya finalidad era la demostración de un enlace óptico preoperacional en el espacio. Aunque SILEX ha sido la línea de investigación principal en cuanto a comunicación óptica, se han desarrollado algunas actividades de investigación y desarrollo para estudiar sistemas de segunda generación, particularmente dirigido al mercado de satélites comerciales. Estaba contemplado que a principios del nuevo siglo habría miles de enlaces entre satélites (ópticos y de radiofrecuencia) en operación, para las constelaciones de satélites de comunicaciones móviles, vídeo conferencia y servicios multimedia. La tecnología óptica ofrece varias ventajas en términos de masa, potencia, flexibilidad en el sistema y costo, sobre la tecnología puramente de RF.

¹⁷ *Semiconductor Laser Intersatellite Link Experiment.*

Cuando se pensó en la idea del uso de la óptica en enlaces entre satélites (1977) la tecnología de componentes para desarrollar el sistema espacial era virtualmente nula. Los láseres de CO₂ entonces disponibles, fueron seleccionados para ejecutar el estudio y diseño de una terminal con comunicación láser, ya que éste era el más eficiente y confiable de su tiempo. Los resultados mostraron que un láser de CO₂ no era la tecnología más adecuada para uso en el espacio, debido a su masa, tiempo de vida y problemas de operación. A finales de la década de los 70, hubo disponibilidad de láseres de diodo semiconductor, los cuales se perfilaban como una fuente prometedora para los enlaces intersatelitales. Entonces los estudios se centraron en esta nueva tecnología; el interés provocado con esto resultó en la decisión, en 1985, de llevar a cabo el experimento de un enlace óptico en órbita.

Los japoneses tienen un programa muy fuerte en comunicaciones espaciales. La Agencia de Ciencia y Tecnología de Japón ha designado al Laboratorio de Investigación en Comunicaciones (CLR) como el centro de excelencia para las comunicaciones ópticas y detección. Por ello, este centro ha juntado investigadores de todo el mundo y dedicado grandes cantidades de dinero para el desarrollo en esta área.

Durante 1994 y 1996, la NASA y el CLR realizaron varios experimentos con el satélite ETS-VI. Se llevaron a cabo pruebas de un enlace bidireccional a 1.024 Mbps usando modulación de intensidad y detección directa (IM/DD, por sus siglas en inglés, *Intensity Modulation/Direct Detection*). El conjunto espacial usó un telescopio de 7.5 cm de diámetro, para el enlace de bajada que se generó con un láser de AlGaAs (Arseniuro de Galio Aluminio) de 13.8 mW, operando en una longitud de onda de 0.83 μm . El enlace de subida se logró mediante un láser de argón de 1.5 m, operando en una longitud de onda de 0.51 μm .

5.6.2 SILEX

SILEX es un sistema óptico de comunicaciones que consiste de dos unidades de comunicaciones, una a bordo del satélite ARTEMIS (OPALE) y otra en el satélite SPOT-4¹⁸ (PASTEL), un satélite francés de observación de la Tierra. Permitirá la transmisión de 50 Mbps del satélite en órbita baja (SPOT-4) hacia el satélite geostacionario ARTEMIS, usando diodos láser de GaAlAs (arseniuro de aluminio galio) y detección directa.

¹⁸ La terminal a bordo del SPOT 4 se denominó PASTEL, por las siglas de *P*assager *S*POT de *T*Ecommunication *L*aser. La terminal óptica a bordo del ARTEMIS se llamó OPALE (*O*ptical *P*ayload for *I*nter *S*atellite *L*ink *E*xperiment).

5.6.2.1 Terminales OPALE y PASTEL

En marzo de 1997 las terminales destinadas a permanecer en órbita junto con los dos conjuntos espaciales, fueron probadas y quedaron listas para ser integradas a los mismos. El satélite LEO fue lanzado en marzo de 1998, mientras que el satélite GEO fue lanzado en julio de 2001; sin embargo, una falla en la última etapa del cohete de lanzamiento del ARTEMIS no permitió que alcanzara su posición designada. Con ayuda de su sistema de propulsión híbrido químico-eléctrico se colocará en su lugar orbital asignado. De acuerdo con la revista internacional *Aviation Week and Space Technology*, en su número de noviembre 26 de 2001, ya se logró realizar con éxito el primer enlace óptico entre Artemis y Spot-4. La figura 5.15 (a) muestra el satélite SPOT-4, mientras que la figura 5.15 (b) muestra esquemáticamente la terminal PASTEL.

La terminal PASTEL se dividió en dos subensambles:

- a) La parte aérea, montada en la parte más alejada de la Tierra, que consiste de:
- Un telescopio.
 - Un banco óptico con sistema de apuntamiento fino, un sensor y un diodo láser.
 - Un sistema de control de temperatura
 - Un mecanismo de soporte cardánico en dos ejes.
 - Un sistema de soporte para el lanzamiento.
- b) La parte fija, que incluye toda la electrónica que no necesita estar en la parte móvil.

Japón también participa en el programa SILEX con su terminal láser LUCE, que se lanzará a bordo del satélite OICETS¹⁹ en enero o febrero de 2002.

¹⁹ Satélite de prueba de ingeniería de comunicaciones inter-órbita ópticas. *Optical Inter-orbit Communications Engineering Test Satellite*

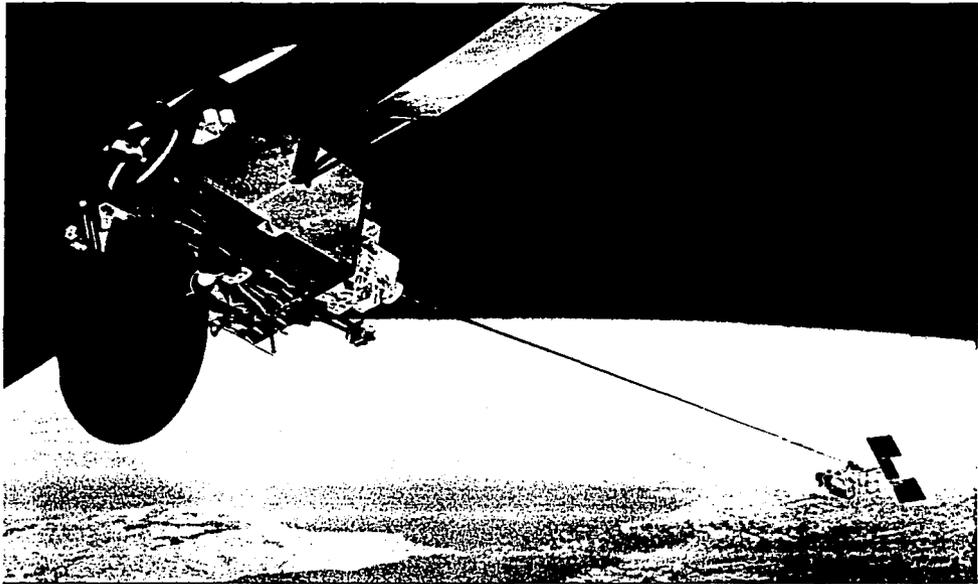
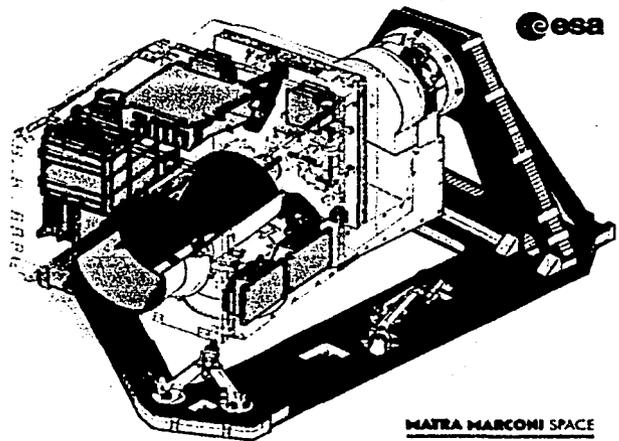


Figura 5.14 Enlace óptico entre los satélites ARTEMIS y SPOT-4.
(European Space Agency)



(a)



(b)

Figura 5.15 Satélite SPOT-4. (a) Fotografía del satélite antes de su lanzamiento. (b) Esquema de la terminal PASTEL a bordo del satélite. (European Space Agency)

5.6.2.2 Estación Terrena Óptica en Tenerife

Como parte del programa SILEX, la ESA comenzó a construir una estación terrena óptica (OGS) en 1993 (fig. 5.16). Para propósitos de prueba, esta estación simuló una terminal óptica LEO, permitiendo que se verificaran las características operacionales de la terminal óptica GEO que se incluyó en el ARTEMIS. La OGS consiste del edificio de un observatorio con un domo y la infraestructura asociada, un telescopio Zeiss de un metro de diámetro incluyendo un sistema de control y equipo de prueba óptico especial. Además, cuenta con infraestructura para estudios astronómicos y para la observación de desechos espaciales en órbita geoestacionaria y órbitas de transferencia geoestacionarias.

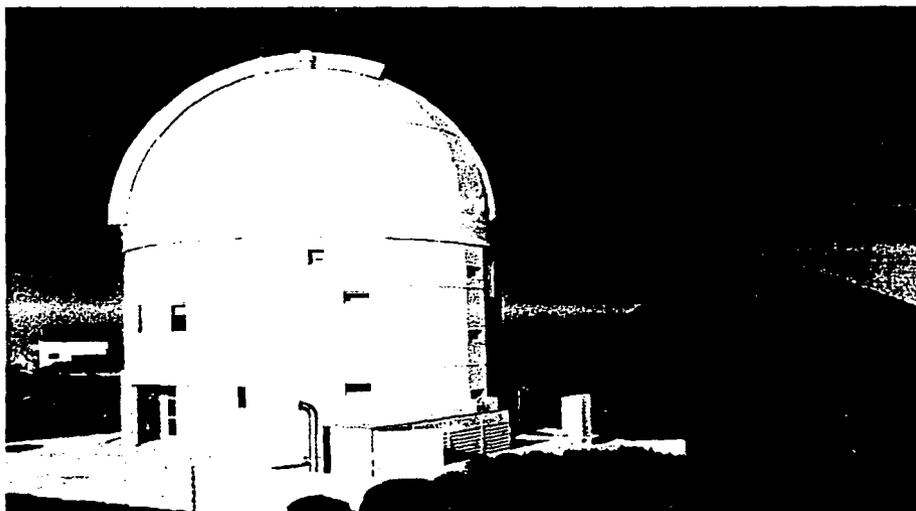


Figura 5.16 Estación terrena en Tenerife. Para lograr un enlace óptico espacio-Tierra, el cielo debe estar completamente despejado, sin nubes, y la trayectoria a través de la atmósfera debe ser lo más corta posible. Las dos condiciones son satisfechas gracias a la ubicación de esta estación terrena, el observatorio está situado a 2400 metros de altitud, y es el punto más cercano al ecuador en un estado miembro de la ESA.

5.6.3 OICETS

El propósito del experimento con el satélite japonés de prueba de tecnología de comunicaciones ópticas interórbita (OICETS) es evaluar la tecnología elemental en órbita, principalmente el encadenamiento (*acquisition*) del haz de luz, seguimiento y control direccional en las comunicaciones ópticas con el satélite GEO ARTEMIS. La terminal LUCE²⁰ consta de un telescopio, cuyo diodo láser (de 200 mW) opera a 50 Mbps con modulación directa en una longitud de onda de 0.847 μm , para la comunicación hacia el ARTEMIS; el equipo para el enlace en el sentido inverso incluye un detector a 2.048 Mbps, operando a 0.819 μm .

5.6.3.1 Características del equipo para realizar el experimento

Las ventajas que se esperan obtener con las innovadoras tecnologías de comunicaciones espaciales ópticas incluyen la reducción de la masa y tamaño del equipo de comunicaciones, altas tasas de transmisión de datos, mayor capacidad y riesgo limitado de interferencia con otros sistemas de comunicaciones ópticas.

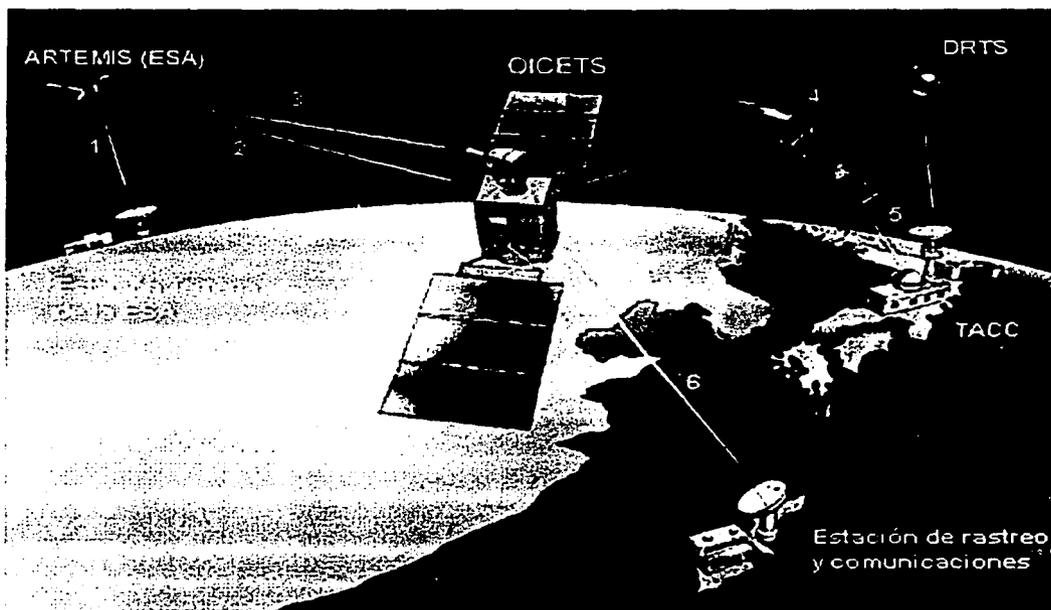
Un sistema de comunicaciones con estas características requerirá de dispositivos láseres de alta potencia, una antena óptica de alta ganancia y detectores de señales altamente sensibles. La divergencia del haz de comunicaciones entre órbitas de un láser debe ser de micro radianes, o cerca de 0.0001 grado, con lo que se tendrá una divergencia de algunos milímetros en un kilómetro de distancia. [Mason, Oleson] Por lo tanto, las tecnologías clave para lograr un sistema así incluyen: "el encadenamiento del haz", para detectar y mantener el haz que llega con una precisión de un microrradián, "el apuntamiento del haz", para transmitir precisamente hacia la posición en la que el satélite receptor estará cuando el haz llegue hacia él, "ángulo de apuntamiento adelantado", que es una compensación debido al movimiento relativo entre los dos satélites. El objetivo de OICETS es el desarrollo de la tecnología de estos elementos, y conducir las demostraciones en órbita. Conceptos también importantes son: un sistema altamente preciso de control de orientación y posición, y equipo de prueba en tierra para evaluar los rendimientos del equipo en órbita.

²⁰ Equipo de comunicaciones que utiliza láser. *Laser Utilizing Communications Equipment.*

5.6.3.2 Elementos del sistema

El sistema (fig. 5.17) consistirá de los satélites IOCETS y DTRS²¹, el centro de control y seguimiento (TACC), y estaciones de comunicaciones y de seguimiento; también se realizarán experimentos con el satélite ARTEMIS; éstos últimos en conjunto con estaciones terrenas de la ESA.

El IOCETS será controlado por el TACC vía un enlace interórbita en la banda S con el DRTS, o directamente mediante un enlace directo con una estación de seguimiento y comunicaciones, también en la banda S. Con estos enlaces se obtendrán y se recibirán datos de telemetría, comando y misión. También se estudiará la factibilidad de un enlace óptico y los alcances en precisión entre una estación terrena del CRL y el IOCETS.



1. Enlace alimentador.
2. Enlace interórbita en la banda S (ARTEMIS-IOCETS).
3. Enlace óptico interórbita (IOCETS-ARTEMIS).
4. Enlace interórbita en la banda S (IOCETS-DRTS).
5. Enlace óptico entre el IOCETS y una estación terrena óptica.
6. Enlace en banda S.

Figura 5.17 Esquema del sistema de pruebas de enlaces entre los satélites ARTEMIS y IOCETS.

²¹ *Data Relay and Communications Satellite.*

5.6.4 Principio de óptica adaptiva en comunicaciones láser

La figura 5.18 explica el principio de óptica adaptiva en un sistema de comunicación láser Tierra-espacio. El haz recibido, incidiendo en la apertura del telescopio terrestre, sufre una aberración debido al cambio en el índice de refracción de la atmósfera. Este procedimiento tiene la ventaja de corregir las aberraciones o errores en los frentes de onda, usando un lazo de control realimentado en tiempo real, y reconstruir el frente de onda plano, después de reflejarlo en un espejo con superficie deformable, que es adecuado para conectar con un transceiver²² láser. Debido a las limitantes en la respuesta temporal y resolución espacial en los sistemas presentes de óptica adaptiva, el rendimiento actual no es ideal. Sin embargo, con el avance en la tecnología asociada, se espera una reducción de los efectos de la turbulencia atmosférica sobre el enlace de comunicaciones láser. Para el caso del enlace de transmisión, existen los mismos errores que en el haz de recepción, si se dirige en la misma trayectoria óptica en el telescopio; por lo tanto, los efectos de la atmósfera sobre el enlace ascendente se pueden compensar y esto reduce el error de apuntamiento debido a la turbulencia atmosférica.

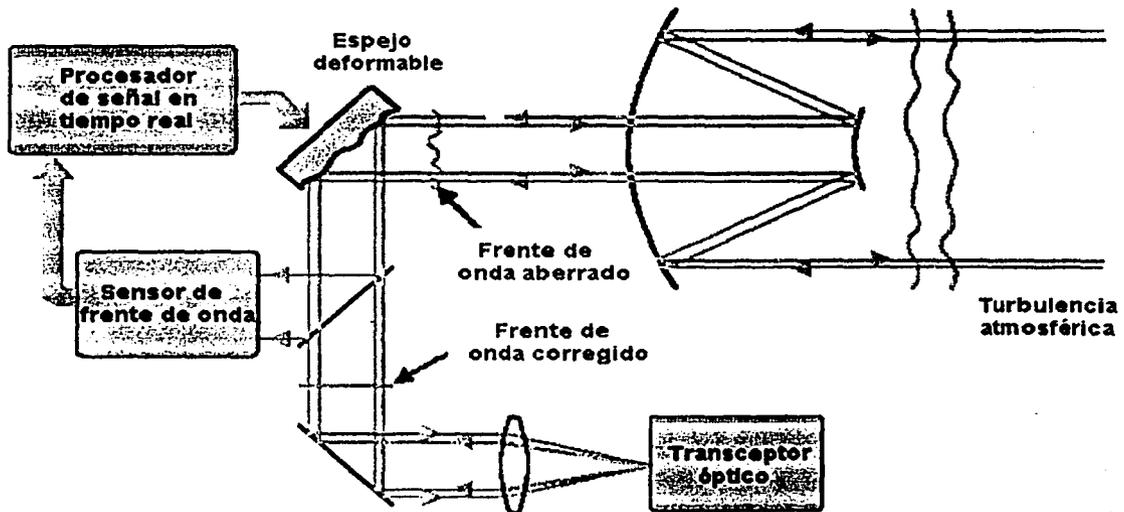


Figura 5.18 Principio de óptica adaptiva.

²² Transmitter-Receiver.

5.7 Reflectores parabólicos perfilados

Los reflectores parabólicos perfilados son una de las tecnologías satelitales más relevantes de fines de los años 90. Se emplean para generar haces conformados que tienen un área de cobertura irregular y bien definida. Dándole el perfil adecuado al reflector y utilizando un solo alimentador, en lugar de usar un arreglo de alimentación con decenas de cornetas y una red de formación del haz (figura 5.19), se pueden reducir el costo y el peso total del sistema de antenas, además de evitar las pérdidas de potencia asociadas con el sistema tradicional de alimentación. Consecuentemente, los reflectores con superficie perfilada para formar un haz conformado se incluyen hoy en los satélites más avanzados. En la figura 5.21 se puede ver un acercamiento de una pequeña sección de una de estas antenas; la definición resulta un poco borrosa debido a que las hendiduras y las crestas son de dimensiones muy pequeñas pero suficientes para producir el efecto deseado. Actualmente se encuentran en operación muchas antenas de este tipo, en satélites como *DBS-1*, *DBS-2*, *PAS-2*, *Palapa C2* y *Malaysia East Asia Satellite*.

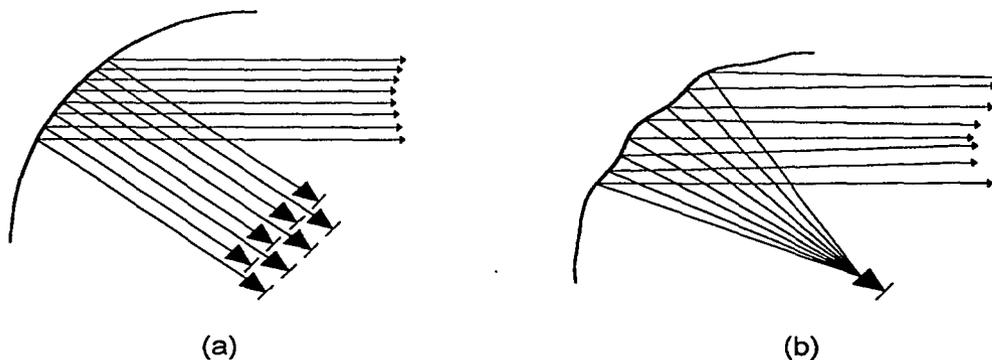


Figura 5.19 Reflectores parabólicos para sintetizar huellas conformadas de los satélites: (a) Reflector parabólico convencional alimentado por muchas cornetas. (b) Reflector parabólico perfilado alimentado por una sola corneta.

Los reflectores parabólicos perfilados son diseñados por medio de un procedimiento matemático iterativo, para calcular las perturbaciones superficiales que permitan sustituir a decenas de cornetas alimentadoras por una sola, obteniéndose el mismo patrón de radiación. Estas perturbaciones que pueden ser hendiduras o "chipotes", según el caso, pueden tener una profundidad o altura, respectivamente, de aproximadamente uno o dos centímetros; la dimensión exacta depende de la frecuencia de trabajo. Una vez calculados todos los puntos del plato parabólico original en los que hay que hacer modificaciones, la fabricación se lleva a cabo por medio de computadoras y máquinas controladas numéricamente. Con esta

sorprendente innovación, ahora es posible tener un ahorro en los costos de lanzamiento del orden de 10 millones de dólares, ya que al eliminar las decenas de cornetas que tradicionalmente eran empleadas (figura 5.20) por una sola, además de quitar toda la red asociada de microondas, la masa de la antena se reduce más de 100 kilos.



Figura 5.20 Arreglo típico de cornetas (véase la figura 5.19) usado para alimentar las primeras antenas parabólicas en banda C de los años 80 (*Boeing Satellite Systems, Inc.*).

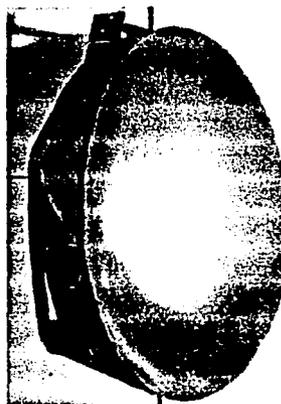


Figura 21 Acercamiento de una sección de la superficie irregular de un plato perfilado (*Boeing Satellite Systems, Inc.*).

Uno de los trabajos que realizan los ingenieros es la constante búsqueda de técnicas para fabricar antenas más grandes y menos pesadas, se han desarrollado sistemas para doblarlas, como sombrillas, o maneras de combinar varias antenas en una, como las que se muestran a continuación.



(a)



(b)

Figura 5.22 Reflectores parabólicos: (a) antena dual de malla, dos membranas cubiertas por pequeños cables metálicos colocados en dirección perpendicular, reflejan las ondas electromagnéticas con diferentes polarizaciones, su masa es de 4.5 kg para un reflector de 2.5 m de apertura; y (b) el reflector parabólico mostrado es apropiado para satélites GEO en banda Ku, incorpora lo último en tecnología en los materiales de construcción. Las rejillas perpendiculares, hechas por un láser en la superficie de Kevlar, permiten el uso de dos reflectores, uno detrás del otro para alcanzar el mejor rendimiento. (ESA, <http://www.esa.int>)

5.8 Antenas para satélites de comunicaciones móviles.

En las siguientes dos figuras se muestran dos satélites de nueva generación, cuya característica en común es la tecnología de sus grandes antenas plegables para el lanzamiento y desplegadas en órbita para comunicaciones móviles terrestres.

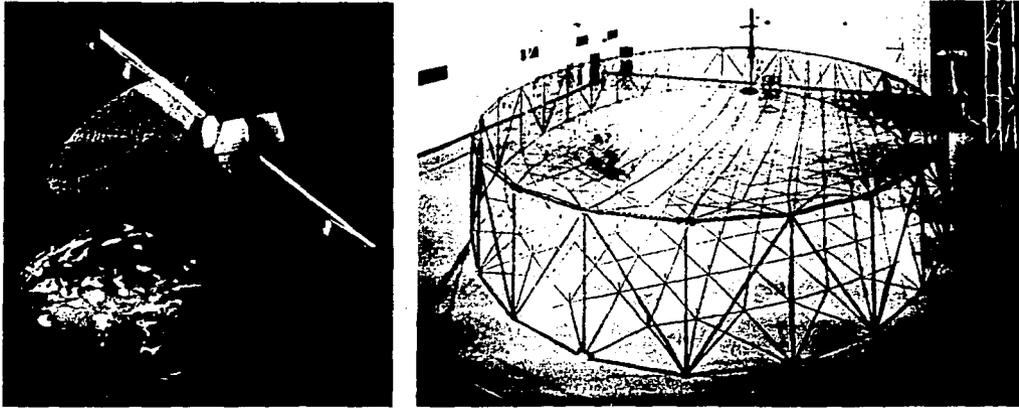


Figura 5.23 Satélite geoestacionario Thuraya para comunicaciones móviles en la banda L, propiedad de los Emiratos Arabes Unidos. Su gigantesca antena mide 13 metros de diámetro y tiene un procesador digital que le permite generar más de 200 haces puntuales para optimizar el uso de la potencia y comunicar a cerca de 250 000 usuarios con terminales de bajo costo. En la imagen de la derecha se muestra esta antena, se puede observar su gran tamaño, con respecto al técnico que trabaja en ella (*Boeing Satellite Systems, Inc.*).

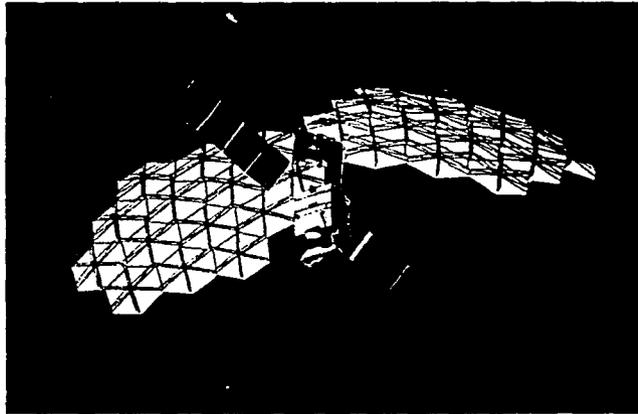


Figura 5.24 Satélite ETS VIII (*Engineering Test Satellite*). Es un satélite que está siendo desarrollado para establecer y verificar la tecnología de satélites GEO más vasta mundialmente; con él se realizarán experimentos para desplegar un reflector de despliegue a gran escala. Entre sus características adicionales más sobresalientes se pueden contar transpondedores de alta potencia, procesamiento a bordo, que se requieren para realizar las comunicaciones móviles con terminales portables, similares a las de los sistemas celulares. Durante el lanzamiento se recogerá en forma cilíndrica, se desplegará en órbita para tener una parábola del tamaño de una cancha de tenis, expandiendo sus 14 módulos en forma de sombrilla simultáneamente. (NASDA, <http://www.nasda.go.jp>).

5.9 Sistemas de distribución de radio digital por satélite

5.9.1 WorldSpace

Esta organización ha sido hasta ahora líder en la industria de radio por satélite. Colocó dos de sus tres satélites en octubre de 1998 y en marzo de 2000 (*AfriStar* y *AsiaStar*, respectivamente). El tercer satélite *AmeriStar*, con cobertura para América del Sur y parte de Centroamérica, será lanzado a principios de 2002. Cada satélite geostacionario transmite tres haces hacia tres áreas de cobertura, como se ilustra en la figura 5.25.

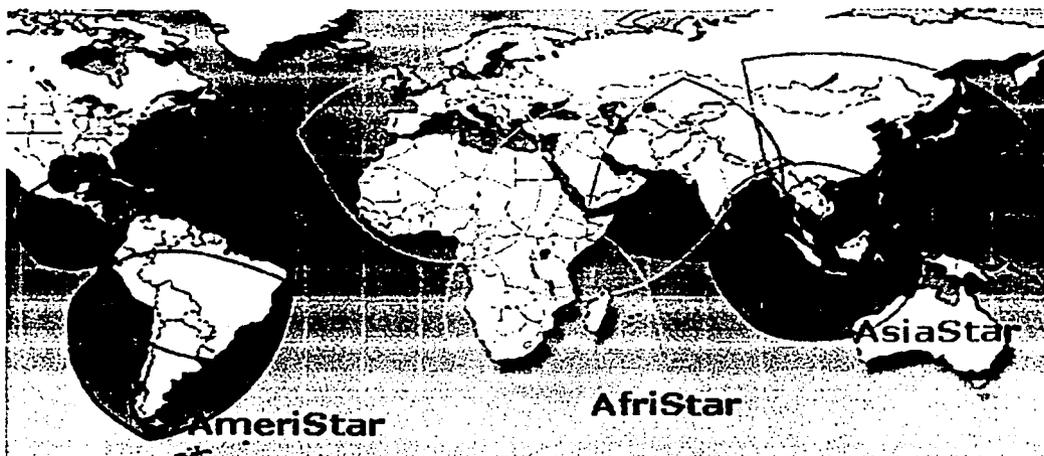


Figura 5.25 Areas de cobertura de los satélites del sistema WorldSpace. (WorldSpace, http://www.worldspace.com/delivery/delivery_coverage.htm)

Cada uno de los tres haces manejados por satélite puede entregar cerca de 50 canales de audio y programación multimedia en el segmento de la banda L (1467-1492 MHz), que está asignado para transmisión de audio. Las transmisoras de este sistema dirigen su señal de enlace ascendente hacia uno de los tres satélites a través de un concentrador central, o mediante estaciones de enlace alimentadoras localizadas dentro de la cobertura del haz global. El satélite entonces retransmite en uno, dos o en los tres haces de cada aparato. Los receptores en la Tierra recogen la señal y proporcionan sonido con calidad cercana a la de un disco compacto. La figura 5.26 muestra dos receptores de radio satelitales para este sistema.



HITACHI



Panasonic

Figura 5.26 Dos de los receptores satelitales de radio para WorldSpace. (Worldspace®, http://www.worldspace.com/receivers/receiver_hitachi.htm)

5.9.2 Sistema Sirio

El sistema ofrecerá 50 canales musicales libres de segmentos comerciales y 50 canales de noticias, deportes, comedia e infantiles, directamente en los vehículos de los clientes del sistema. Se asegurará que se entregará una señal clara en el territorio Norteamericano; y debido a que la programación estará manejada por las preferencias de los usuarios, en ningún momento se escuchará un comercial entre canciones. La suscripción mensual será de 12.95 dólares. Inicialmente comenzará servicios en febrero de 2002, en las ciudades de Denver, Phoenix y Houston.

El servicio comienza en sus estudios de distribución nacional, en los cuales se crean los programas y se transmiten hacia las estaciones repetidoras en tierra y los tres satélites en órbita, los cuales a su vez los reenvían hacia los receptores en los vehículos. Para que los receptores tuvieran buena línea de vista con los satélites, éstos se colocaron en órbitas que tuvieran cobertura directamente sobre el territorio estadounidense. La señal también se distribuye a través de los transmisores localizados en las grandes áreas urbanas, para complementar la cobertura satelital en donde los altos edificios podrían bloquear la señal.

Después de que el satélite y los receptores en tierra envían las señales, el equipo receptor en el vehículo es el responsable de captar la señal y convertirla en música, voz y datos. El receptor *Sirius* se compone de dos módulos: la antena y el receptor. El módulo de la antena es un sistema activo con varios elementos para "escuchar" del horizonte por la señal terrestre y del espacio por la del satélite. Este sistema toma las señales disponibles, las amplifica, filtra el ruido e interferencia, y las conduce hacia el módulo receptor. El conjunto electrónico del segundo módulo convierte las señales de 2.3 GHz (banda S) a una frecuencia intermedia más baja, y después a

banda base. Las señales son convertidas de analógicas a digitales. En el dominio digital, las señales disponibles son inspeccionadas en cuanto a calidad, y se combinan óptimamente para usar la mejor información de cada fuente, en lugar de usar la mejor señal. La señal digital combinada se filtra digitalmente y el código FEC es revertido; posteriormente la música se decodifica. Finalmente, la señal de audio digital estereofónica se convierte a analógica para ser entregada a las bocinas. *Sirius* tiene alianzas exclusivas para instalar radios AM/FM/SAT (figura 5.28) en vehículos *Ford*, *BMW*, *Mercedes*, *Jaguar*, *Volvo*, *Mazda*, *Dodge*. *Kenwood*, *Panasonic*, *Clarion* y *Jensen Satellite Radios*; estas empresas producirán modelos que se adaptarán a cualquier estéreo para carro, así como productos residenciales y personales.

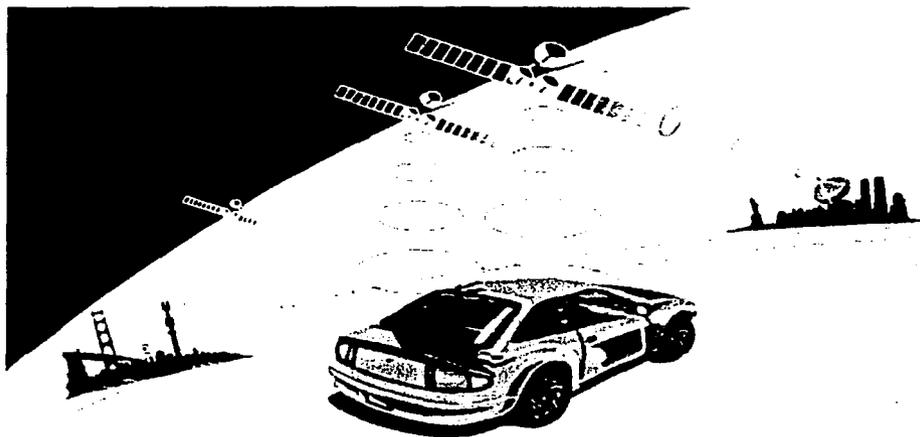


Figura 5.27 Sistema de radio Sirio. (*Sirius Satellite Radio*)



Figura 5.28 Radio de 3 bandas (AM/FM/SAT) que se instalarán en autos *Ford*, *Chrysler* y *BMW* nuevos. (*Sirius Satellite Radio*)

Las instalaciones de transmisión del sistema Sirio se encuentran en *Manhattan*. Es uno de los estudios de radiodifusión digital en el mundo, cuenta con 75 instalaciones de producción y es capaz de transmitir hacia 100 estaciones de radio. Contarán con una biblioteca bastante amplia de música, con un estimado de dos millones de títulos diferentes. Este almacén se actualizará continuamente con las últimas grabaciones y con aquellas producciones que ya no estén comercialmente disponibles.

5.9.3 XM Satellite Radio

XM ofrecerá 100 canales de sonido con calidad digital en el territorio norteamericano; 71 canales musicales (más de la mitad de ellos libres de mensajes comerciales), y 29 canales de noticias, deportes y voz; todos por 9.90 dólares mensuales. XM lanzó su servicio comercial en octubre de 2001, con 400 clientes en las ciudades de San Diego y Dallas.

Este sistema usa dos satélites de la serie B-702, denominados *Rock* y *Roll*, colocados en órbita GEO en 85° y 115° longitud oeste; cuenta con un satélite de respaldo en tierra que será lanzado en caso de que alguno de los satélites operacionales llegara a fallar. Las estaciones terrenas transmiten las señales hacia los satélites, los cuales a su vez, las retransmiten hacia los receptores de radio en la Tierra, en banda S. Los receptores de radio son encargados de entregar los 100 canales de audio digital. Además del sonido codificado, la señal contiene información adicional acerca de la transmisión: el título de la canción, artista y género de la música; estos datos son desplegados en el radio. En las áreas urbanas, en donde los edificios pueden bloquear la señal del satélite el sistema brinda servicio mediante transmisores terrestres, al igual que el sistema Sirio. La figura 5.29 muestra un esquema global del sistema.

Cada receptor satelital de radio usa una antena pequeña (del tamaño de una antena de teléfono de automóvil) para captar la señal XM. *General Motors* ha instalado receptores de radio (fig. 5.30) en algunos modelos selectos. *Honda* firmó un contrato para usar radios XM en sus autos.

La empresa *XM Satellite Radio*, con sede en Washington, D. C., estima obtener ganancias a partir del año 2004 para cuando consideran que ya habrá 4 millones de suscriptores.

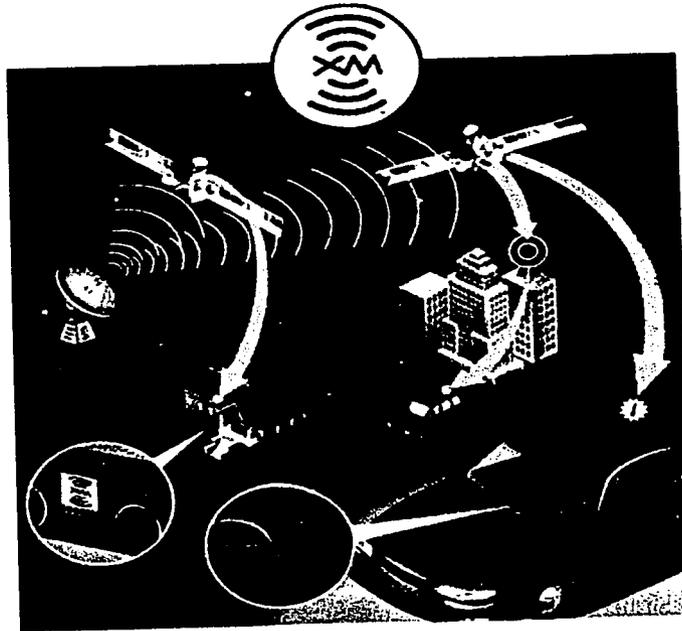


Figura 5.29 Sistema XM de radiodifusión digital por satélite. (XM Satellite Radio)

Pioneer



(a)

SONY



(b)

Figura 5.30 Receptores de radio por satélite para el sistema XM.

En la tabla 5.9 se resumen algunas de las características sobresalientes de los tres sistemas satelitales de radio que anteriormente se mencionaron.

Tabla 5.9 Características importantes de los sistemas de distribución de radio digital por satélite.

Sistema	WorldSpace	XM	Sirius
Número de satélites	3 ^a	2 ^b	3
Productor	<i>Matra Marconi Space</i>	<i>Boeing</i>	<i>Loral/Space Systems</i>
Cobertura	Véase Fig. 5.ii	Estados Unidos	Estados Unidos
Modelo de los satélites	<i>Eurostar 2000</i>	<i>Boeing 702</i>	<i>SpaceBus 1300</i>
Capacidad en canales de audio	Hasta 50 por haz	100 en total	100 en total
Banda de operación (MHz)	L (1467-1492)	S (2332.5-2345.0)	S (2320-2332.5)
Inicio de servicios	Octubre de 1998	Septiembre de 2001	Febrero de 2002
Suscripción mensual (USD)	Determinada por el proveedor local	9.99	12.95
Precio de los receptores (USD)	160-210	200-300	No disponible.

^a A la fecha se han lanzado dos satélites. El tercero, con cobertura en América del Sur, se lanzará en el 2002.

^b El sistema cuenta con un satélite de respaldo en tierra, que se lanzará en caso de que alguno de los satélites en operación llegara a fallar.

El conjunto de ocho chips, diseñado para los receptores de Sirius Satellite Radio, combina dinámicamente las señales transmitidas por los tres satélites las antenas terrestres. Las señales combinadas COFDM²³ de la tierra y TDM-QPSK de los satélites, brindan la redundancia requerida por un vehículo móvil para cumplir con una buena recepción de hasta 100 canales de radio con calidad digital. El procesador de los receptores de XM posee dos chips.

La principal diferencia entre los sistemas Sirius y XM recae en la forma de configurar sus satélites y sus repetidores en tierra. Sirius usa tres satélites en órbitas geosíncronas, en contraste XM depende de dos satélites localizados en menores alturas, por eso XM necesita cerca de 1500 o más repetidores terrestres (cerca de 10 veces el número de repetidores requeridos en el sistema Sirius). En cuanto a la arquitectura de los sistemas, XM parece ser un sistema terrestre complementado con satélites, mientras que su competidor es un sistema satelital complementado con repetidores terrestres.

²³ Coded Orthogonal frequency Division Multiplex.

En esencia, el sistema de radio Sirius usa tres señales independientes de transmisión, dos provenientes de los satélites en cualquier momento y una terrestre. Cada una contiene un ancho de banda de 4.4 Mbps. Tres copias del flujo de audio en bits, codificado, encriptado y modulado llegan al receptor a través de 3 trayectorias. Las señales redundantes, una vez demoduladas, pueden combinarse proporcionalmente para obtener una calidad óptima. El procesador implementa tres receptores concurrentes para demodular dos señales TDM/QPSK enviadas por los satélites, y una COFDM difundida por las antenas en tierra.

El conjunto de chips, producidos por *Agere Systems*, incluye dos circuitos para la etapa de demodulación radio frecuencia a frecuencia intermedia (RF/IF), y un convertidor analógico-digital con canal dual de alto desempeño. Una vez que las señales son convertidas en digitales, son separadas en los tres flujos, y conducidas hacia los chips de demodulación. El circuito de demodulación TDM se integra por un combinador de máxima relación, que identifica y combina las señales más fuertes de las tres fuentes. Después de que las señales son demoduladas, un decodificador concatenado maneja la descricción, corrección de errores y selección del canal. Finalmente un procesador de audio digital decodifica los datos encriptados de audio, música, programas y texto descriptivo, como nombre del canal, título de la canción y nombre del artista. Este procesador se diseñó de tal forma que al demodular las señales en banda S (con 12.5 MHz de ancho de banda), no sean interferidos por dispositivos de radio cercanos como PCS o redes inalámbricas 802.11b o Bluetooth.

Bibliografía

Evans, J. V., *The US Filings for Multimedia Satellites: a review*, International Journal of Satellite Communications, Vol. 18, 2000, pp. 121-160.

Grami A., Gordon K., and Shoamanesh A., *ANIK F2 Ka-BAND SYSTEM: HIGH-SPEED INTERNET ACCESS*, 18th AIAA International Communications Satellite Systems Conference (ICSSC), Abril 2000.

Lutz H.P., *Optical Communications in Space - Twenty Years of ESA Effort*. ESA Bulletin No. 91, 1997.

Mason L.S., Oleson, S.R., *Spacecraft impacts with advanced power and electric propulsion* Aerospace Conference Proceedings, 2000 IEEE , Vol. 4, Pag. 29 -38.

Neri R., Ramírez N., Torres R., *Satélites multimedia de cobertura global*. Ciencia y Desarrollo, CONACYT, 2002.

Pinder J., Feldhake G., Ippolito and Ailes-Sengers L., *Q/V/W Band Study: final report*, Stanford Telecommunications, Inc., Noviembre de 1999.

Saccoccia G., González del Amo J., Estublier D., *Electric Propulsion: A key technology for space missions in the new millennium*, ESA Bulletin 101, European Space Agency, Febrero 2000.

Dominio electrónico:

BROADBAND SATELLITES

<http://www.satelliteonthenet.co.uk/white/bband.html>

Optical Inter-orbit Communications Engineering Test Satellite [OICETS].

http://yyy.tksc.nasda.go.jp/Home/Satellites/e/oisets_e.html

Optical Communications and Intersatellite Links.

http://itri.loyola.edu/satcom2/03_06.htm

PASTEL: what does it consist of?

http://spot4.cnes.fr/spot4_gb/pastel.htm

Principle of Adaptive Optics in Laser Communication

http://www2.crl.go.jp/mt/b162/ao_sys0-e.html

Six Years of ACTS Technology Verification Experiments Program Results. NASA Glenn Research Center. <http://acts.grc.nasa.gov/library/tve.asp>

Introduction to the Broadband Satellite Database, Center for Satellite & Hybrid Communication Networks. <http://www.isr.umd.edu/~michalis/satellite/>

XM SATELLITE RADIO, INC.
<http://www.xmradio.com>

WORLDSPACE
<http://www.worldspace.com>

SIRIUS SATELLITE RADIO
<http://www.siriusradio.com>

6

CONCLUSIONES

Sin duda alguna, la tecnología satelital abarca áreas muy amplias. Con este trabajo se ha buscado un panorama histórico que refleje la evolución de ésta, desde el punto de vista técnico y de aplicación, para poder entender el impacto de las nuevas propuestas en el mundo profesional. En el desarrollo de este trabajo escrito se logran identificar las tecnologías clave en la evolución de los sistemas de comunicaciones por satélite, siempre con el fin de satisfacer las demandas de ancho de banda por parte de los usuarios de dichos sistemas, de tal forma que se minimicen los costos de los componentes.

La condición que imponen los lanzadores de satélites, en cuanto al peso que pueden llevar consigo, ha propiciado en gran medida el desarrollo de tecnologías innovadoras que permitan tener satélites del mismo peso que los de hace algunos años, pero con mucho mejores características, de ahí que la minimización de la masa de los diferentes subsistemas que integran el conjunto espacial sea de importancia crítica en el desarrollo de dichos elementos. Así, por ejemplo, las características de los propulsores eléctricos (que actualmente forman un sistema de propulsión híbrido junto con propulsores químicos convencionales) hacen que se integren en los modelos de satélites más modernos de diversos productores, ya que permiten una reducción considerable en el peso del subsistema de propulsión.

La tecnología de reflectores perfilados también reduce en gran medida la masa del subsistema de antenas, eliminando la pesada red de alimentación de microondas asociada, además de reducir a una o dos cornetas de alimentación, que sustituyen decenas de cornetas en sistemas de antenas anteriormente usados, para la formación de haces conformados. Otro desarrollo que ha permitido disminuir la masa de los satélites es el de reflectores ligeros desplegados en órbita, los cuales al momento del lanzamiento son recogidos como una sombrilla (con el fin de ahorrar espacio), y en el espacio son extendidos.

El aumento en la eficiencia de las celdas solares disponibles en nuestros días permite tener arreglos solares del mismo peso, pero que producen una mayor cantidad de energía eléctrica, debido a las mejoras que se han logrado con la técnica de capas múltiples. La disponibilidad de más potencia eléctrica en el espacio ha permitido, en gran medida, que los propulsores eléctricos puedan integrarse en modelos de satélites recientes, cubriendo las demandas de potencia eléctrica para que puedan funcionar.

Los avances en tecnología de estaciones terrenas han permitido que las terminales de usuario tengan diámetros cada vez menores, reduciéndose de 30 m, para las primeras estaciones terrenas usadas con el sistema de INTELSAT, hasta 60 cm, que son los diámetros comunes en sistemas de distribución de televisión digital directa a los hogares. Los desarrollos en amplificadores de bajo ruido, para la cadena de recepción, y amplificadores de potencia, para la cadena de transmisión, son factores que han permitido, también, la reducción de la complejidad en las estaciones terrenas. Con los adelantos alcanzados con los dispositivos de estado sólido, en especial los de arseniuro de galio, se ha logrado eliminar el sistema de enfriamiento para los amplificadores de bajo ruido.

Con el paso del tiempo el rango de servicios comerciales prestados por los sistemas de comunicaciones con satélites se ha incrementado ampliamente, pasando de servicios de telefonía y transmisión de TV analógica, a redes de corporativos privados, comunicaciones marítimas y aeronáuticas, comunicaciones móviles personales, distribución de audio y TV digital. Esta última ha sido lograda gracias a las tecnologías de compresión de video que se desarrollaron en la década de los 90 y las técnicas de modulación y codificación digitales que mejoran los procesos de transmisión a través del sistema satelital. En algunos años, cuando se desplieguen las constelaciones de banda ancha, se contarán servicios como acceso a Internet de alta velocidad, video en demanda, TV interactiva, videoconferencia, telemedicina y comunicaciones personales globales de banda ancha, todos ellos con altas tasas de transmisión (superiores a las tasas con las que actualmente se prestan algunos de estos servicios).

El uso del espectro disponible en cada una de las bandas que se han utilizado para brindar los servicios se ha ido incrementado paulatinamente, saturando el rango disponible. Siempre se han buscado las formas de aprovechar más eficientemente el ancho de banda, en un principio con el uso de polarización dual y separación espacial, con lo que se logra multiplicar hasta cuatro veces este recurso. En los inicios, se optó por la banda C para servicios fijos de comunicaciones por satélite, debido a que la tecnología asociada estaba bien desarrollada. En la década de los 80 se comenzó a explotar la banda Ku, para la cual en ese entonces la atenuación por lluvia representaba un factor muy importante en el desempeño de los sistemas, al igual que sucede ahora con las bandas de frecuencia superiores que se encuentran bajo investigación y prueba.

A la fecha las bandas hasta ahora típicas (C y Ku) ya han sido sobre ocupadas, y el interés se ha volcado hacia nuevas bandas como la Ka, Q/V, y W, en donde la atenuación por lluvia es un factor determinante en el diseño de los sistemas que operen en ellas.

En la actualidad, además de estas tecnologías para reuso de frecuencia, se tiene el uso de haces concentrados conmutables (*hopping beams*) que van "visitando" pequeñas áreas de cobertura y permanecen en ellas el tiempo necesario para intercambiar la información, antes de conmutarse a la siguiente área de cobertura del haz puntual. El buen uso de este recurso permite aumentar la capacidad total de los sistemas, y alcanzar tasas de transmisión tan altas, como las propuestas por las constelaciones de banda ancha que se desplegarán en los años venideros.

Aunque algunas de las nuevas tecnologías que se tratan en el capítulo 5, como la de enlaces entre satélites ópticos, procesamiento a bordo y el uso de reflectores ligeros, se están probando recientemente en satélites experimentales, ya se han contemplado en las constelaciones de satélites de banda ancha, específicamente en la constelación de *Teledesic*, que es una de las constelaciones más desarrollada que empleará tecnologías innovadoras, mientras que *Skybridge*, que representa su competencia comercial, implementa tecnología por demás probada y su realización parece ser relativamente más factible. Desgraciadamente, el éxito o fracaso de este tipo de sistemas sólo se puede comprobar hasta que se despliegan y entran en operación, algunos de los sistemas propuestos podrían quedarse en el papel, o retrasar su aparición y modificar sus planes originales, como se ha observado con tantos otros proyectos en el pasado.