



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA
DE MEXICO

176

Zejan

FACULTAD DE INGENIERIA

**NUEVAS TECNOLOGIAS EN ANTENAS
PARA USO ESPACIAL**

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TITULO DE
**INGENIERO MECANICO ELECTRICISTA
EN ELECTRONICA**

P R E S E N T A:
OSCAR SAUTTO JUAREZ



DIRECTOR DE TESIS:

M. en C. AMANDA O. GOMEZ GONZALEZ

MEXICO, D. F.

1995

FALLA DE ORIGEN

**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.

TESIS CON FALLA DE ORIGEN

Agradecimientos.

M. en C. Amanda O. Gómez González
Profesor de la División de Estudios de Posgrado
de la Facultad de Ingeniería.

Por todo su apoyo en la dirección de éste trabajo de tesis.
Asimismo, por toda la información técnica y orientación que
fungen como base del presente documento.

Ing. Clemente D. Valdés Rangel
Subgerente de Consultoría y Diseño Técnico
Telecorp.

Por todas las facilidades brindadas para poder llevar a cabo
todos los trámites administrativos durante el proceso de
titulación.

Ing. Gustavo A. Olivos Rojas
Ingeniero de Desarrollo Tecnológico
Dirección de Desarrollo Tecnológico de la
Vicepresidencia de Expansión de Televisa

Por la información técnica proporcionada que contribuyó a
enriquecer este trabajo de tesis.

Dedicatoria.

A mis padres

**que incondicionalmente depositaron en nosotros;
sus hijos, todo su amor y confianza y con grandes
esfuerzos y sacrificios nos brindaron la
oportunidad de adquirir una preparación
profesional...**

A César

**que siempre haz estado ahí para apoyarme;
recuerda que yo también estaré siempre junto a tu
hombro para seguir adelante...**

A mi familia

**que estando lejos ó cerca siempre me han dado
todo su cariño y apoyo moral**

Objetivo.

Realizar un análisis de las nuevas tecnologías en antenas aplicadas a uso espacial para el diseño de satélites de telecomunicaciones.

Mostrar algunas aplicaciones de estas nuevas tecnologías en sistemas prácticos; analizando sus características operacionales para determinar sus ventajas y desventajas.

Nuevas Tecnologías en Antenas para Uso Espacial

Indice

Introducción.....	1
Panorama general.	
Uso de los satélites para comunicaciones	
Arquitectura de un sistema de Comunicación Vía Satélite	
Capítulo 1.....	7
El espacio exterior como medio de comunicación	
Vacío.....	7
Caracterización	
Efectos	
Mecánicos	
Sobre los materiales	
Efectos del Sol	
El Campo Gravitacional.....	11
La naturaleza del Campo Gravitacional	
Efectos sobre la órbita	
Efectos sobre la altitud del satélite	
Falta de Gravedad	
El Campo Magnético de la Tierra.....	12
Caracterización	
Influencia sobre el satélite	
Presión de la Radiación Solar.....	13
Partículas y Meteoritos.....	14
Torques de origen interno.....	14
El efecto de las Transmisiones de Comunicación.....	15
Radiación.....	15
Solar	
Terrestre	
Bibliografía.....	17
Capítulo 2.	
Orbitas de Satélites	
Tipos de Orbitas.....	18
Orbitas Inclinadas	
El efecto Doppler.....	21
Orbita Geoestacionaria.....	22
Orbita Geosíncrona.....	26
Orbita Baja.....	28

Capítulo 3.

Tipos de Enlace por Satélite

Conceptos dentro de un presupuesto de enlace.....	32
Potencia de Transmisión.....	32
Ganancia de la antena.....	33
Potencia Radiada Isotrópica Equivalente (EIRP).....	34
Nivel de Iluminación.....	34
Pérdidas en el espacio libre.....	35
Temperatura de ruido.....	36
Figura de mérito.....	37
Relación Portadora a Ruido térmico (C/T).....	37
Relación Portadora a Densidad de Ruido (C/No).....	38
Relación Portadora a Ruido (C/N).....	38
Tipos de Enlaces.....	39
Enlace Intersatelital (ISL).....	39
Geo-Geo.....	39
Geo-Geo.....	39
Leo-Geo.....	43
Enlace Optico.....	44
Asignacion de Bandas de Frecuencias.....	47
Bandas de Frecuencias.....	47

Capítulo 4.

Antenas para Uso Espacial

Parámetros característicos de una Antena.....	50
Ganancia.....	50
Eficiencia de iluminación	
Eficiencia de desborde (spillover)	
Eficiencia de acabado de la superficie	
Patrón de Radiación.....	51
Ancho de haz angular	
Polarización.....	53
Potencia emitida en una dirección dada.....	55
Potencia radiada isotrópica equivalente(EIRP)	
Tipos de Antenas para Satélites.....	56
Antenas con patrón de radiación toroidal	
Antenas de conrtagiro	
Mecánico	
Electrónico	
La Plataforma Estabilizada	
Funciones y Características de las antenas.....	57
Tecnologías en antenas.....	59
La antena de corneta	

Antenas reflectoras	
Montaje de dos reflectores	
Montaje offset	
Antenas Multi-alimentadas	
Antenas de Malla Dual	
Reflectores Dicroicos	
Antena Lente	
Antenas de Arreglo	
Antenas Activas	
Haces:.....	73
-Haz circular	
-Haz eliptico	
-Haces conformados (Shaped Beams)	
-Haces múltiples	
-Haces de reja	
Capítulo 5.	
Nuevas tecnologías en antenas.	
- El lente forzado de microcinta	84
(microstrip constrained lens (MCL)).	
- Antena Monopulso de Microcinta	91
para comunicación de móviles terrestres	
- Antena terminal móvil en banda L	99
para helicópteros	
Capítulo 6.	
Comparación y determinación de aplicaciones.....	105
Capítulo 7.	
Ejemplos de Posibilidades en satélites Macro, Mini y Micro.	
- Conceptos de carga útil geoestacionaria	113
para satélites para comunicaciones personales (ESA)	
- Arquitectura para un sistema canadiense.....	125
avanzado de satélites de banda ancha para móviles	
- Uso de la banda de los 30/20 GHz	137
para sistemas de satélite multipropósito.	
Capítulo 8.	
Comentarios y resultados.....	144

Capítulo 9.	
Conclusiones.....	146
Capítulo 10.	
Bibliografía.....	149
Apéndice A.....	A-1

Introducción.

Los satélites de comunicaciones son solamente un medio para enviar información a distancia. Otros medios pueden ser las ondas de sonido, cables metálicos, ondas de radio, enlaces de microondas y fibras ópticas.

El servicio de un satélite de comunicaciones no es afectado por la localización de los puntos a conectar, ó por la distancia entre ellos. Los servicios satelitales son los únicos capaces de atravesar junglas, desiertos y océanos para varios modos de difusión ó por conexiones punto a punto así como la conexión de terminales móviles (p.ej., barcos, aviones, camiones y autos).

Los elementos básicos de un servicio de comunicaciones satelital son el segmento espacial y el segmento terrestre. Estos elementos se describen más adelante.

La órbita geoestacionaria es la órbita más comúnmente usada para comunicaciones satelitales. Esta órbita se encuentra sincronizada con el movimiento de la Tierra y está a 35,786km sobre el ecuador terrestre. Cuando el satélite es visto desde la estación terrestre, este parece estar estacionario en el cielo.

Los satélites se emplean para comunicaciones por las siguientes razones:

1. Economía en comunicaciones de larga distancia.

El costo de transmitir información vía satélite es esencialmente independiente de la distancia. Este costo es el mismo para dos puntos a 5000 que a 100 kms de distancia.

2. Capacidad de difusión.

Los satélites pueden ser usados como estaciones difusoras, difundiendo señales desde una estación terrena transmisora a múltiples estaciones terrestres receptoras dentro de un área de cobertura. No se requieren recursos satelitales adicionales para aumentar el número de estaciones terrestres receptoras dentro del área de cobertura. Inversamente, los satélites pueden recibir señales de muchas estaciones terrestres transmisoras y enviarlas a una sola estación terrestre central.

3. Capacidad de banda ancha.

Los repetidores de los satélites son usualmente, dispositivos de banda ancha que pueden transmitir una gran cantidad de información. Decenas de megahertz de ancho de banda están disponibles en cada repetidor. Cada repetidor puede ser usado entre dos puntos cualquiera dentro del área de cobertura de el satélite. Los enlaces terrestres son frecuentemente limitados a cortas distancias (como en el caso de las estaciones de TV locales) ó a troncales de baja capacidad entre grandes distancias.

4. Amplia cobertura.

Técnicamente, el satélite puede atender cualquier estación dentro de la línea de vista de su antena. Como se ilustra en la figura 1.1, alrededor del 42% de la superficie terrestre esta dentro de la visión de un satélite geoestacionario. La "International Telecommunications Union (ITU)" y las agencias reguladoras nacionales (como la FCC

en E.U. ó la SCT en México) frecuentemente restringen la cobertura actual a regiones más pequeñas.

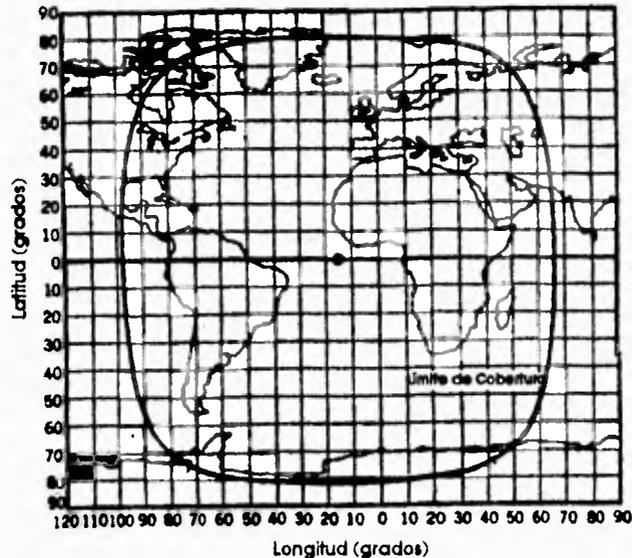


Figura I.1 Un satélite geosíncrono tiene un período orbital igual al período de rotación de la Tierra y cualquier inclinación orbital respecto al plano ecuatorial terrestre. Un satélite geoestacionario es meramente un satélite geosíncrono cuyo plano orbital está en el plano ecuatorial terrestre por lo cual aparece en una posición fija en la posición orbital sobre algún punto ecuatorial.

5. Libertad sobre barreras naturales.

Los satélites libran las barreras naturales tales como montañas, ciudades, desiertos, u océanos. Una nación que tiene regiones separadas (por océanos ó mares) puede usar satélites para proporcionar un servicio nacional unificado. Un ejemplo de este servicio es el que tienen los E.U. para Hawai y Alaska.

6. Mejor cobertura para áreas rurales ó subdesarrolladas.

Un satélite puede proporcionar el mismo tipo de servicio tanto para grandes ciudades como para áreas rurales. Tradicionalmente las comunicaciones se han desarrollado para las grandes ciudades dotándolas de los más modernos equipos mientras que a las áreas rurales se les proporciona servicio(en el mejor de los casos) con equipos obsoletos. La comunicación vía satélite alienta el flujo de las industrias hacia áreas rurales al proporcionarles facilidades de comunicación.

7. Nuevos mercados.

Los servicios llamados de banda ancha, así como el desarrollo de redes de televisión especializadas para televisión por cable, pago por evento, grupos de lenguaje y etnias, grupos religiosos, deportes, etc.

8. Nuevos "carriers" comunes.

La disponibilidad de los satélites a llevado a la aparición de nuevos carriers comunes en los E.U. y Canadá. Algunos carriers (como Hughes y Telesat Canadá) son propietarios de los sistemas de satélites, los cuales ofrecen tanto la venta (transpondedores completos) como la renta (circuitos individuales) de sus equipos. Otros carriers comunes rentan uno ó más repetidores y subarrendan circuitos individuales ó canales de televisión. El resultado de esta competencia es un incremento que lleva a la expansión del mercado.

9. Nuevos servicios.

10. Servicios inmediatos a clientes remotos.

Pequeñas estaciones terrestres con pequeñas antenas pueden tener acceso a bases de datos, oficinas y sistemas de información. Estas estaciones son conocidas como terminales de muy pequeña abertura (VSATs). Estas terminales son colocadas usualmente en las localidades de los clientes.

La arquitectura de un sistema de comunicaciones vía satélite.

La figura 1.2 muestra los componentes principales de un sistema de comunicaciones vía satélite. Estos comprenden una parte en tierra y otra parte en el espacio.

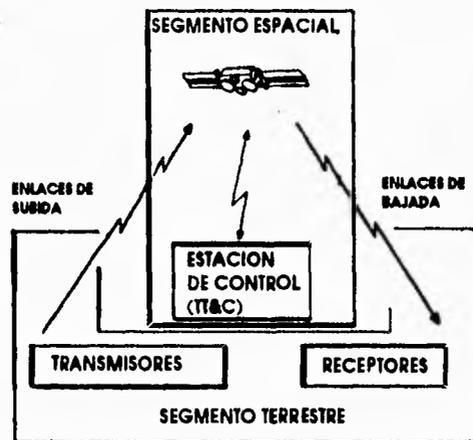


Figura 1.2 Los elementos de un sistema de comunicaciones vía satélite

La parte espacial.

La sección espacial contiene el satélite y todas las facilidades terrestres para el control y monitoreo del satélite. Estas incluyen el rastreo, la telemetría y estaciones de comando (TT&C) junto con el centro de control del satélite donde se desarrollan todas las operaciones asociadas con el mantenimiento de la estación y la revisión de las funciones vitales del satélite.

Las ondas de radio transmitidas por la estación terrestre y recibidas por el satélite se conocen como *enlace de subida*. Cuando el satélite transmite y la estación terrestre recibe la señal se denomina *enlace de bajada*. La calidad de un radio enlace está especificada por su relación de portadora a ruido. Un factor importante es la calidad de todo el enlace, de estación a estación, y éste está determinado por la calidad de el enlace de subida y del de bajada. La calidad del enlace total determina la calidad de las señales entregadas al usuario final de acuerdo con el tipo de modulación y codificación utilizados.

El satélite forma un punto de tránsito obligatorio para un grupo de enlaces simultáneos. En este sentido, puede considerársele como un punto nodal de una red. El acceso al satélite, y a un transpondedor satelital, por muchas portadoras implica el uso de técnicas específicas, llamadas técnicas de acceso múltiple. El modo de operación de estas técnicas difiere entre un satélite con un sólo haz (satélite mono-haz) y uno con varios haces (satélite multi-haz).

Si el sistema contiene varios satélites, estos satélites pueden estar conectados por enlaces de radio ó enlaces ópticos; llamadas enlaces intersatelitales.

El satélite consta de una carga y una plataforma. La carga consiste de el receptor y las antenas transmisoras y todo el equipo electrónico que soporta la transmisión de portadoras. La plataforma está formada por todos los subsistemas que permiten la operación de la carga. Estos incluyen:

- Estructura
- Suministro de potencia eléctrica
- Control de temperatura
- Control de altitud y órbita
- Equipo de propulsión
- Equipo de rastreo, telemetría y comando (TT&C)

El satélite tiene dos funciones principales:

- Amplificar las portadoras recibidas para la transmisión sobre el enlace de bajada. La potencia de portadora en la entrada del receptor del satélite es del orden de 100pW a 1nW. La potencia de portadora en la salida del amplificador del transmisor es del orden de 10 a 100 W. La ganancia de potencia, por tanto, es del orden de 100 a 130 dB.
- Cambiar la frecuencia de la portadora para evitar la re-inyección de una fracción de la potencia transmitida dentro del receptor; la capacidad de rechazo de los filtros de entrada en la frecuencia del enlace de bajada combina con la baja ganancia de las antenas entre la salida transmisora y la entrada receptora para asegurar aislamiento del orden de 150 dB.

Para cumplir estas funciones el satélite puede operar como un simple relevador. El cambio en frecuencia es efectuado por medio de un convertidor de frecuencia. Este es el caso de todos los satélites comerciales actuales también llamados satélites "convencionales" ó "transparentes". Sin embargo, actualmente está emergiendo una nueva generación de satélites (iniciando con ACTS e ITALSAT). Estos son llamados satélites "regenerativos" y están equipados con demoduladores; por lo que se pueden tener señales de banda base disponibles a bordo. El cambio en la frecuencia se consigue por la modulación de una nueva portadora para el enlace de bajada. La operación dual de modulación y demodulación puede estar acompañada por el procesamiento de la señal de banda base con varios niveles de complejidad.

Para asegurar un servicio con una disponibilidad específica, un sistema de comunicaciones vía satélite debe hacer uso de varios satélites para poder asegurar redundancia. Un satélite puede perder dicha disponibilidad debido a una falla ó porque ha llegado al límite de su vida. En este sentido es necesario distinguir entre la confiabilidad y el tiempo de vida de un satélite. Confiabilidad es una medida de la probabilidad de una falla y depende de la confiabilidad del equipo y de cualquier esquema para proveer redundancia. El tiempo de vida está condicionado por la habilidad para mantener el satélite sobre la estación en la altitud nominal, que depende de la cantidad de combustible disponible para el sistema de propulsión, y de control de altitud y órbita.

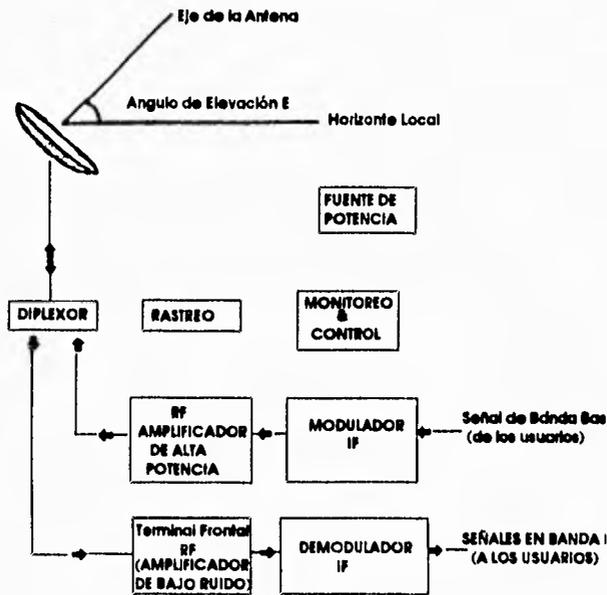


Figura. 1.3 La arquitectura de una estación terrestre

La parte en tierra.

La sección en tierra está formada por todas las estaciones terrenas; estas están más frecuentemente conectadas al equipo de usuario final por una red terrestre ó, en el caso de pequeñas estaciones (Terminales de muy pequeña abertura VSAT), directamente conectadas al equipo del usuario final.

Las estaciones son distinguidas por su tamaño el cual varia de acuerdo al volumen de tráfico a ser transportado sobre el enlace espacial y el tipo de tráfico (telefonía, televisión ó datos). Las grandes están equipadas con antenas de 30 mts. de diámetro (estándar A de la red INTELSAT). Las pequeñas tienen antenas de 0.6m (estaciones receptoras de televisión en directo). También pueden distinguirse las estaciones por ser fijas, móviles y transportables. Algunas estaciones son tanto transmisoras y receptoras. Otras son únicamente receptoras, es el caso de por ejemplo las estaciones para un sistema de teledifusión vía satélite ó de recepción de datos.

Capítulo 1.

El espacio exterior como medio de comunicación.

En el siguiente capítulo se describen los principales elementos del espacio que afectan el diseño y operación de el satélite durante su vida en órbita. Estos aspectos fundamentales son:

- Campos gravitacional y magnético.
- Fuentes de radiación y sumideros de absorción.
- Ausencia de atmósfera (vacío)
- Meteoritos y partículas.

Los efectos del ambiente espacial sobre el satélite son principalmente los siguientes:

- Mecánicos, consistiendo de fuerzas y torques los cuales se ejercen sobre el satélite y modifican su órbita y altitud.
- Térmicos, resultado de la radiación solar y terrestre absorbida por el satélite y energía radiada a través del espacio.
- Degradación de materiales y superficies que están sujetas a la acción de la radiación y partículas de alta energía.

Vacío.[2]

Caracterización.

El vacío es una de las características esenciales del ambiente espacial. La densidad molecular disminuye muy rápidamente con la altitud (la variación es exponencial); y esta depende de la latitud, hora del día, actividad solar, etc. y ha sido representada por varios modelos. A 36,000 km. (la altura de un satélite geoestacionario), la presión es menor a 10^{-13} Torr (milímetros de mercurio).

Efectos.

Efectos mecánicos.

El efecto de la atracción atmosférica provoca un vacío imperfecto. La altitud del apogeo de una órbita elíptica tiende a decrecer tanto como la altitud de una órbita circular. Arriba de 3,000km, la atracción atmosférica puede considerarse como despreciable.

Efecto sobre los materiales.

En el vacío, los materiales externos expuestos directamente al vacío presentan una pérdida de masa que depende de la temperatura. Para temperaturas mayores a 200° es fácil evitar este fenómeno al emplear láminas gruesas, para las cuales estos efectos no son tan importantes. La posibilidad de condensación de gases sobre superficies frías es más serio (esto puede provocar cortos circuitos sobre superficies sin aislamiento y degradar

propiedades termo-ópticas); esto hace necesario emplear materiales más sublimes como el zinc y el cesio.

Por otra parte, un efecto del vacío es que los metales no sufren corrosión. Las superficies de ciertos materiales, particularmente metales, cuando se encuentran bajo altas presiones, tienen una tendencia a difundirse con otro por un proceso como de soldadura fría, el resultado es una gran fuerza de fricción sobre cojinetes y mecanismos de movimiento (por ejemplo los sistemas de movilidad de los generadores solares y antenas). Esto hace necesario sellar las partes móviles en cápsulas presurizadas y emplear lubricantes que tengan un bajo grado de evaporación y sublimación.

Efectos del Sol. [1]

El sol emite radiación electromagnética en todas las frecuencias para la luz visible y mayores. En particular, el sol emite radiación de RF dentro de la frecuencia de las microondas. Esta radiación produce ruido en los enlaces de comunicación, especialmente cuando el sol coincide con el haz de una antena receptora.

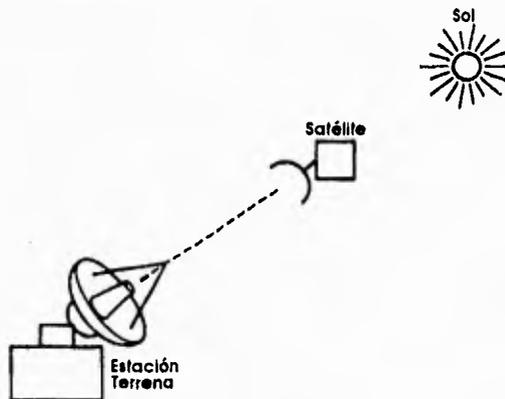


Figura 1.1 Interferencia del Sol sobre una estación (la radiación RF del Sol interfiere con la recepción del enlace de bajada para la estación terrena)

La principal interferencia conocida ocurre cuando el satélite está directamente entre la estación terrestre y el sol, como muestra la figura 1.1. En diferentes ocasiones esta condición afecta el enlace de bajada de cada satélite de comunicaciones geoestacionario con cada estación terrestre. Puede presentarse también una interrupción solar para enlaces intersatelitales entre satélites geoestacionarios. Esta es similar a la interferencia para el enlace de bajada, cada vez que coincide la antena receptora con la línea de vista del sol; como muestra la figura 1.2.

propiedades termo-ópticas); esto hace necesario emplear materiales más sublimes como el zinc y el cesio.

Por otra parte, un efecto del vacío es que los metales no sufren corrosión. Las superficies de ciertos materiales, particularmente metales, cuando se encuentran bajo altas presiones, tienen una tendencia a difundirse con otro por un proceso como de soldadura fría, el resultado es una gran fuerza de fricción sobre cojinetes y mecanismos de movimiento (por ejemplo los sistemas de movilidad de los generadores solares y antenas). Esto hace necesario sellar las partes móviles en cápsulas presurizadas y emplear lubricantes que tengan un bajo grado de evaporación y sublimación.

Efectos del Sol. [1]

El sol emite radiación electromagnética en todas las frecuencias para la luz visible y mayores. En particular, el sol emite radiación de RF dentro de la frecuencia de las microondas. Esta radiación produce ruido en los enlaces de comunicación, especialmente cuando el sol coincide con el haz de una antena receptora.

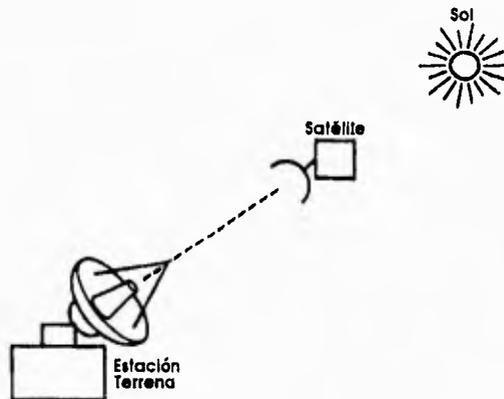


Figura 1.1 Interferencia del Sol sobre una estación (la radiación RF del Sol interfiere con la recepción del enlace de bajada para la estación terrena)

La principal interferencia conocida ocurre cuando el satélite está directamente entre la estación terrestre y el sol, como muestra la figura 1.1. En diferentes ocasiones esta condición afecta el enlace de bajada de cada satélite de comunicaciones geoestacionario con cada estación terrestre. Puede presentarse también una interrupción solar para enlaces intersatelitales entre satélites geoestacionarios. Esta es similar a la interferencia para el enlace de bajada, cada vez que coincide la antena receptora con la línea de vista del sol; como muestra la figura 1.2.

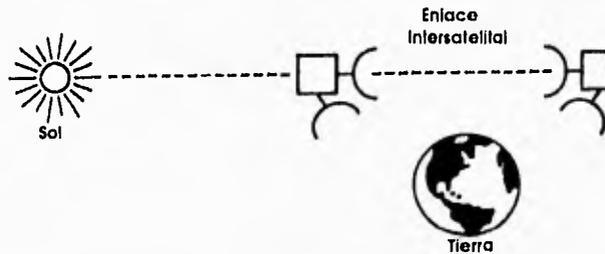


Figura 1.2 Interferencia solar para enlace intersatelital.

En algunos casos si el haz de la antena del satélite tiene parte de su cobertura fuera de la Tierra, el sol puede afectar un enlace de subida. Este caso, mostrado en la figura 1.3, tiene menor importancia puesto que la mayoría de los satélites tienen patrones de antenas que no exceden los límites terrestres. Una interferencia similar puede ser producida por la Luna, pero esta también es de menor importancia porque la temperatura de la Luna es mucho menor que la del Sol.

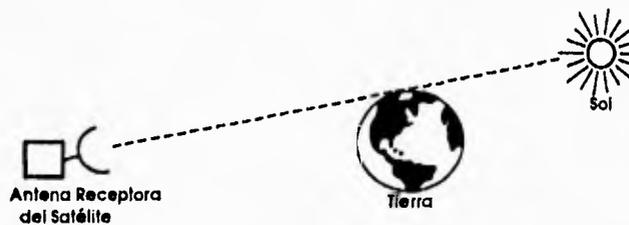


Figura 1.3 La radiación RF del Sol interfiere con la recepción del enlace de subida si parte del patrón del haz está fuera de la Tierra.

Como el Sol se mueve alrededor del cielo (desde el punto de vista de la Tierra), este se colocará eventualmente en el haz de la antena. Una interferencia solar se presenta por estaciones solares por lo que este tiempo es altamente predecible. Esta afectación influye sobre una estación terrestre a la vez, pues cada estación terrestre ve hacia el satélite desde diferentes ángulos. El diámetro solar es de sólo 0.5° , y este se mueve 0.5° en dos minutos. La interferencia ocurre sólo por unos cuantos días consecutivos en la primavera y unos pocos días en el otoño, y en esta última sólo unos pocos minutos. Durante el período de interferencia solar la temperatura de ruido se incrementa rápidamente cuando el Sol entra en el lóbulo principal. La figura 1.4 muestra la temperatura de ruido en el cielo cuando una antena de la estación terrestre apunta directamente al Sol. Esta es la peor condición posible, y usualmente produce una interrupción de la comunicación.

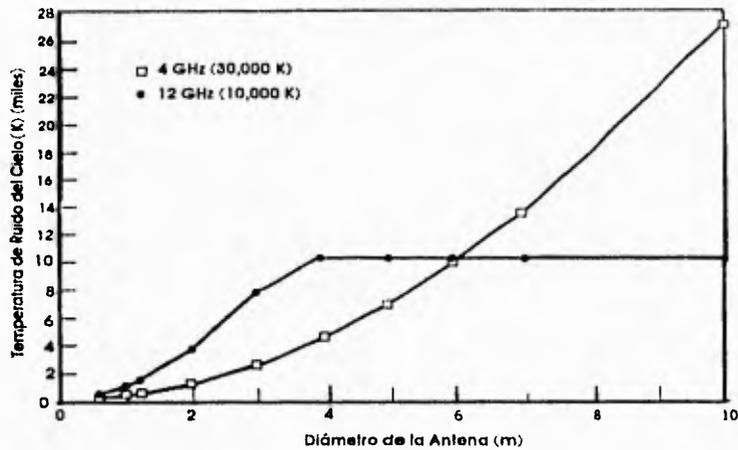


Figura 1.4. Temperatura de ruido durante el tránsito del Sol durante el tiempo que la antena apunta hacia éste.

Una antena pequeña tiene un ancho de haz estrecho, y entonces los 0.5° del diámetro solar pueden ocupar sólo una pequeña fracción del ancho del haz. El Sol está rodeado por espacio frío (a 2.76°K), el cual diluye el efecto del Sol. Conforme el diámetro de la antena se incrementa, el ancho de haz decrementa. Para una antena de 4m a 12GHz "mira" el disco solar completo, por lo que también la temperatura de ruido es máxima (10,000°K). En 4GHz el ancho de haz es mayor, por lo que también requiere una antena grande que también "verá" el disco solar completo.

La temperatura de ruido solar varía con la frecuencia y con el número de manchas solares. Los mayores picos (incrementos enormes de magnitud) pueden experimentarse durante periodos de intensa actividad solar (llamaradas, erupciones solares, etc.). La figura 1.5 muestra la temperatura de ruido solar como una función de la frecuencia, para periodos de máxima y mínima actividad solar.

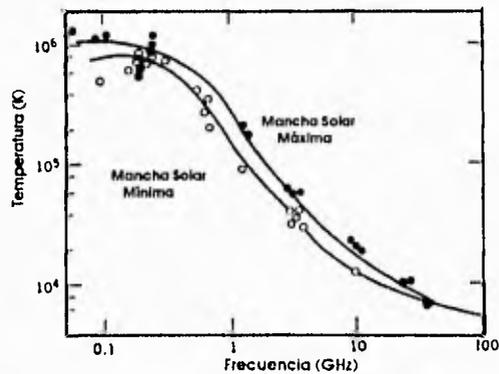


Figura 1.5. Temperatura de ruido solar.

Como muestra la figura 1.3, cuando el Sol está sobre el eje de la antena, la temperatura de ruido del cielo se incrementa de normal 50°K ha 10,000 o hasta 30,000°K (un cambio de 23 ó 28 dB). Conforme el Sol sale del eje, la atenuación del lóbulo lateral reduce rápidamente el monto de ruido solar captado por el receptor. Cuando el Sol pasa a través del lóbulo principal de una antena grande, la degradación G/T es severa, y pone fuera de servicio la operación de la estación temporalmente. Las estaciones terrestres Spread Spectrum frecuentemente tienen suficiente margen y la capacidad para dispersar el ruido solar.

El steradian es una unidad conveniente para determinar la contribución de ruido. La tabla T1.1 da los ángulos de los conos, medidos desde el satélite geoestacionario. Para el caso del Sol y la Luna, el ángulo del cono subtendido en una estación terrestre es el mismo. Hay 4π (ó 12.566) steradianes en una esfera. Entonces, el Sol ocupa sólo alrededor de 5.4 millonésimas del área esférica total.

Tabla T1.1. Tamaños angulares de la Tierra, Luna y Sol.[1]

Angulo Típico Subtendido desde una órbita Geoestacionaria				
Objeto	Grados	Arco	mrad	sr
Tierra	17.4	17°23'14"	303	7.21×10^{-2}
Luna*	0.52	0°31'5"	9.04	6.42×10^{-5}
Sol*	0.53	0°31'58"	9.30	6.79×10^{-5}

*Estos valores pueden ser usados para antenas de estaciones terrenas.

El campo Gravitacional.[2]

La naturaleza del campo Gravitacional.

El satélite está sujeto al campo gravitacional terrestre el cual principalmente determina el movimiento del centro de masa del satélite. Este campo gravitacional tiene asimetrías, debido a la naturaleza no esférica ni homogénea de la Tierra, lo cual causa perturbaciones de la órbita. Las perturbaciones también resultan de los campos gravitacionales debidos a la atracción del Sol y la Luna.

El efecto sobre la órbita.

La asimetría del campo gravitacional de la Tierra y la atracción del Sol y la Luna causa perturbaciones de la órbita del satélite definida por la atracción de la Tierra cuando se asume como esférica y homogénea. Estas perturbaciones llevan con el tiempo, a variaciones de los parámetros orbitales los cuales definen el movimiento del centro de masa del satélite.

Efectos sobre la altitud del satélite

La fuerza del campo gravitacional de la Tierra varía con la altitud puesto que algunas partes del satélite las cuales están más distantes del centro de la Tierra sufren una menor atracción que las partes más cercanas.

Debido a que el gradiente gravitacional resultante no pasa a través del centro de masa del satélite se produce un torque.

El gradiente gravitacional tiene el efecto de alineamiento del eje de menor inercia del satélite a lo largo del eje vertical local. Asumiendo que el eje z es un eje de simetría del satélite, el correspondiente torque está dado por:

$$T = 3(\mu / r^3)(I_x - I_z)\theta \quad (1.1)$$

donde μ es la constante de atracción de la Tierra, r es la distancia del satélite desde el centro de la Tierra, I_z es el momento de inercia alrededor del eje z , I_x es el momento de inercia alrededor de un eje perpendicular al eje z (menor que I_z) y θ es el ángulo, asumido como pequeño, entre el eje z y el plano de la órbita.

Este torque, el cual puede usarse para estabilizar el satélite puesto en una órbita baja, es difícil usarlo para estabilizar un satélite geostacionario. Esto puede hacerse fácilmente despreciable actualmente. Es suficiente hacer I_x e I_z muy similares uno del otro. Por ejemplo con $I_z = 180 \text{ Nm}$

Falta de Gravedad.

Tal como la atracción terrestre está en equilibrio con la fuerza centrífuga, las diferentes partes del satélite no están sujetas a gravedad. Esto es particularmente importante para líquidos propulsores los cuales no pueden ser extraídos por gravedad desde los tanques en los cuales están almacenados. Por esto, es necesario instalar un sistema presurizado con separación artificial del líquido y el gas por medio de una membrana ó por el uso de propiedades de fuerzas de tensión.

El campo Magnético de la Tierra.[2]

Caracterización del campo magnético de la Tierra.

El campo magnético terrestre H , a grandes distancias es un dipolo magnético de momento $M_E = 7.9 \times 10^{13} \text{ Wbm}$. Este dipolo forma un ángulo de 11.5° con el eje de rotación de la Tierra. Esto produce una inducción B la cual tiene dos componentes:

- Una componente normal:

$$B_N = (M_E \text{Sen}\theta) / r^3 \quad (\text{Wb/m}^2) \quad (1.2)$$

- Una componente radial:

$$B_R = (2M_E \text{Cos}\theta) / r^3 \quad (\text{wb/m}^2) \quad (1.3)$$

donde r es la distancia del punto referido desde el centro de la tierra y θ es el ángulo entre el radio vector y el eje del dipolo (usando las coordenadas polares del punto en cuestión en el sistema de referencia asociado al dipolo).

Para un satélite geostacionario, la componente normal varía entre 1.03×10^{-7} y $1.05 \times 10^{-7} \text{ Wb/m}^2$ y la componente radial entre $\pm 0.42 \times 10^{-7} \text{ Wb/m}^2$. La componente perpendicular al plano ecuatorial es virtualmente constante e igual a $1.03 \times 10^{-7} \text{ Wb/m}^2$.

La influencia del campo magnético terrestre.

La inducción del campo magnético terrestre B ejerce un torque C sobre un satélite de momento magnético M tal que:

$$C = M \wedge B \quad (\text{Nm}) \quad (1.4)$$

Para un satélite geostacionario, la componente de inducción perpendicular al ecuador, aunque es grande y constante, produce efectos muy pequeños en términos de duración. El torque correspondiente está en el plano del ecuador y debido a que el satélite efectúa una rotación completa sobre su eje paralelo al eje de los polos por día, la suma de los torques se cancela cada 24hrs.

El momento magnético total de un satélite, resulta de los momentos remanentes, momentos debidos a corrientes eléctricas en los cables y momentos inducidos proporcionales al campo magnético de la Tierra. Estos momentos pueden ser reducidos ó compensados antes del lanzamiento para que el torque debido al momento magnético de la Tierra sobre ésta no exceda 10^{-4} Nm. Como el campo magnético es inversamente proporcional al cubo de la distancia desde el centro de la Tierra, el torque en la órbita del satélite geostacionario está dividido por $(42165/6378)^3 = 289$. Esto da como resultado 3.5×10^{-7} Nm. En la práctica, las condiciones de lanzamiento modifican algunos de los ajustes hechos en tierra; por tal razón es prudente introducir algún margen y considerar un torque de momento $C = 10^{-6}$ Nm como el torque de disturbio debido al campo magnético cuando se dimensiona el sistema de control de altitud del satélite.

El campo magnético de la Tierra puede usarse como un medio activo para generar torques para controlar la altitud del satélite por la utilización de actuadores apropiados (bobinas magnéticas, etc.).

Presión de la Radiación Solar.[3]

La presión de radiación solar sobre un elemento de superficie de área dS puede descomponerse en su componente normal a la superficie y una componente tangencial la cual depende del ángulo de incidencia de la radiación solar sobre la superficie, el coeficiente de reflectividad ρ y la intensidad del flujo solar W . Los factores restantes que resultan de las fuerzas ejercidas sobre todos los elementos de superficie dS generalmente no coinciden con el centro de masa. Esto da como resultado un torque que perturba la altitud.

Cada fuerza elemental es proporcional a $W \cos \theta$; el torque aplicado al satélite es entonces, proporcional a $WS_a \cos \theta$, donde S_a es la superficie aparente del satélite en la dirección del Sol y está determinada principalmente por el tamaño de los generadores solares.

De esta manera, torque depende de la orientación del Sol con respecto al satélite. Para satélites geostacionarios, la dirección del Sol forma un ángulo de entre 66.5° y 113.5° con el eje perpendicular al plano ecuatorial (el eje pitch ó eje de inclinación). El torque causa una desviación de la orientación del eje norte-sur del satélite. Como se describió para torques magnéticos, los torques debidos a la presión de la radiación solar, los cuales son torques disturbantes, pueden usarse también de una manera activa para participar en el control de altitud del satélite.

Partículas y Meteoritos.[2]

La Tierra está rodeada por una nube de meteoritos (residuos de material, rocas, guijarros, etc.) cuya densidad disminuye conforme la altitud se incrementa [6][7]. Su velocidad varía desde varios kilómetros por segundo hasta varias decenas de kilómetros por segundo. Comúnmente los meteoritos tienen masas entre 10^{-4} y 10^{-1} g. El flujo N de partículas de masa igual a ó mayor que m por metro cuadrado por segundo puede estimarse en base a las siguientes ecuaciones:

- Para 10^{-6} g $< m < 1$ g

$$\text{Log}_{10}N(\geq m) = -14.37 - 1.2131 \cdot \text{log}_{10}m \quad (1.5)$$

- Para 10^{-12} g $< m < 10^{-6}$ g

$$\text{Log}_{10}N(\geq m) = -14.34 - 1.5341 \cdot \text{log}_{10}m - 0.063(\text{Log}_{10}m)^2 \quad (1.6)$$

Probabilidad de Impacto.

El movimiento transmitido al satélite por impacto con un meteorito puede ser evaluado en términos estadísticos, que se calcula por la probabilidad de meteoritos de una masa dada haciendo colisión con el satélite y la magnitud resultante del movimiento transferido. Las colisiones entre el satélite y meteoritos se asume que ocurren aleatoriamente y pueden ser modelados por una distribución de Poisson. La probabilidad de tener n impactos con partículas de masa entre m_1 y m_2 sobre una superficie S durante un tiempo t está dado por:

$$P(n) = \left[\frac{(St)^n}{n!} \exp(-St) \right] \quad (1.7)$$

donde f es el flujo de partículas de masa entre m_1 y m_2 tal que $f = N(m_1) - N(m_2)$ con $N(>m)$ dado por 1.6, S es el área de la superficie expuesta (m^2) y t el tiempo de exposición (en seg.).

El efecto sobre los materiales.

El impacto de los meteoritos causa una erosión de alrededor de 1 Amstrong por año para la altitud de un satélite geoestacionario (200 Amstrong a bajas altitudes) . Para meteoritos pesados, sus impactos pueden causar perforaciones en las láminas metálicas, si son muy delgadas, lo cual puede ser desastroso para la supervivencia del satélite. Se puede dar un nivel de protección mediante pantallas formadas por hojas de metal superpuestas.[4][5]

Torques de origen interno.[2]

El movimiento relativo de las antenas, los paneles solares y el combustible generan torques ejercidos sobre el cuerpo principal del satélite. Por tal razón, mantener el satélite en su posición geoestacionaria requiere la aplicación periódica de fuerzas, las cuales actúan sobre el centro de masa del satélite. El satélite contiene tanques de combustible los cuales se van vaciando en el transcurso de la misión, por lo que es imposible tener un centro de masa fijo respecto al cuerpo del satélite y por tanto con respecto a los propulsores. También, durante la puesta en órbita del satélite, el montaje y alineación de los propulsores está sujeto a cierta inexactitud. Las fuerzas de corrección requeridas para

mantener la posición, sin embargo, no son aplicadas exactamente en el centro de masa; por lo que surgirá un torque que disturbe la altitud durante estas correcciones.

El efecto de las Transmisiones de Comunicación.[2]

Este fenómeno es debido a la presión de la radiación, radiación electromagnética de las antenas que produce una presión la cual no puede ser despreciable cuando la potencia de transmisión es alta.

Para una antena altamente directiva radiando una potencia P_T , la fuerza F producida es:

$$F = -(dm/dt)c = -P_T/c \quad [\text{N}] \quad (1.8)$$

donde c es la velocidad de la luz (m/s).

Por ejemplo, para un satélite transmitiendo 1kW en un haz de 1 grado (por ejemplo, un satélite de radiodifusión de T.V.en directo) la fuerza F es 0.3×10^{-5} N . Si el brazo de palanca es de 1 metro, el torque es de 3×10^{-6} Nm.

La perturbación es grande sólo en el caso de que la potencia transmitida sea alta y concentrada en un haz estrecho; para esto es necesario que el eje de la antena pase por el centro de masa ó colocar dos antenas cuyos ejes sean simétricos respecto al centro.

Radiación.[2]

La energía radiada por un cuerpo depende de su temperatura T y su emitancia ϵ . La Ley de Stefan-Boltzmann define la radiancia M de un cuerpo, que es el flujo radiado por elemento de superficie dS :

$$M = \epsilon\sigma T^4 \quad (\text{W/m}^2) \quad (1.9)$$

donde $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ Wm}^{-2}\text{K}^{-4}$ que es la constante de Boltzmann. Para un cuerpo negro $\epsilon = 1$. la emitancia de un cuerpo es la relación entre la radiancia de éste cuerpo y la radiancia de un cuerpo negro a la misma temperatura.

La Ley de Planck expresa que la radiancia espectral L_λ de un cuerpo negro, que es la potencia por unidad de longitud de onda y por unidad de ángulo sólido emitida en una dirección dada por un elemento de superficie de un cuerpo negro, dividido por la proyección ortogonal de éste elemento de superficie sobre un plano perpendicular a la dirección considerada:

$$L_\lambda = C_1 \lambda^{-5} [\exp(C_2/\lambda T) - 1]^{-1} \quad [\text{W/m}^2 \text{ sr}] \quad (1.10)$$

donde $C_1 = 1.19 \times 10^{-16} \text{ Wm}^2 \text{ sr}^{-1}$ y $C_2 = 1.439 \times 10^{-2} \text{ mK}$.

Una forma funcional de la Ley de Planck, conocida como la Ley de Wien, relaciona la longitud de onda λ_m para la cual la radiancia espectral de un cuerpo negro es un máximo para una temperatura T :

$$\lambda_m T = b$$

$$L_m / T^5 = b'$$

donde $b = 2.9 \times 10^{-3} \text{ mK}$ y $b' = 4.1 \times 10^{-6} \text{ Wm}^{-3} \text{ K}^{-5} \text{ sr}^{-1}$.

El espacio radia como un cuerpo negro a una temperatura de 5 K. Este se comporta como un hueco frío con una absorción de 1; toda la energía térmica emitida es completamente absorbida.

La radiación recibida por el satélite llega principalmente del Sol y de la Tierra.

Radiación Solar.[2][3]

La irradiancia espectral es un flujo incidente por unidad de longitud de onda y perpendicular a una área de superficie perpendicular a la radiación solar; este flujo es de alrededor de 1353 W/m^2 sobre una superficie normal a la radiación localizada a 1 AU (unidad astronómica) del Sol. Este es el flujo al cual un satélite artificial terrestre está sujeto por alrededor de 10 días al año después del equinoccio de verano.

La potencia recibida es cero en los equinoccios es cero y durante los seis meses de verano e invierno para una superficie orientada hacia el sur, si se considera una superficie paralela al plano del ecuador.

El diámetro aparente del Sol visto desde la Tierra es de alrededor de 0.5° ó 32 minutos.

Radiación Terrestre.[2][3]

La radiación terrestre resulta de la radiación solar reflejada y su propia radiación. Esta última corresponde razonablemente a un cuerpo negro de 250K, que es la irradiancia máxima en la banda infrarroja de 10-12 μm . Para un satélite geoestacionario, el flujo total es menor a 40W/m^2 y esto es despreciable comparado con la proveniente del Sol.

Bibliografia.

- [1] Principles of Communications Satellites
Gordon, Gary D.
Cap. 9, Receivers and noise temperatures
pp. 211 - 215
- [2] Satellite Communications Systems
Maral, Gerard
Cap. 13, Spacial Environment
- [3] Satellite to Ground Radiowave Propagation
Allnut, J.E.

Referencias

- [4] B.G. Cour-Palais, S.L. Avans,
Shielding against debris,
Aerospace America, June 1988
- [5] D.J. Kessler,
Predicting debris,
Aerospace America, June 1988
- [6] J.P. Loftus et al.
Decision time on orbit debris,
Aerospace America, June 1988
- [7] A. Potter,
Measuring debris,
Aerospace America, June 1988

Capítulo 2. Orbitas de Satélites

Tipos de Orbitas

La órbita es la trayectoria seguida por el satélite en equilibrio entre dos fuerzas opuestas. (figura 2.1). Estas son la fuerza de atracción, debida a la gravedad terrestre, dirigida hacia el centro de la Tierra y la fuerza centrífuga asociada con la curvatura de la trayectoria del satélite. La trayectoria esta dentro de un plano y tiene una forma elíptica con una extensión máxima en el apogeo y mínima en el perigeo. El satélite se mueve más lentamente en ésta trayectoria conforme la distancia hacia la Tierra se incrementa.

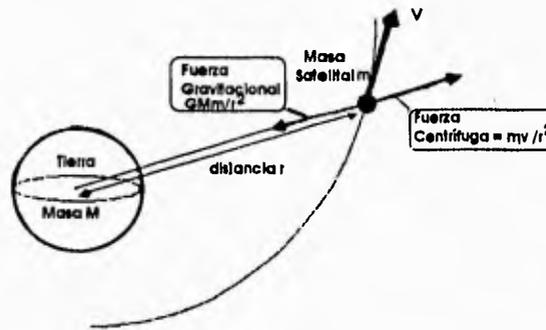


Figura 2.1 Las fuerzas que determinan la trayectoria de un satélite[1]

Las órbitas más favorables son las siguientes[1]:

- **Orbita clíptica inclinada un ángulo de 64° con respecto al plano ecuatorial.** Este tipo de órbita es particularmente estable con respecto a las irregularidades en la gravitación terrestre y, debido a esta inclinación, permite al satélite cubrir regiones de alta latitud para una gran parte de el período orbital hacia el apogeo. Este tipo de órbita fué adoptado por los satélites soviéticos del sistema MOLNIYA con un período de 12 hrs. Para asegurar una cobertura continua por un sistema satelital, se han colocado satélites en diferentes órbitas defasados en sus tiempos de cobertura (períodos de 8 hrs. cada uno). Este tipo de sistemas son particularmente útiles para comunicaciones móviles donde los efectos de enmascaramiento causados por obstáculos circunvecinos tales como edificios y árboles así como efectos de ruta múltiple son pronunciados en ángulos bajos de elevación (digamos menores a 30°). Un sistema operacional es el llamado ELLIPSAT, que comprende 24 satélites en dos órbitas diferentes inclinadas 64° (2903km/426km), ha sido propuesto para ofrecer una cobertura permanente para los E.U.

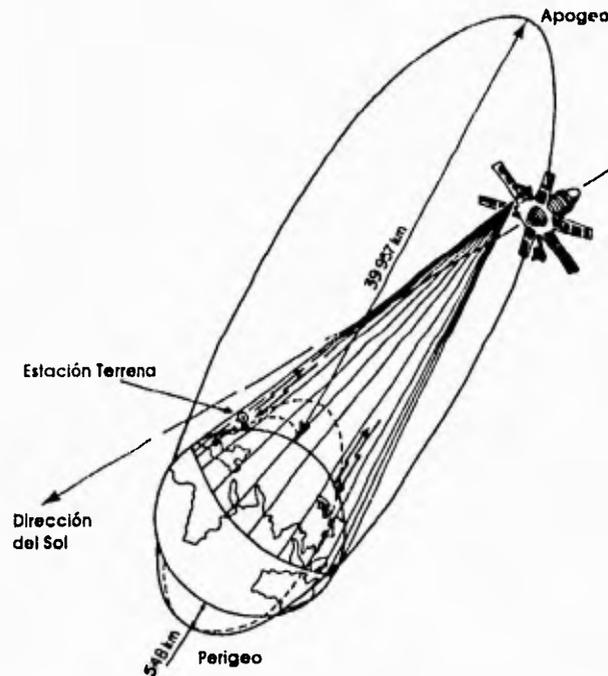


Figura 2.2 La órbita del satélite Molniya[1]

- Órbita circular inclinada. La altitud del satélite es constante e igual a muchos cientos de kilómetros. El período es del orden de una y media horas. Con una inclinación cercana a 90° , este tipo de órbita garantiza que el satélite pasará sobre cada región de la Tierra. Esta es la razón por la cual esta órbita es la más usual para los satélites de observación (por ejemplo el satélite SPOT; altitud 830km, inclinación de la órbita 98.7° , período 101 minutos). Muchos sistemas con cobertura mundial usando constelaciones de satélites transitando en órbitas circulares de baja altitud están siendo propuestos recientemente (IRIDIUM, GLOBAL STAR, ODYSSEY, ARIES, LEOSAT, STARNET, etc.)
- Órbita circular con inclinación cero (órbita ecuatorial). La más popular es la órbita geoestacionaria; el satélite orbita alrededor de la Tierra a una altitud de 35,786km en la misma dirección que la Tierra. el período es igual al periodo de rotación terrestre y en su misma dirección. De esta forma el satélite aparece siempre como un punto fijo en el cielo y asegura una operación continua tal como un repetidor de radio en tiempo real para el área de visibilidad del satélite (43% de la superficie terrestre).

La selección de una órbita depende de la naturaleza de la misión, la interferencia aceptable y el tipo de lanzador:

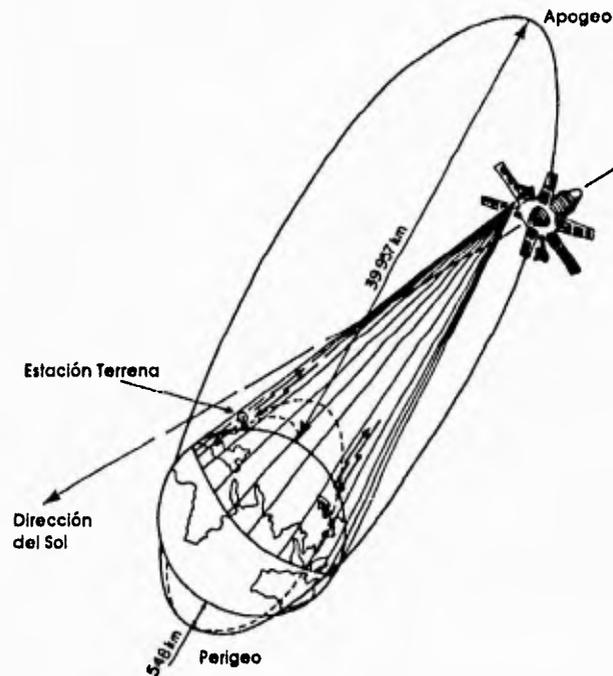


Figura 2.2 La órbita del satélite Molniya[1]

- Órbita circular inclinada. La altitud del satélite es constante e igual a muchos cientos de kilómetros. El período es del orden de una y media horas. Con una inclinación cercana a 90° , este tipo de órbita garantiza que el satélite pasará sobre cada región de la Tierra. Esta es la razón por la cual esta órbita es la más usual para los satélites de observación (por ejemplo el satélite SPOT; altitud 830km, inclinación de la órbita 98.7° , período 101 minutos). Muchos sistemas con cobertura mundial usando constelaciones de satélites transitando en órbitas circulares de baja altitud están siendo propuestos recientemente (IRIDIUM, GLOBAL STAR, ODYSSEY, ARIES, LEOSAT, STARNET, etc.)
- Órbita circular con inclinación cero (órbita ecuatorial). La más popular es la órbita geoestacionaria; el satélite orbita alrededor de la Tierra a una altitud de 35,786km en la misma dirección que la Tierra, el período es igual al período de rotación terrestre y en su misma dirección. De esta forma el satélite aparece siempre como un punto fijo en el cielo y asegura una operación continua tal como un repetidor de radio en tiempo real para el área de visibilidad del satélite (43% de la superficie terrestre).

La selección de una órbita depende de la naturaleza de la misión, la interferencia aceptable y el tipo de lanzador:

- La extensión y latitud de el área a ser cubierta, contrariamente a lo que pudiera pensarse, no depende directamente de la altitud del satélite; es decir no es un factor determinante dentro del presupuesto del enlace para una cobertura terrestre dada. Se ha encontrado que la atenuación en la propagación varía como el cuadrado inverso de la distancia y esto favorece un satélite siguiendo una órbita baja a causa de esta baja altitud; sin embargo, esto descuida el factor de que el área a ser cubierta es vista a través de un gran ángulo sólido. El resultado es una reducción en la ganancia de la antena del satélite la cual compensa la ventaja en distancia. Ahora un satélite siguiendo una órbita baja proporciona sólo un espacio de cobertura en un tiempo dado por lo que limita el tiempo para una locación determinada. A menos que se encuentren instaladas de baja ganancia (del orden de unos pocos dB) las cuales proporcionan baja directividad y por tanto una radiación casi omnidireccional, las estaciones terrestres deben equiparse con dispositivos rastreadores los cuales incrementan el costo. De este modo, los satélites geoestacionarios parecen ser particularmente útiles para cubrir continuamente regiones extensas. Sin embargo, estos no permiten cubrir las regiones polares las cuales son accesibles por satélites en órbitas elípticas inclinadas ó por órbitas polares.

- El ángulo de elevación de las estaciones terrestres; un satélite en una órbita elíptica polar ó inclinada puede aparecer muy alto a ciertas horas lo cual facilita el establecimiento de la comunicación en áreas urbanas sin encontrarse con obstáculos como edificios altos que pueden provocar una elevación en la inclinación desde 0° hasta 70° aproximadamente. Con un satélite geoestacionario, el ángulo de elevación decremента conforme la diferencia en latitud o longitud entre la estación terrestre y el satélite se incrementa.

- Duración de la transmisión y retardo; el satélite geoestacionario proporciona una retransmisión continua para estaciones con visibilidad pero el tiempo de propagación de las ondas desde una estación a la otra es del orden de 0.25s. Esto requiere el uso de dispositivos de control de cco sobre canales telefónicos ó protocolos especiales para la transmisión de datos. Un satélite moviéndose en una órbita baja reduce su tiempo de propagación. El tiempo de transmisión es, de este modo, corto entre estaciones que se encuentren cercanas y sean visibles simultáneamente al satélite, pero este tiempo puede ser mucho mayor (puede ser hasta de varias horas) para estaciones distantes si únicamente se considera transmisión store-and-forward.

- Interferencia; los satélites geoestacionarios ocupan posiciones fijas en el cielo con respecto a las estaciones con las cuales se comunica. La protección contra interferencias entre sistemas es asegurada por la planeación de las bandas de frecuencias y por la posición orbital. El pequeño espacio orbital entre satélites adyacentes operando en la misma frecuencia lleva a un incremento en el nivel de interferencia y este impide la instalación de nuevos satélites. Diferentes sistemas pueden utilizar diferentes frecuencias pero esto está restringido por el número limitado de bandas de frecuencia asignadas para las radiocomunicaciones espaciales. Con satélites orbitando, la geometría de cada sistema cambia con el tiempo y la geometría relativa de un sistema con respecto a otro es variable y difícil de sincronizar. Por esta razón la probabilidad de interferencia es alta.

- Las características del lanzador; la masa que puede ser enviada decremента conforme la altitud se incrementa.

Ciertamente el satélite geoestacionario es el más popular. Actualmente hay alrededor de 150 satélites geoestacionarios en operación dentro de los 360° del total del arco orbital. Sin embargo, algunas partes de este arco orbital tienden a estar altamente congestionadas (por ejemplo, sobre el continente Americano y el Atlántico).

El efecto Doppler - Variación de la distancia Relativa.[1]

Cuando el satélite se mueve con respecto a la Tierra, la distancia relativa R desde el satélite a un punto sobre la superficie de la Tierra varía. Puede definirse una velocidad del satélite aparentemente instantánea $dR/dt = V_d$ de acuerdo con el punto considerado ($V_d = V \cos \xi$ donde ξ es el ángulo entre la dirección del punto considerado y la velocidad V del satélite). Esta aproximación ó velocidad de escape del satélite causará, en el receptor, un aparente incremento ó decremento respectivamente de la frecuencia de la onda de radio transmitida sobre el enlace (el efecto Doppler). El fenómeno ocurre, por supuesto, tanto para el enlace de subida como para el enlace de bajada. El desplazamiento Δf_d en la frecuencia f de la onda sobre el enlace puede escribirse como:

$$\Delta f_d = V_r f / c = V \cos \xi (f / c) \quad [\text{Hz}]$$

donde :

$$c = 3 \times 10^8 = \text{velocidad de la luz} \quad [\text{m/s}]$$

$$f = \text{frecuencia de la onda transmitida} \quad [\text{Hz}]$$

$$V_r = \text{Velocidad Radial Relativa del satélite} \quad [\text{m/s}]$$

La geometría del satélite cambia con el movimiento del satélite con respecto al punto considerado, la velocidad aparente del satélite varía con el tiempo y envolverá así una variación del desplazamiento Doppler.

Un parámetro importante el cual afectará el funcionamiento del control automático de frecuencia del sistema de recepción es la velocidad de variación de la frecuencia $d(\Delta f_d)/dt$:

$$\frac{d(\Delta f_d)}{dt} = \frac{d}{dt} (V_r) \frac{f}{c} \quad [\text{Hz/s}]$$

Sobre una órbita ecuatorial circular, el valor máximo del desplazamiento Doppler (cuando el satélite aparece ó desaparece en el horizonte) puede estimarse por:

$$\Delta f_d \cong \pm 1.54 \times 10^{-6} \quad [\text{Hz}]$$

donde m es el número de revoluciones por día del satélite con respecto a un punto fijo sobre la Tierra (el período T de la órbita es igual a $24/(m+1)$ horas). Para $m=0$, el período es 24hrs., el satélite se mantiene fijo con respecto a la Tierra (un satélite geoestacionario) y el desplazamiento Doppler es teóricamente cero. Para $m = 3$, el período T tiene un valor de 6 hrs. (para una altitud alrededor de 11,000 kms.) y el desplazamiento Doppler es del orden de 18 khz en 6 GHz.

Para una órbita elíptica, asumiendo que la variación de la distancia R es la misma que la variación de la distancia radial r (la altitud del satélite es grande con respecto al radio de la Tierra y la estación está sobre el satélite rastreado), la velocidad V_r es la velocidad radial del satélite la cual puede escribirse como:

$$\frac{dr}{dt} = \left(\frac{dr}{d\theta} \right) \left(\frac{d\theta}{dt} \right)$$

con $d\theta/dt = H/r^2$. Asociándose con otras ecuaciones se tiene que la velocidad radial está dada por:

$$V_r = \left(\frac{dr}{dt} \right) = \frac{e\sqrt{\mu}}{\sqrt{a(1-e^2)}} \sin v \quad (\text{m/s})$$

donde e : es la excentricidad, μ es GM, a es el eje semi-mayor y v es la verdadera anomalía del satélite. La velocidad radial es máxima para $v=90^\circ$.

Además de los problemas debido a las variaciones por el rastreo de la frecuencia de señales incidentes en el receptor, las variaciones de la distancia relativa llevan a problemas de sincronización entre las señales que llegan de diferentes direcciones. Las variaciones en la distancia también causan variaciones del tiempo de propagación del enlace.

Orbita Geoestacionaria[2]

Es una órbita circular dentro del plano ecuatorial por lo que es geosíncrona. La velocidad angular del satélite es la misma que la de la Tierra y en la misma dirección. El rastreo del satélite es reducido a un punto sobre el ecuador, el satélite se mantiene permanentemente sobre la vertical en este punto. Para un observador terrestre, el satélite aparece fijo en el cielo.

Un satélite en órbita geoestacionaria (frecuentemente llamado GEO) está sincronizado con la rotación de la Tierra, y rota en la misma dirección. Esta órbita está cercana al plano ecuatorial de la Tierra, respecto al cual la inclinación es muy cercana a cero. Dentro de las aplicaciones comerciales las órbitas de los satélites son virtualmente circulares, esto permite que la excentricidad de la órbita sea cero, y el punto más alto ó apogeo, y el punto bajo ó perigeo estén a una altura muy similar.

En la práctica las órbitas satelitales no poseen todas estas condiciones teóricas. Teóricamente, una órbita geoestacionaria es una órbita en la cual no se mueve con respecto a la Tierra. Disturbios debidos al Sol, a la Luna, y a la no simetría de la Tierra perturban los parámetros de la órbita. Estas condiciones tienen un efecto sobre el alineamiento, lo cual cambia el tiempo de retardo y la frecuencia (efecto Doppler). El movimiento aparente del Sol también afecta las comunicaciones y la operación del satélite. La propulsión a bordo es usada periódicamente para contrarrestar estas fuerzas naturales. Una órbita es considerada geoestacionaria si el satélite mantiene su longitud asignada dentro de unos cuantas décimas de grado, y su inclinación en menos de un grado.

La órbita geoestacionaria es única, en la cual el satélite se mantiene relativamente fijo respecto a la Tierra. El satélite se mantiene girando sobre un solo lugar sobre el ecuador terrestre, y de esta manera se puede observar continuamente en la misma porción de la Tierra. Tanto el haz del satélite a Tierra, como el haz de la estación terrestre desde Tierra están sin movimiento(relativamente). Esto simplifica el diseño y requerimientos de operación tanto para el satélite como para la estación terrestre. Ya que el satélite se mantiene fijo respecto a una estación terrestre se puede emplear la técnica TDMA con errores en tiempo debidos al efecto Doppler muy pequeños.

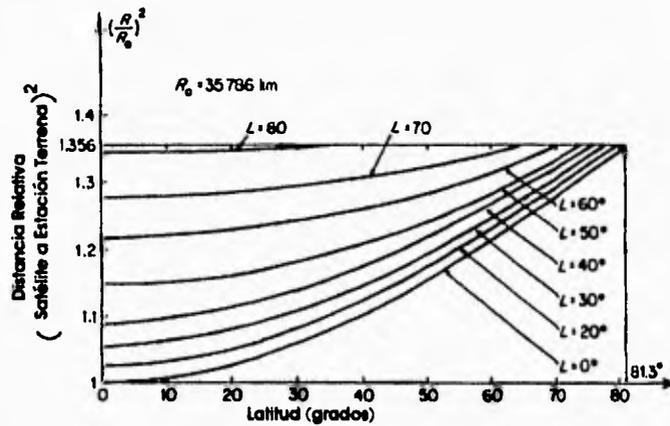


Figura 2.4

Elevación y ángulo de azimuth.

Desde una estación terrestre cuya posición está definida por su latitud l y su longitud L con respecto al satélite, el ángulo de elevación E para el cual puede ser observado se obtiene de la siguiente ecuación:

$$E = \arctan \left(\left[\cos \phi - (R_E / (R_E + R_0)) \right] \sqrt{1 - \cos^2 \phi} \right) \quad [2.4]$$

donde el ángulo ϕ está dado por la ecuación (2.3).

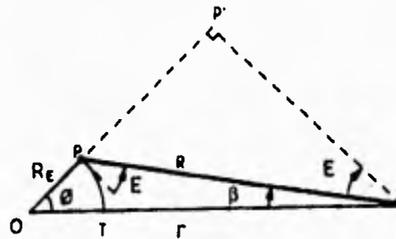


Figura 2.5 Ángulo de elevación y ángulo Nadir

El ángulo de azimuth A se obtiene del parámetro a definido por la siguiente ecuación con $\phi = 0$:

$$a = \arcsen \left[\frac{\text{Sen} l}{\text{Sen} \phi} \right] \quad (\text{con } \phi > 0, L > 0) \quad [2.5]$$

El azimuth real A se obtiene de a como una función de la posición de la estación con respecto al satélite usando la tabla 2.1 y la figura 2.6

Tabla 2.1. Determinación del Azimuth A

Hemisferio de la Estación	Poción del satélite con respecto a la estación	Relación entre A y a
Norte	Este	$A=180^\circ-a$
Norte	Oeste	$A=180^\circ+a$
Sur	Este	$A=a$
Sur	Oeste	$A=360^\circ-a$

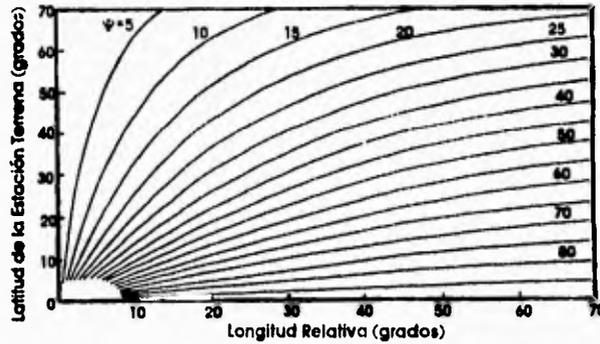


Figura 2.6 Angulos de polarización como una función de la latitud de la estación terrestre y longitud relativa del satélite

Angulo Nadir ó ángulo de máxima cobertura.

La máxima cobertura geográfica está determinada por la porción de la Tierra incluida dentro de un cono el cual es tangente a la superficie de la Tierra y tiene el satélite como su vértice. El ángulo de elevación limitante es cero. El ángulo respecto al vértice del cono, es decir, el ángulo en el cual la Tierra es vista desde el satélite geostacionario es:

$$2\beta_{\max} = \text{arcSen}\left[\frac{R_E}{(R_0 + R_E)}\right] = 17.4^\circ \quad [2.6]$$

Tiempo de Propagación.

La distancia entre dos estaciones terrestres vía satélite varía entre:

$$2R_{\max}(L = 0^\circ, l = 81.3^\circ) = 83357.60\text{Km} \text{ y } 2R_0 = 71572.2\text{Km}.$$

Por lo tanto, el tiempo de propagación es mayor a 0.238 s. y puede llegar a 2.78 s.

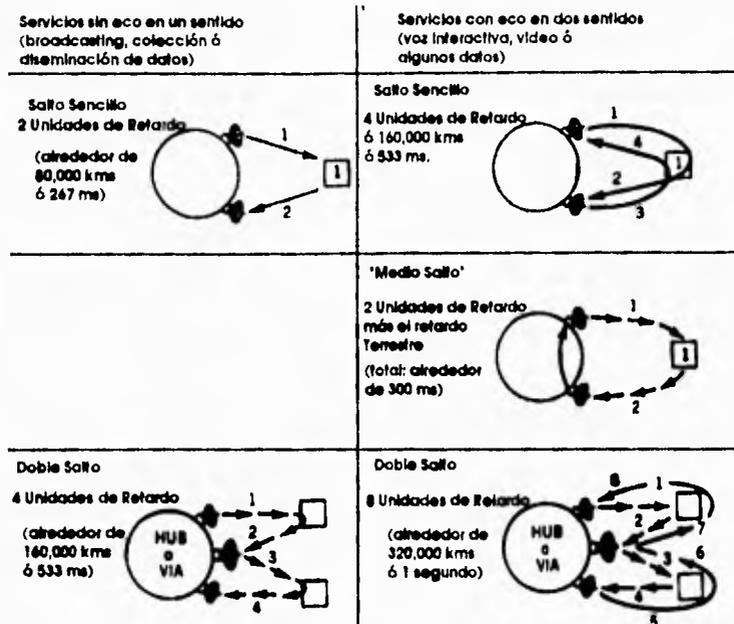


Figura 2. 7. Retardos encontrados en servicios satelitales.

Orbita Geosíncrona.

Una órbita geosíncrona tiene un periodo igual al tiempo para una revolución completa de la Tierra. El periodo es igual a un día sideral, el cual es de 23hr,56min, y 4.1s ó alrededor de 1436min. Este es menor que el día solar de 24hrs debido al movimiento aparente del Sol (alrededor de 1° por día). Los únicos requerimientos para una órbita geosíncrona son el periodo y la dirección de rotación. La órbita puede estar inclinada en cualquier ángulo respecto al plano ecuatorial.

Los satélites pueden operar en órbitas geosíncronas por muchas razones. Frecuentemente son utilizadas para ahorrar el combustible requerido para el control de inclinación requerido para los satélites geoestacionarios. El movimiento acoplado nort-sur y este-oeste del satélite geosíncrono es la principal diferencia respecto al satélite geoestacionario el cual se comporta como un punto en el ecuador en varias longitudes; esta característica se muestra en la figura 2.9

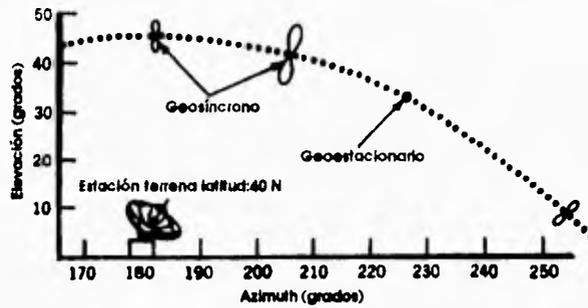


Figura 2.8 Estación terrena vista desde un satélite geostacionario y desde un satélite geosíncrono

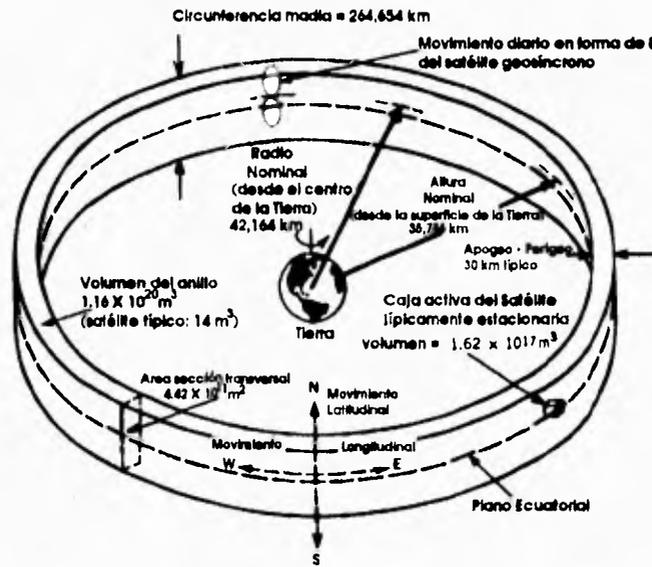


Figura 2.9 Límites nominales para una órbita geosíncrona

La figura 2.8 muestra otros tres satélites vistos desde una estación terrestre en 40° de latitud norte. El arco geostacionario barre entre el este (azimuth de 90°) y el oeste (azimuth de 180°) del horizonte. Su máxima elevación se presenta en el sur (azimuth de 180°), ó en el norte (azimuth 0°) para una estación terrestre en el hemisferio sur. Un satélite geostacionario se presenta en un punto sobre el arco; es decir estacionario en el cielo. Algunos satélites geosíncronos están cerca de un mismo punto, pero se mueven alrededor de un área en el cielo. El movimiento norte-sur de un satélite en una órbita inclinada es perpendicular al arco geostacionario. Cualquier movimiento es paralelo al arco.

Otra vista de la órbita geosíncrona se presenta en la figura 2.9. Los límites de la órbita son arbitrarios, pero ilustran el vasto espacio disponible para estos satélites. El radio desde el centro de la Tierra es de 42,164 km, y el de la circunferencia de 264,654 km. Los requerimientos para mantener una longitud asignada resultan en un anillo estrecho, de alrededor de 30 km de ancho. El límite de inclinación de 10° corresponde a un anillo de ± 7352 km de altura. El volumen total del anillo es un impresionante 10^{11} km³, un tercio del volumen de la Tierra.

Orbita Baja.

El término órbita baja se usa para órbitas más ó menos circulares, con una baja altitud. Para satélites de comunicaciones operando, su altitud va de 500 a 2000km. Su ángulo de inclinación puede variar de entre 30° a 90° (polar). Durante el lanzamiento una órbita de parqueo baja típica es de sólo 300 a 400 km de altitud.

La principal ventaja de una órbita baja es que el satélite está más cerca de las estaciones terrenas que cualquier otra órbita. Por esta razón pueden emplearse satélites más pequeños y simples. Son necesarios transpondedores más pequeños con antenas de menor tamaño. Otra ventaja del acortamiento de la distancia es el decremento del tiempo de retardo. El retardo para una simple conexión telefónica a través del satélite se reduce de un significativo 0.5s a un insignificante 0.02s.

La desventaja de una órbita baja es que el período de órbita no excede unas cuantas horas. El satélite está en movimiento. Se requieren antenas omnidireccionales o rastreadoras. Se requieren muchos satélites para proporcionar un servicio continuo. Cuando un satélite desaparece en el horizonte se requiere que aparezca otro. La cobertura de la Tierra resulta más limitada a bajas alturas. Sin embargo, enlaces intersatelitales (ISLs) a través de muchos satélites pueden ser usados para comunicar sobre largas distancias. Estos enlaces pueden ser continuos ó de almacena y re-expide (store and forward).

En los sistemas de comunicaciones de satélites de órbita baja, el espaciamiento entre satélites puede ser aleatorio ó en fase. En un sistema aleatorio el sistema no se esfuerza en controlar la localización del satélite. Con un numero suficiente de satélites, la oportunidad de que uno de ellos esté disponible es cercano a la unidad. En un sistema en fase, los satélites están sincronizados de tal manera que un satélite está siempre disponible. Los sistemas en fase pueden ser diseñados para proporcionar un 100% de cobertura sobre la Tierra entera. De otra manera, por economía, un pequeño número de satélites puede proporcionar 100% de cobertura sobre una latitud específica.

GUIA DE LA CONSTELACION DE SATELITES[3][4][5]

Sistema: CONSTELACION
Respaldo: Constellation Communications
Programado para: 1998
Número de satélites: 48
Planos orbitales: 6
Altura de la órbita: 1,022 kms. (635 millas)
Período de la órbita: 105 minutos
Costo estimado: \$300 millones (usd)
Nota: se espera que suba el costo del sistema.

Sistema: ELLIPSO
Respaldo: Mobile Satellite Communications Corp., Westinghouse Electric Corp., Fairchild Space and Defense Corp.
Programado para: 1997
Número de satélites: 16
Planos orbitales: 3
Altura de la órbita: apogeo: 7,845 kms.; perigeo 523; 4,296 ó 7,845kms dependiendo del satélite
Período de la órbita: de 3 a 5 hrs.
Costo estimado: \$750 a \$1,100 millones (usd)
Nota: único sistema que emplea órbitas elípticas

Sistema: GLOBALSTAR
Respaldo: Loral Corp., AirTouch Communications
Programado para: 1998
Número de satélites: 48 (más 8 en órbitas de repuesto)
Planos orbitales: 8
Altura de la órbita: 1,392 kms
Período de la órbita: 2 horas
Costo estimado: \$1,800 millones (usd)
Nota: han recaudado \$275 millones (usd)

Sistema: IRIDIUM
Respaldo: Motorola, Lockheed Corp., Sprint Corp.
Programado para: 1998
Número de satélites: 66
Planos orbitales: 6
Altura de la órbita: 780 kms.
Período de la órbita: 100 minutos
Costo estimado: \$3400 millones (usd)
Nota: emplea transmisiones de satélite a satélite

Sistema: ODYSSEY
Respaldo: TRW
Programado para: a finales de 1998
Número de satélites: 12 (necesario un mínimo de 9 para una cobertura mundial)
Planos orbitales: 3
Altura de la órbita: 10,350 kms
Período de la órbita: 6 horas
Costo estimado: \$1,500 millones (usd)
Nota: emplea satélites en órbita en medio de la Tierra

Sistema: SKYCELL MOBILE TELEPHONE
Respaldo: American Mobile Satellite Corp. (entre los dueños están McCaw Cellular Communications y Hughes Communications)
Programado para: 1995
Número de satélites: 1 (podría expandirse a 3)
Planos orbitales: 1
Altura de la órbita: 35,887 kms
Período de la órbita: 1 día
Costo estimado: \$500 millones (usd)
Nota: ofrece servicios a E.U., Puerto Rico y Las Islas Vírgenes

Sistema: TELEDISC
Respaldo: Bill Gates (presidente de Microsoft) y Craig McCaw (presidente de McCaw Cellular)
Programado para: 2001
Número de satélites: 840 (más de repuesto en órbita)
Planos orbitales: 21
Altura de la órbita: 700 kms.
Período de la órbita: 99 minutos
Costo estimado: \$9,000 millones (usd)
Nota: emplea transmisiones de satélite a satélite

Bibliografia

- [1] Satellite Communications Systems
Maral, Gerard
Cap. 7, Orbits
pp. 250 - 268
- [2] Principles of Communications Satellites
Gordon, Gary d.
Cap. 3, Orbits for Communications satellites
pp 56 -71, 82 - 83

Referencias.

- [3] International Cable
"Iridium: a high flying phone system"
Lockwood, Larence W.
Noviembre, 1992
- [4] International Cable
"Will LEOS get off the launching pad?"
Vittore, Vincent
Octubre 1993
- [5] Global Communications
"The first Megal.EO"
Tuck, Edward F.
Calling Communications Corp.
Septiembre/Octubre 1993

Capítulo 3. Tipos de enlaces por Satélite.

Conceptos dentro de un presupuesto de enlace.[1]

Una aproximación de un presupuesto de enlace incluye muchos cálculos detallados. A continuación se enumeran una serie de parámetros de los cuales solo se explicarán los principios básicos para entender el concepto de un enlace. Estos parámetros se listan a continuación:

- Potencia de Transmisión P en la antena(W).
- Ganancia de la antena G comparada con un radiador isotrópico (dBi).
- Potencia isotrópica radiada equivalente EIRP (dBW)
- Nivel de iluminación W en el receptor (dBW/m²).
- Pérdidas en el espacio libre L (dB).
- Temperatura de ruido del sistema T_s (K).
- Figura de mérito para el sistema de recepción G/T_s (dBi/K).
- Relación portadora-a-ruido térmico C/T (dBW/K)
- Relación portadora-a-densidad de ruido C/No (dBHz).
- Relación portadora-a-ruido C/N (dB).

Todos estos son parámetros importantes para las comunicaciones vía satélite.

Potencia de Transmisión P.[1]

Al inicio de la transmisión de RF a través del espacio, y el primer número dentro de un presupuesto de enlace, es la potencia del transmisor. La potencia del transmisor es frecuentemente ajustada para obtener el desempeño deseado. Para satélites la potencia del transmisor está, usualmente; limitada por la potencia de DC disponible de los paneles solares. La mayoría de los transpondedores están dentro del rango de 10 a 200 W. Los transmisores de la estación terrena están en el rango de 1 a 10,000 W.

La potencia del transmisor, generalmente; está especificada en W y no en dBW. La relación entre W y dBW esta dada por:

$$P_{dBW} = 10\text{Log}_{10}P \quad (\text{dBW}) \quad 3.1$$

donde P es el valor absoluto en W y P_{dBW} está en dBW. Puede haber algunas pérdidas entre la salida del transmisor y el alimentador de la antena. Si las pérdidas son significativas, la potencia de transmisión es medida en el borde de entrada a la antena. Este es un punto práctico para hacer mediciones. Las pérdidas antes de éste punto pueden ser deducidas del transmisor de potencia original.

Ganancia de la antena G_i [3]

El propósito de una antena transmisora es enfocar la potencia de RF sobre el receptor de la antena. Esta efectividad está medida como la ganancia de la antena, y es:

$$G^* = \frac{\text{Potencia transmitida con antena hacia el receptor}}{\text{Potencia transmitida sin antena (isotrópica)}} \quad 3.2$$

Esta es una razón que está referida a una antena isotrópica ideal.

La ganancia de la antena está, usualmente, expresada en dBi. La i en dBi indica que la relación está referida a un radiador isotrópico. (Una ganancia puede referirse a un dipolo como dB, pero esto no se acostumbra para las comunicaciones satelitales). Cuando se combinan unidades en una ecuación, la unidad dBi es la misma que dB. La i en dBi no es una unidad física, y está no se acarrea en los cálculos. Esta es usada sólo para la ganancia de la antena G y la relación G/T_s (dBi/K).

La ganancia de la antena para un reflector parabólico es:

$$G^* = \frac{4\pi\eta A}{\lambda^2} \quad 3.3$$

donde A es el área física del reflector, η es la eficiencia de la antena (una fracción menor que 1), y λ es la longitud de onda. El rango típico de la eficiencia de la antena está entre 0.4 a 0.8 y una aproximación común es 0.55.

Para antenas circulares con un diámetro D , el área A igual a $\pi D^2/4$. La longitud de onda λ es igual a la velocidad de la luz c entre la frecuencia f . De acuerdo con esto la ganancia de la antena puede escribirse como:

$$G^* = \eta(\pi D/c)^2 \quad 3.4$$

Al efectuar los cálculos, la ganancia de la antena G esta expresada en dB. Tomando el logaritmo en ambos lados, y multiplicando por 10, la ganancia de la antena puede escribirse como:

$$G = 20\text{Log}_{10}D + 20\text{Log}_{10}f + 10\text{Log}_{10}\eta + 20.4 \quad (\text{dBi}) \quad 3.5$$

donde D es el diámetro en metros, y f es la frecuencia en GHz. La eficiencia de la antena η está expresada como un decimal, por ejemplo 0.55. La constante $20.4 \text{ dBi/m}^2 \text{ GHz}^2$ es igual a $20\text{Log}_{10}(\pi/c)$. La velocidad de la luz c es igual a 0.299792458 m/ns . La dimensión de c es poco usual pero apropiada si f está en GHz y D en metros.

La ganancia de la antena se incrementa linealmente con el área de la antena. Esta también se incrementa para altas frecuencias (pequeñas longitudes de onda). Para un área dada, una antena tendrá una mayor ganancia para la banda K (14/11 GHz) que para la banda C (6/4 GHz).

La ganancia de la antena está definida por el pico del haz de la antena. Las antenas del satélite pueden transmitir a muchos receptores, y la ganancia de la antena variará ligeramente, dependiendo de la localización del receptor. Típicamente las antenas de la estación terrestre tienen ganancias dentro de rangos de unos cuantos decibeles, para uso en autos ó camiones, a 60dBi para antenas grandes usadas en comunicaciones internacionales. La ganancia de las antenas del satélite no es muy grande, y están usualmente en el rango de 14 a 40 dBi.

Potencia Radiada Isotrópica Equivalente EIRP [1]

La antena transmisora enfoca la potencia de RF hacia el receptor. El producto de la potencia transmisora P y la ganancia de la antena G_t es:

$$EIRP^* = PG_t^* \quad (W) \quad 3.6$$

donde G_t es la relación de ganancia de la antena transmisora. El término ampliamente usado EIRP significa potencia radiada isotrópica equivalente. La antena tiene incrementada la potencia recibida por una cierta relación, y el receptor "ve" esta como una potencia transmisora más potente. Matemáticamente se representa por la siguiente ecuación:

$$EIRP = 10\text{Log}_{10}P + G_t \quad (\text{dBW}) \quad 3.7$$

La potencia P está en W, la ganancia G_t está en dB, y el producto EIRP está en dBW. En la ecuación anterior, el primer término de la derecha está expresado con logaritmos pues generalmente la potencia estará expresada en W, mientras que la ganancia acostumbra proporcionarse en dBi.

Como un ejemplo supongamos que la potencia P es de 50W y la ganancia de la antena G_t es de 26dB. La potencia se convierte primero a 17dBW, la cual puede entonces sumarse a los 26dB de la ganancia de la antena. El resultado es un EIRP de 43dBW. Esto es equivalente a 20,000W.

Niveles típicos de EIRP se encuentran dentro del rango de 0 a 90 dBW para estaciones terrenas y de 20 a 60 dBW para satélites.

Nivel de Iluminación W . [1][3]

El nivel de iluminación W es la potencia recibida por unidad de área, o la potencia recibida por una antena ideal (eficiencia=1) de un metro cuadrado de área ($A=1\text{m}^2$).

Si el transmisor fuera isotrópico, esto es, radiando igualmente en todas direcciones, entonces la iluminación en un rango inclinado S puede ser $P/4\pi S^2$. Con una ganancia de la antena de G_t , el nivel de iluminación W en el receptor es incrementado en ese factor, esto es:

$$W^* = \frac{PG_t^*}{4\pi S^2} \quad (W/m^2) \quad 3.8$$

donde S es la distancia desde el transmisor hasta el receptor. Si la distancia está en metros, entonces la iluminación W esta en W/m^2 . El producto $P \cdot G_t$ es igual a la EIRP.

La ecuación puede escribirse para decibeles tomando el logaritmo de ambos miembros, y multiplicando por 10. De esta manera el nivel de iluminación puede expresarse como:

$$W = EIRP - 20\text{Log}_{10}S - 71 \quad (\text{dBW}/m^2) \quad 3.9$$

donde la EIRP esta en dBW, la distancia S entre el transmisor y el receptor está en km, y el nivel de iluminación W está en dBW/m^2 . La constante $71 \text{ dBm}^2/\text{km}^2$ es igual a $10\text{Log}_{10}[4\pi(1000\text{m}/\text{km})^2]$ para la combinación de $(-20\text{Log}_{10}S - 71)$ rangos desde $-162 \text{ dB}/m^2$ hasta el punto subsatélite a $-163.3 \text{ dB}/m^2$ en el extremo de cobertura. Para satélites geostacionarios el nivel de iluminación en el satélite esta en el rango de -162 a $-52 \text{ dBW}/m^2$, y la iluminación de la Tierra por el satélite está en el rango de -142 a $-102 \text{ dBW}/m^2$.

Pérdidas en la trayectoria a través del espacio libre L.[1][3]

Las pérdidas en la ruta a través del espacio libre es un concepto importante dentro del presupuesto de un enlace. Esta es una función de la distancia, pero involucrando la longitud de onda ésta queda expresada como una relación(en dB). Estas pérdidas no son sólo las pérdidas de potencia recibida atribuible a la distancia entre el transmisor y el receptor, sino también otras pérdidas debidas a la atmósfera.

La potencia de portadora recibida es igual a W veces el área efectiva de la antena receptora. Multiplicando la ecuación 3.8 por el área efectiva ηA obtenemos la potencia de portadora recibida C :

$$C^* = \frac{EIRP \cdot \eta A}{4\pi S^2} \quad (W) \quad 3.10$$

donde η es la eficiencia de la antena y A es el área cross-seccional de la antena. En la ecuación anterior A y S^2 deben de estar en las mismas unidades.

Como hemos visto anteriormente el desempeño de una antena transmisora está medido por su ganancia. El funcionamiento de una antena receptora es proporcional a su área efectiva ηA . Sin embargo, las antenas son dispositivos recíprocos pasivos. Una antena puede ser usada tanto para transmisión como para recepción. Por esta razón, es mejor usar el mismo criterio de desempeño para recepción que para transmisión; midiéndolo por la ganancia. La ganancia de la antena fué definida anteriormente como:

$$G^* = \frac{4\pi\eta A}{\lambda^2} \quad 3.11$$

donde λ es la longitud de onda en metros. Resolviendo esta ecuación para el área efectiva ηA , y sustituyendo en la ecuación 3.10 tenemos:

$$C^* = \frac{EIRP \cdot \lambda^2}{(4\pi S)^2} G_r^* \quad (W) \quad 3.12$$

La potencia de portadora recibida C es un producto de los siguientes factores:

- La EIRP determinada por la ganancia y potencia de la antena del transmisor.
- La ganancia de la antena receptora determinada por la terminal receptora del enlace, y
- El medio factor consistente del resto del enlace, el cual es una función de la longitud de onda λ y de la distancia S .

El recíproco de la mitad de la ecuación anterior (3.12) es conocido como las pérdidas en la trayectoria a través del espacio libre L :

$$L^* = \frac{(4\pi S)^2}{\lambda^2} \quad (\text{adim.}) \quad 3.13$$

La potencia de portadora recibida C puede ser escrita como $EIRP \cdot Gr^*/L^*$. Tomando el logaritmo de ambos miembros, y multiplicando por 10 obtenemos la ecuación expresada en decibeles:

$$C = EIRP - L + Gr \quad (\text{dBW}) \quad 3.14$$

La potencia recibida C y la EIRP están en dBW, mientras las pérdidas en la ruta L y la ganancia de la antena receptora Gr son relaciones en dB y dBi respectivamente. la ingeniería de comunicaciones dice que una pérdida en trayectoria de 196dB es una cantidad positiva. Cuando se emplean cantidades positivas en la ecuación anterior, estas cantidades son sustraídas.

Las pérdidas en el espacio libre L es conveniente expresarla como una función de la distancia S y la frecuencia f . Expresando las pérdidas en decibeles la ecuación 3.13 puede escribirse como:

$$L = 20\text{Log}_{10}S + 20\text{Log}_{10}f + 92.45 \quad (\text{dB}) \quad 3.15$$

donde S está expresado en km y f en GHz. La constante equivale a $10\text{Log}_{10}(4\pi/c)^2 = 92.45$ dB/km² GHz², donde c es 0.000299792 km GHz, ó km/ns.

Para satélites geostacionarios la distancia S entre la estación terrestre y el satélite es una función de la localización de la estación terrena. La distancia mínima es 35,788km para un satélite colocado directamente arriba (máxima elevación). Esto se presenta para una estación terrena en el ecuador en la misma longitud que el satélite. La máxima distancia es de 41,679 km para una estación terrestre en el extremo de la Tierra. En este caso el satélite está en una elevación mínima, cerca del horizonte. La tabla T3.1 muestra valores típicos de pérdidas para varias frecuencias.

Enlace de Subida		Enlace de Bajada	
f_u (GHz)	L_u (dB)	f_d (GHz)	L_d (dB)
1.6	188	1.5	187
6	200	4	196
14	207	11	205
18	209	12	206
30	214	20	210

Tabla T3.1 Pérdidas en la trayectoria a través del espacio libre. [1]

Temperatura de Ruido T_s . [1]

La potencia de portadora absoluta recibida C es importante sólo cuando se compara con el ruido presente dentro del sistema. Cada uno de los muchos enlaces envueltos en un servicio de satélite agrega ruido. La relación portadora a ruido (C/N) global, punto a punto ó del sistema es la compuesta por cada uno de estos enlaces. El ruido puede estar expresado de muchas maneras. Para las comunicaciones satelitales frecuentemente esta expresado como una temperatura de ruido equivalente T_s . La temperatura de ruido del sistema esta compuesta por muchos factores, tal como; la temperatura de ruido de la antena y la temperatura de ruido del receptor. Hay muchas otras fuentes de ruido. Algunas pueden no estar relacionadas con la temperatura actual, pero la potencia puede, sin embargo; ser expresada como una temperatura de ruido.

El ruido de la antena está frecuentemente relacionado a la temperatura de la base en la cual está colocada la antena. La temperatura de ruido de una antena de estación terrena puede ranquearse desde 30°K, para una buena antena apuntando hacia el espacio, hasta 10,000°K ó mas para una antena apuntando hacia el Sol. Para antenas receptoras de satélite apuntando a Tierra, la temperatura de ruido es de alrededor de 290°K.

La relación G/T_s de la ganancia de la antena receptora a la temperatura de ruido es usada como una figura de mérito para el sistema de recepción. La relación de potencia de portadora recibida C a ruido es comúnmente expresada en tres formas: C/T , C/RT , C/RTB .

Figura de Mérito G/T_s para Sistemas de Recepción.[1][3]

Los dos parámetros importantes para el sistema de recepción son: la ganancia de la antena receptora G_r y la temperatura de ruido del sistema receptor T_s . Esta última es la suma de el ruido de la antena, el amplificador de bajo ruido (LNA), y el ruido y pérdidas debidos a los elementos entre la antena y el LNA. La relación de G_r a T_s es llamada la figura de mérito, escrita como G/T_s . Las estaciones receptoras pueden estar provistas con una antena de gran ganancia G_r (antenas de diámetro grande), ó una baja temperatura de ruido T_s (utilizando un LNA de muy alta calidad).

La ganancia de la antena esta usualmente expresada en dBi, y la temperatura de ruido del sistema T_s en °K, por lo que la figura de mérito G/T_s estará expresada en dBi/K. El valor numérico de la ganancia en dBi y la temperatura de ruido en K no pueden ser divididos. La temperatura de ruido puede ser convertida a decibeles, y entonces puede combinarse con la ganancia de la antena.

Recordando que el logaritmo de un cociente es igual a la diferencia de logaritmos:

$$\log_{10} A/B = \log_{10} A - \log_{10} B \quad 3.16$$

entonces, el cociente se encuentra por la sustracción de la ganancia en dBi y la temperatura en dBK. Este cálculo puede expresarse como:

$$G/T_s = G_r - 10 \log_{10} T_s \quad (\text{dBi/K}) \quad 3.17$$

Como un ejemplo, supóngase una antena con ganancia G_r de 23 dBi y la temperatura de ruido del sistema T_s de 100K. La temperatura de ruido convertida a decibeles es de 20dBK. Esta cantidad puede entonces sustraerse de la ganancia, y el resultado es $G/T_s = 3$ dBi/K. En términos absolutos, la ganancia de 23 dB es una razón de 200, la temperatura es 100 K, y la relación es de 2 K^{-1} , equivalente a 3 dBi/K.

Para un receptor de satélite, la ganancia de la antena es diferente para estaciones terrenas transmisoras en diferentes locaciones. El operador del satélite usualmente proporciona esta información como un mapa de cobertura. El mapa muestra diferentes valores de G/T_s para diferentes locaciones de las estaciones terrenas transmisoras.

Típicamente las estaciones terrenas receptoras tienen una figura de mérito G/T_s en el rango de -18 a +41 dBi/K. La figura de mérito para un receptor de satélite se encuentra entre -20 a 10 dBi/K.

Relación Portadora a Temperatura de Ruido C/T . [1][3]

Un criterio de desempeño de enlace es la relación de potencia de portadora C a la temperatura de ruido T . Para calcular esto, iniciaremos tratando la ecuación 3.14:

$$C = \text{EIRP} - L + G_r \quad (\text{dBW}) \quad 3.18$$

Esta es una ecuación en decibeles. Cada una de las variables está en decibeles, y la ecuación es una serie de logaritmos. Para calcular C/T , el término $10 \log_{10} T$ es sustraído de cada lado de la ecuación. El resultado puede ser escrito como:

$$C/T = \text{EIRP} - L + G/T_s \quad (\text{dBW/K}) \quad 3.19$$

La relación C/T es igual a la EIRP en dBW, menos las pérdidas L en dB, más la figura de mérito del sistema receptor G/T_s en dBi/K. La razón está entonces en dBW/K.

La razón para escribir la ecuación en esta forma es que los términos C/T y G/T , expresados en dB, tienen significados específicos para los ingenieros en comunicaciones. Note que la EIRP es una función de la potencia transmitida y de la antena, L es una función de la distancia (y de la frecuencia), y G/T_s es una figura de mérito para el receptor.

Razón de Portadora a Densidad de ruido C/No.[1][3]

Todos los objetos en una temperatura física T generan radiación electromagnética. Parte de esta radiación estará en el rango de las microondas, y se presentará en un sistema receptor. La potencia de ruido N de esta radiación dentro de un ancho de banda B es:

$$N = kTB \quad (\text{W}) \quad 3.20$$

donde k es la constante de Boltzmann:

$$k = 1.3806 \times 10^{-23} \text{ W s/K} = -228.60 \text{ dBW/Hz} \cdot \text{K} \quad 3.21$$

donde Hz·K es igual a Hertz veces Kelvin, y no confundir con kHz.

La densidad N_0 es la potencia de ruido dentro de un ancho de banda de 1Hz, y es uniforme en frecuencias de microondas. Esto es

$$N_0 = N/B = kT \quad (\text{dBW/Hz}) \quad 3.22$$

Si la señal no tiene que ser demodulada, ó el ancho de banda es desconocido, una medida del desempeño es la razón de la potencia de portadora C a la densidad de ruido $N_0 = kT$. Entonces esta razón de densidad de portadora a ruido es

$$C/N_0 = C/kT = C/T + 228.6 \quad (\text{dBHz}) \quad 3.23$$

Esta razón es la relación de portadora a ruido térmico referido a un ancho de banda estándar de 1Hz.

El valor absoluto de la constante de Boltzmann es un número muy pequeño; por lo que su valor en decibeles representa un número negativo. En presupuestos de enlace k está usualmente en el denominador, ó como la sustracción de un número negativo. Esto es lo mismo que sumar +228.6, lo cual es equivalente a multiplicar por $1/k$, el recíproco de la constante de Boltzmann.

Relación Portadora a Ruido C/N.[1][3]

Un filtro en el receptor usualmente bloquea mucho del ruido, y sólo el ancho de banda de frecuencias necesarias para la comunicación pasa a través de él. La razón portadora a ruido es entonces:

$$C/N = C/kTB = C/kT - 10 \text{ Log}_{10} B \quad (\text{dB}) \quad 3.24$$

donde la razón de portadora a densidad de ruido C/kT ó C/N_0 está en dBHz, y el ancho de banda B está en Hz.

Muchos enlaces de comunicaciones tienen una C/N de 10 dB ó más. La meta actual es establecer la calidad de la señal deseada para el enlace.

Tipos de Enlaces. [2]

Enlace Intersatelital.[2]

El enlace intersatelital (ISL) consiste en enviar un haz de un satélite a otro sin pasar por la Tierra. Para una comunicación bidireccional entre satélites, son necesarios dos haces (uno para transmisión y otro para recepción). La conectividad de la red implica la posibilidad de interconectar haces dedicados para enlaces satelitales y otros enlaces en el nivel de carga útil (payload) del satélite.

Podemos establecer tres tipos de enlaces intersatelitales:

- Enlaces (GEO-LEO) entre un satélite en órbita terrestre geoestacionaria (GEO) y un satélite en órbita terrestre baja (LEO), este enlace también es llamado enlace inter-orbital (IOL).
- Enlaces entre satélites geoestacionarios (GEO-GEO).
- Enlaces entre satélites de órbita baja (LEO-LEO).

Enlaces entre satélites en órbita geoestacionaria y satélites en órbita baja (GEO-LEO)[2]

Este tipo de enlace sirve para establecer un repetidor permanente vía un satélite geoestacionario entre una ó más estaciones terrenas y un grupo de satélites trabajando en una órbita baja en una altitud del orden de 500 a 1000 kms. Por razones económicas y políticas, uno no debe intentar instalar una red de estaciones mayor que el número de sitios donde sea visible por lo menos una estación en cada pasada del satélite. Para solucionar esto, se pueden emplear uno ó más satélites geoestacionarios; los cuales son, permanentemente y simultáneamente; visibles tanto para la estación terrestre como para los satélites de órbita baja; por lo que estos satélites geoestacionarios operan como repetidores. Esta técnica también permite posibles limitaciones de la red terrestre para estar eliminados.

Enlaces entre satélites geoestacionarios (GEO-GEO). [2]

Incremento de la capacidad del sistema.

Consideremos una red de satélites multi-haces. La figura 3.1 ilustra el caso de un satélite de 3 haces (figura 3.1a). Se asumirá que la demanda de tráfico se incrementa y excede la capacidad del satélite. Esto significará que deberá lanzarse un satélite de mayor capacidad y esto implica un riesgo, erogar costos y la posibilidad de colocarlo en un lanzador; alternativamente puede ser lanzado un segundo satélite idéntico al primero que permite operar con el tráfico distribuyéndolo entre los dos satélites. Para evitar interferencia, los dos satélites pueden estar suficientemente separados en dos posiciones orbitales. Para asegurar la conectividad entre todas las estaciones, para esto es necesario equipar a todas las estaciones con dos antenas en cada punto hacia un satélite diferente (fig.3.1b). Con satélites provistos con transpondedores intersatelitales uno puede:

-Equipar las estaciones de la región 1, asumido para estar generando el exceso de tráfico, con una segunda antena y manteniendo, la misma configuración para las estaciones de las regiones 2 y 3 (fig. 3.1c). El enlace intersatelital lleva el exceso de tráfico de la región 1.

ó

-Distribuir las estaciones, cada una con una sola antena, dentro de dos grupos, cada uno asociado con un satélite (fig. 3.1d). El enlace intersatelital lleva el tráfico entre los dos grupos.

La selección depende de cuestiones económicas y del caso considerado.

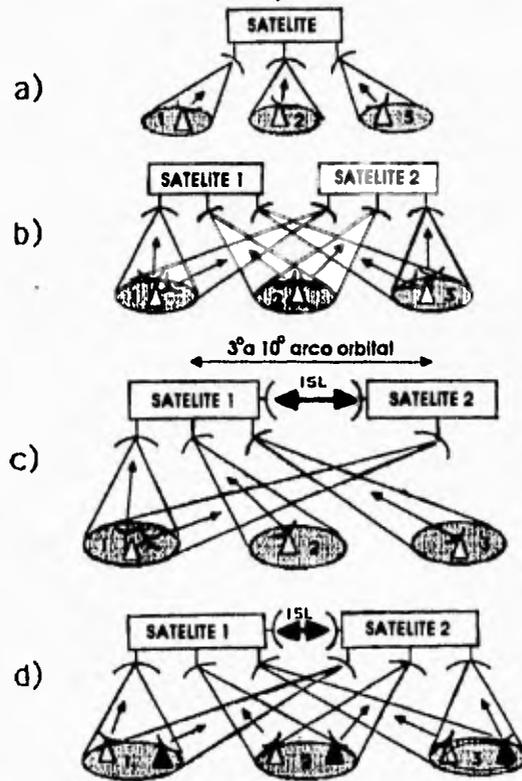


Fig. 3.1 Uso de un enlace intersatelital para incrementar la capacidad de un sistema sin fuertes inversiones en el segmento terrestre. (a) Red con un sólo satélite. (b) Un segundo satélite se lanza para incrementar la capacidad del segmento espacial; las estaciones deben estar equipadas con dos antenas. (c) Con un enlace intersatelital, sólo las estaciones de regiones más cargadas deben ser equipadas con dos antenas. (d) Las estaciones están distribuidas entre los dos satélites. El enlace intersatelital lleva el tráfico entre los dos grupos de estaciones.[2]

Extensión de la cobertura de un sistema.

Un enlace intersatelital permite que estaciones terrenas de dos redes sean interconectadas y de esta manera combinar la cobertura geográfica de los dos satélites (fig. 3.2a). La alternativa de solución puede ser:

-Instalar una estación terrena de interconexión equipada con dos antenas ubicada en una parte común a las dos coberturas, si este existe (fig. 3.2b).

ó

-Hacer la conexión, por medio de la red terrestre, desde la estación de una red a la estación de otra red situada en el extremo común a las dos coberturas (fig. 3.2c).

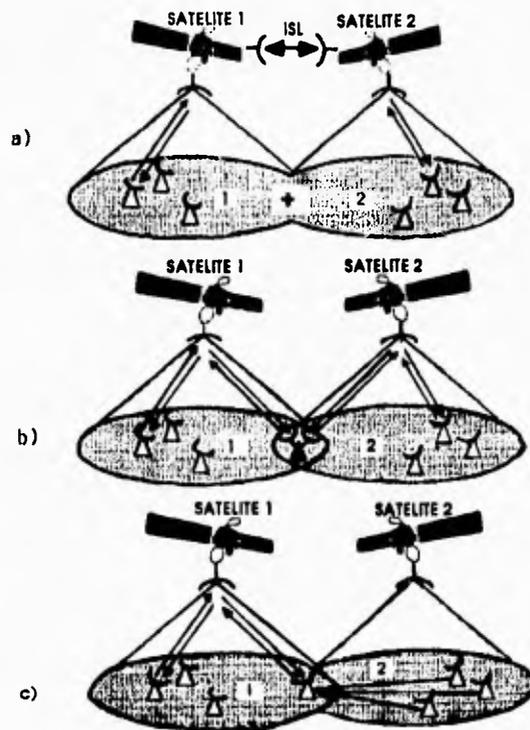


Fig.3.2. Extensión de la cobertura de un sistema. (a) Interconexión de las estaciones de cada cobertura por un enlace intersatelital. (b) Interconexión sin un enlace intersatelital por una estación común a las dos redes. (c) Interconexión sin un enlace intersatelital por una red terrestre[2]

Incremento del ángulo mínimo de elevación de las estaciones terrenas.

Los enlaces de larga distancia para un solo satélite requieren estaciones terrenas con un ángulo de elevación pequeño, algunas veces menor que 10° . Esto causa una degradación de G/T para la estación receptora y un incremento del riesgo de interferencia con las microondas terrestres. Si el enlace pasas a través de dos satélites geoestacionarios conectados por un enlace intersatelital, el ángulo de elevación se incrementa. Por tanto, un enlace con un solo satélite con un ángulo de elevación de 5° , mejora con dos satélites separados por 30° , un enlace con un ángulo de elevación de 20° para estaciones ecuatoriales (fig. 3.3) y 15° para estaciones en una latitud de 45° . Este puede ser el caso de Tokio y Londres, por ejemplo, con dos satélites sobre el océano Índico.

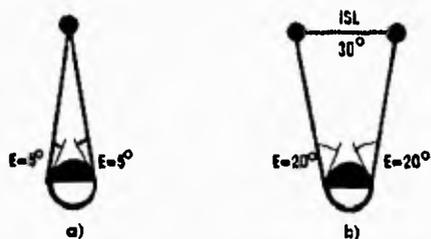


Fig 3.3 incremento del ángulo mínimo de elevación de las estaciones terrenas

Reducción de las perturbaciones de la posición orbital.

La posición orbital de un satélite es frecuentemente el resultado de un conflicto, resuelto por medio de un procedimiento llamado co-ordinación, por medio del cual el operador del satélite asegura la cobertura del área de servicio bajo las mejores condiciones además de establecer sistemas para evitar la interferencia. Las perturbaciones se agudizan sobre los continentes y particularmente sobre el arco orbital del continente americano. Los enlaces intersatelitales, cuando su tráfico permite ser distribuido a través de muchos satélites en diferentes posiciones orbitales permiten al operador enlazar diferentes latitudes debido a las posiciones de sus diferentes satélites. La figura 3.4 muestra un ejemplo de una solución colocando dos satélites en los extremos del arco congestionado con lo cual se garantiza la cobertura total de los Estados Unidos por el operador.

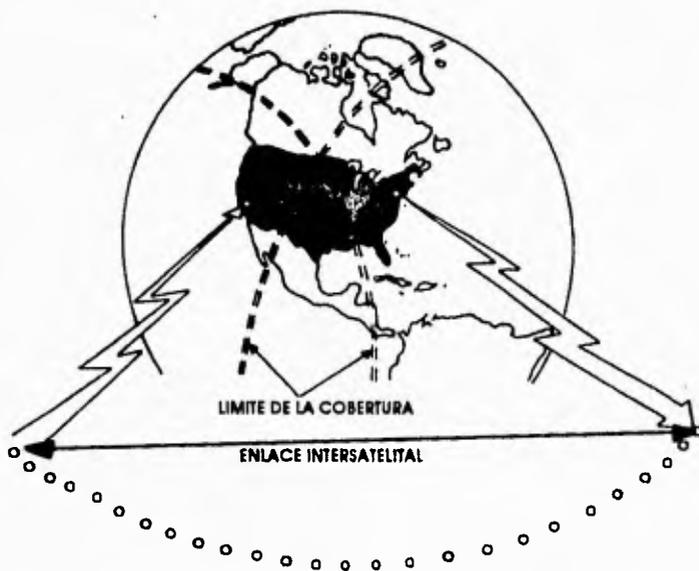


Fig. 3.4. Cobertura completa de los Estados Unidos a pesar de la saturación del arco orbital.[2]

Grupos de Satélites (Clusters).[2]

El principio consiste en colocar muchos satélites separados en la misma posición orbital con una separación orbital de alrededor de 100kms e interconectados por enlaces intersatelitales. De esta manera, todos los satélites están dentro del lóbulo principal de la antena de una estación terrena y aparentemente equivalen a un sólo satélite de gran capacidad el cual sería demasiado grande para ser puesto en órbita por un lanzador actual. El grupo ó cluster de satélites es puesto en órbita por lanzamientos sucesivos de los satélites que lo conforman. Como todos los satélites están sujetos a las mismas perturbaciones, los controles orbitales se simplifican. En el caso de falla de un satélite, este puede ser cubierto por otro satélite dentro del grupo. Finalmente la configuración del grupo puede ser modificada de acuerdo a las demandas de tráfico.

Redes Globales.[2]

La figura 3.5 muestra un diseño futurista de una red global basada en nueve satélites geostacionarios STAR, los cuales establecen una base para una comunicación mundial, y un conjunto de satélites locales conectados a estos por enlaces intersatelitales regionales.

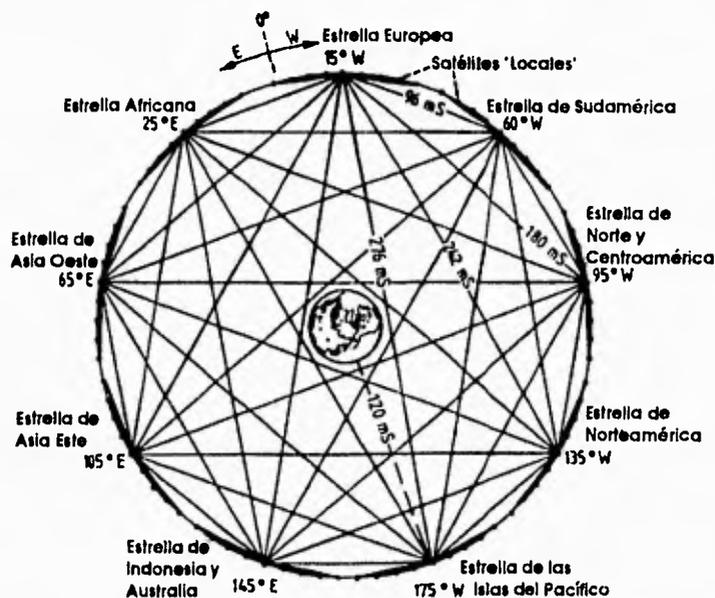


Fig. 3.5 Una Red Global[2]

Enlaces entre satélites de órbita baja (LEO-LEO).[2]

Las ventajas de los satélites de órbita baja y el incremento en la congestión de las órbitas geostacionarias impulsan el desarrollo de futuras órbitas satelitales. En el caso de las órbitas bajas, su desventaja (duración limitada del tiempo de comunicación y cobertura relativamente pequeña) pueden ser reducidas mediante una red que contenga un gran

Grupos de Satélites (Clusters).[2]

El principio consiste en colocar muchos satélites separados en la misma posición orbital con una separación orbital de alrededor de 100kms e interconectados por enlaces intersatelitales. De esta manera, todos los satélites están dentro del lóbulo principal de la antena de una estación terrena y aparentemente equivalen a un sólo satélite de gran capacidad el cual sería demasiado grande para ser puesto en órbita por un lanzador actual. El grupo ó cluster de satélites es puesto en órbita por lanzamientos sucesivos de los satélites que lo conforman. Como todos los satélites están sujetos a las mismas perturbaciones, los controles orbitales se simplifican. En el caso de falla de un satélite, este puede ser cubierto por otro satélite dentro del grupo. Finalmente la configuración del grupo puede ser modificada de acuerdo a las demandas de tráfico.

Redes Globales.[2]

La figura 3.5 muestra un diseño futurista de una red global basada en nueve satélites geoestacionarios STAR, los cuales establecen una base para una comunicación mundial, y un conjunto de satélites locales conectados a estos por enlaces intersatelitales regionales.

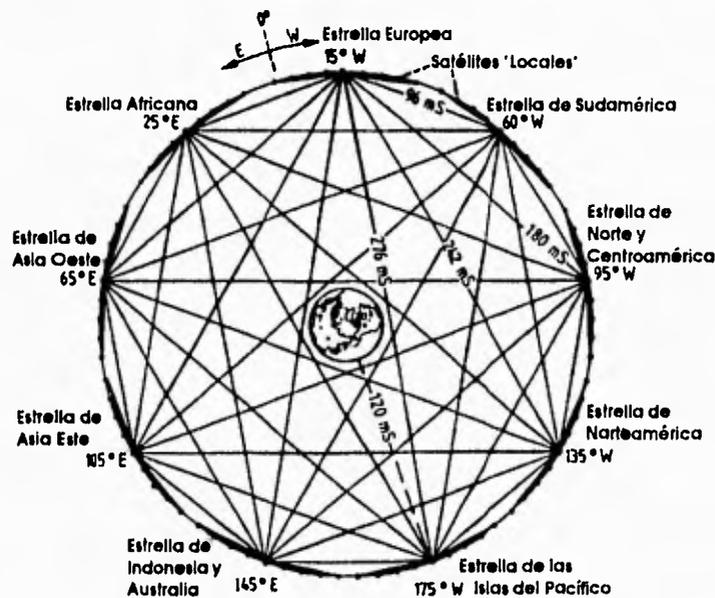


Fig. 3.5 Una Red Global[2]

Enlaces entre satélites de órbita baja (LEO-LEO).[2]

Las ventajas de los satélites de órbita baja y el incremento en la congestión de las órbitas geoestacionarias impulsan el desarrollo de futuras órbitas satelitales. En el caso de las órbitas bajas, su desventaja (duración limitada del tiempo de comunicación y cobertura relativamente pequeña) pueden ser reducidas mediante una red que contenga un gran

número de satélites interconectados por enlaces intersatelitales y equipados con medios de conmutación entre haces.

Enlace Optico

Establecimiento del enlace .

Deben de especificarse dos aspectos :

- El pequeño diámetro del telescopio el cual es típicamente del orden de 0.3m. De esta manera una esta libre de problemas de congestión y bloqueo de apertura de otras antenas en la misma plataforma.
- Lo angosto del haz, el cual es típicamente de 5 micro-radianes. Observe que este ancho es de un orden de magnitud menor que el de un haz de radio y esta es una ventaja para protección contra interferencia entre sistemas. Pero esta también es una desventaja debido a que el ancho de haz es mucho menor que la precisión del control de altitud del satélite. Consecuentemente se requiere un dispositivo puntual avanzado; este es el problema técnico más difícil .

Debido a esto, el enlace intersatelital debe ser dimensionado diferencialmente en las siguientes tres fases:

- Adquisición: el haz debe ser tan ancho como sea posible para reducir el tiempo de adquisición. Pero esto requiere un transmisor láser de alta potencia. Un láser de baja potencia puede ser usado el cual emite pulsos con picos de alta potencia durante cortos ciclos de trabajo. El haz busca la región del espacio donde espera localizar al receptor. Cuando el receptor capta la señal, este entra a una fase de rastreo y transmite en la dirección de la señal recibida. Cuando el receptor envía la señal de retorno, el transmisor también entra en la fase de rastreo. La duración típica de esta fase es de 10 segundos.
- Rastreo: los haces son reducidos a su ancho nominal. La transmisión láser se vuelve continua. En esta fase, el dispositivo de control de error puntual puede permitir movimientos de la plataforma y relativos movimientos de los dos satélites. En particular, esta tolerancia se debe a lo estrecho de los haces y al desplazamiento esperado del satélite durante el tiempo de propagación round-trip de la luz entre los dos satélites. Debido a esto es necesario transmitir información con un desplazamiento angular respecto a la dirección de recepción en la dirección del desplazamiento del satélite esperado. Este es llamado punto de corrección frontal ("point ahead correction"). El corrimiento angular puede alcanzar 80 mrad y consecuentemente es mucho mayor que el ancho del haz.
- Comunicaciones: la información es intercambiada entre las dos terminales.

Transmisión.

Las fuentes láser operan en modos simple y multi- frecuencial. En el modo frecuencial simple la ocupación espectral varía entre 10 KHz y 10 MHz. En el modo multifrecuencial se encuentra entre 1.5 y 10 nm. La potencia emitida depende del tipo de láser. La tabla T3.2 muestra las magnitudes más comunes.

Tabla T3.2 Valores típicos de potencia transmitida para láser.

Tipo de Láser	Longitud de Onda	Potencia Transmitida
Diodo Láser de Estado Sólido		
AlGaAs	0.8 - 0.9 micras	Alrededor de 100mW
InPAsGa	1.3 - 1.5 micras	Alrededor de 100 mW
Nd:YAG	1.06 micras	0.5 a 1 W
Nd:YAG	0.532 micras	100 mW
Láser de Gas		
CO ₂	10.6 micras	Varias decenas de Watts

La modulación puede ser externa ó interna. La modulación interna implica modificación directa de la operación del láser. La modulación externa es una modificación de el haz de luz después de que éste es emitido por el láser. La intensidad, frecuencia, fase y polarización pueden ser moduladas. La modulación de fase y polarización se efectúa externamente. La modulación en intensidad y frecuencia puede ser interna ó externa. La modulación de polarización requiere la presencia de dos detectores en el receptor, uno para cada polarización. Es preferible colocar dos detectores que reservar polarización por multiplexaje de dos canales.

La distribución de intensidad de un haz láser; como una función del ángulo con respecto a la máxima intensidad, sigue una ley Gaussiana. La ganancia sobre el eje está dada por:

$$G_{Tmax} = \frac{32}{(\theta_T)^2} \quad 3.25$$

donde θ_T es el ancho de haz total en $1/e^2$. La selección de θ_T depende del grado de aproximación al apuntar el haz. Si se apunta de una manera imprecisa se tiene un alto θ_T que es mejor pero se pierde ganancia. Si θ_T se reduce, hay un beneficio en ganancia pero se incrementan las pérdidas debidas errores al apuntar. De lo anterior podemos ver que, si el error de apuntamiento es esencialmente un error de alineamiento, el producto (máxima ganancia \times pérdidas por error de puntería) es máximo cuando $\theta_T = 2.8 \times (\text{error de puntería})$. En general, para un error de puntería de cualquier tipo, el ancho de haz puede ser adaptado al error de puntería permitido.

Además de las pérdidas debidas al error de puntería, deben considerarse pérdidas en la transmisión y degradación del frente de onda que se presentan en las emisiones ópticas.

Para la transmisión:

Las pérdidas en la transmisión reducen las pérdidas en el espacio libre:

$$L = (\lambda/4\pi R)^2 \quad 3.26$$

donde λ es la longitud de onda y R es la distancia entre el transmisor y el receptor.

Para la recepción:

La ganancia de la antena receptora está dada por:

$$G_R = (\pi D_R / \lambda)^2 \quad 3.27$$

donde D_R es el diámetro efectivo del receptor.

Las pérdidas en la recepción incluyen las pérdidas en la transmisión óptica, con detección coherente, pérdidas asociadas con la degradación del frente de onda (la calidad del frente de onda es característica importante para la mezcla óptima del campo de señal recibida y el oscilador local en la superficie del detector).

El filtrado también introduce pérdidas, puesto que el coeficiente de transición del filtro decrementa con el ancho de banda. El filtrado tiene el propósito de reducir la contribución de ruido debido a fuentes externas. El ancho de un filtro típico está entre 0.1 y 100 nm.

El detector convierte los fotones incidentes sobre la superficie del detector en electrones que son detectados como una corriente eléctrica de intensidad I_S dada por:

$$I_S = (P_S/h_f)\eta e G \quad (A) \quad 3.28$$

donde:

I_S = intensidad de corriente de la señal (A),

P_S = potencia óptica recibida (W)

h = constante de Planck = 6.6×10^{-34} J/Hz

f = frecuencia del láser (Hz)

η = eficiencia cuántica del fotodetector

e = carga del electrón (C)

G = ganancia del fotodetector

(P_S/h_f) representa el número de fotones recibidos por segundo. $S = \eta e/h_f$ es la sensibilidad del fotodetector (A/W). Por lo tanto:

$$I_S = SGP_S \quad 3.29$$

A esta corriente se le adiciona una corriente de ruido cuyas componentes son el ruido asociado al flujo óptico recibido, el ruido debido a la corriente de la oscuridad y el ruido de los circuitos amplificadores electrónicos. La relación señal eléctrica a ruido S/N en la salida del demodulador depende del tipo de demodulación:

- Para detección directa:

$$S/N = (SGP_S)^2 / (\sigma_{dd})^2 \quad 3.30$$

- Para detección homodina:

$$S/N = 4(SG)^2 P_S P_{LO} \eta_H L_P \left[(\sigma_{dd})^2 + (\sigma_{LO})^2 \right] \quad 3.31$$

- Para detección heterodina:

$$S/N = 4(SG)^2 P_S P_{LO} \eta_H L_P \left[(\sigma_{dd})^2 + (\sigma_{LO})^2 \right] \quad 3.32$$

donde:

σ_{dd} = valor efectivo de la corriente de ruido con detección directa (A).

P_{LO} = potencia del oscilador local en la entrada del fotodetector (W)

η_H = eficiencia de mezcla

L_P = pérdidas debidas a errores de polarización

σ_{LO} = valor efectivo de la corriente de ruido debida al oscilador local (A).

En teoría, la detección coherente (homodina ó heterodina) confiere un alto valor de relación S/N. Sin embargo, en el caso de error de alineamiento entre el oscilador local y la señal del haz, la eficiencia de mezcla es degradada. Este tipo de detección no puede por esto ser usada para adquisición y rastreo. Como el receptor usado para esas funciones puede ser

donde D_R es el diámetro efectivo del receptor.

Las pérdidas en la recepción incluyen las pérdidas en la transmisión óptica, con detección coherente, pérdidas asociadas con la degradación del frente de onda (la calidad del frente de onda es característica importante para la mezcla óptima del campo de señal recibida y el oscilador local en la superficie del detector).

El filtrado también introduce pérdidas, puesto que el coeficiente de transición del filtro decrementa con el ancho de banda. El filtrado tiene el propósito de reducir la contribución de ruido debido a fuentes externas. El ancho de un filtro típico está entre 0.1 y 100 nm.

El detector convierte los fotones incidentes sobre la superficie del detector en electrones que son detectados como una corriente eléctrica de intensidad I_S dada por:

$$I_S = (P_S/h_f)\eta e G \quad (A) \quad 3.28$$

donde:

I_S = intensidad de corriente de la señal (A),

P_S = potencia óptica recibida (W)

h = constante de Planck = 6.6×10^{-34} J/Hz

f = frecuencia del láser (Hz)

η = eficiencia cuántica del fotodetector

e = carga del electrón (C)

G = ganancia del fotodetector

(P_S/h_f) representa el número de fotones recibidos por segundo. $S = \eta e/h_f$ es la sensibilidad del fotodetector (A/W). Por lo tanto:

$$I_S = SGP_S \quad 3.29$$

A esta corriente se le adiciona una corriente de ruido cuyas componentes son el ruido asociado al flujo óptico recibido, el ruido debido a la corriente de la oscuridad y el ruido de los circuitos amplificadores electrónicos. La relación señal eléctrica a ruido S/N en la salida del demodulador depende del tipo de demodulación:

- Para detección directa:

$$S/N = (SGP_S)^2 / (\sigma_{dd})^2 \quad 3.30$$

- Para detección homodina:

$$S/N = 4(SG)^2 P_S P_{LO} \eta_H L_p \left[(\sigma_{dd})^2 + (\sigma_{LO})^2 \right] \quad 3.31$$

- Para detección heterodina:

$$S/N = 4(SG)^2 P_S P_{LO} \eta_H L_p \left[(\sigma_{dd})^2 + (\sigma_{LO})^2 \right] \quad 3.32$$

donde:

σ_{dd} = valor efectivo de la corriente de ruido con detección directa (A).

P_{LO} = potencia del oscilador local en la entrada del fotodetector (W)

η_H = eficiencia de mezcla

L_p = pérdidas debidas a errores de polarización

σ_{LO} = valor efectivo de la corriente de ruido debida al oscilador local (A).

En teoría, la detección coherente (homodina ó heterodina) confiere un alto valor de relación S/N. Sin embargo, en el caso de alineamiento entre el oscilador local y la señal del haz, la eficiencia de mezcla es degradada. Este tipo de detección no puede por esto ser usada para adquisición y rastreo. Como el receptor usado para esas funciones puede ser

usado para propósitos de comunicación, no hay ventaja en peso ó potencia en el uso de técnicas coherentes. Sin embargo, para altas capacidades (mayores que 1 Gbit/s), la potencia requerida para detección directa es excesiva y esta es necesaria para recurrir a detección coherente.

Asignación de Bandas de Frecuencias.

Las frecuencias para comunicaciones satelitales están teniendo un incremento que las hace estar cada vez más juntas . Para cada banda el enlace de subida (Tierra al satélite) es una alta frecuencia y el enlace de bajada (satélite a Tierra) una baja frecuencia. La frecuencia mayor esta sujeta a mayor atenuación en su propagación, por lo cual se requiere más potencia en el transmisor de Tierra.

Enlace Intersatelital (ISL ó cross- enlaces) son para comunicaciones directas entre dos satélites. Estos enlaces no pasan a través de la atmósfera terrestre por lo cual no presentan problemas especiales de atenuación.

Enlace Optico son posibles también para servicios intersatelitales. En tierra, la mayoría de los enlaces ópticos están contenidos dentro de fibras ópticas. Los enlaces ópticos en el espacio tienen haces mucho más angostos que los usados en los enlaces de RF. Algunas de las limitaciones naturales para los enlaces ópticos son:

- Bloqueo; causado por la Tierra, agua, ondas, árboles ó edificios.
- Dispersión de la luz; causada por nubes, niebla, polvo, lluvia, ó nieve.
- Interferencia por otras fuentes ópticas; principalmente el sol.
- Mecanismos de difracción de la luz; principalmente la atmósfera .

La asignación de frecuencias para el servicio directo de difusión satelital(BSS) esta entre 12.2 y 12.7 GHz en el hemisferio oeste (región 2). En el resto del mundo (regiones 1 y 3), la banda asignada es de 11.7 a 12.45 GHz. Estos satélites de comunicaciones transmiten señales determinadas para recepción directa por el público en general. Estos satélites usualmente generan un alto nivel de iluminación hacia Tierra para recepción con antenas pequeñas.

Bandas de Frecuencias.

La tabla siguiente muestra las bandas de frecuencias establecidas para los enlaces intersatelitales por la Radiocommunication Regulation. Estas frecuencias son susceptibles a una fuerte absorción por la atmósfera y han sido escogidas para proporcionar protección contra interferencias entre los sistemas terrestres y los enlaces intersatelitales. Sin embargo, estas bandas están distribuidas con otros servicios y la limitación sobre el nivel de interferencia está probablemente imponiendo obstáculos para la selección y definición de los parámetros de los enlaces intersatelitales.

La tabla T3.3 también indica las longitudes de onda vislumbradas para los enlaces ópticos. Estas son resultado de las características de transmisión de los componentes.

Tabla T3.3 Bandas de Frecuencia para los enlaces intersatelitales.

Radio Frecuencia (Radio Communications Regulations 1986)	22.55 - 23.55 GHz
	32 - 33 GHz
	54.25 - 58.2 GHz
	59 - 64 GHz
	116 - 134 GHz
	170 - 182 GHz
Optico	185 - 190 GHz
	.8 - 0.9 micras (Diodo láser de AlGaAs)
	1.06 micras (Diodo láser de Nd:YAG)
	0.532 micras (Diodo láser de Nd:YAG)
	10.6 micras (Láser de CO ₂)

Tabla T3.4 Valores Típicos para equipo terminal de un enlace intersatelital de radiofrecuencia.

Frecuencia	Factor de Ruido del Receptor	Potencia de Transmisión
23 - 32 GHz	3 - 4.5 dB	150 W
60 GHz	4.5 dB	75W
120 GHz	9 dB	30 W

El desarrollo de enlaces intersatelitales de radiofrecuencia de alta capacidad entre sistemas de satélites geostacionarios implicará el reuso de frecuencias de un haz a otro. En vista de la pequeña separación angular de los satélites, será preferible emplear antenas con un haz estrecho con reducción de lóbulos secundarios para evitar interferencia entre sistemas. Consecuentemente, y en vista de la limitación del tamaño de las antenas impuesta por el lanzador así como la complejidad técnica de las antenas que pudieran desarrollarse, será más indicado usar altas frecuencias. El uso de enlaces ópticos debe considerarse dentro de este contexto.

Bibliografia.

- [1] **Principles of Communications Satellites**
Gordon, Gary D., 1993
Capit. 2. "Introduction to link budget":
pp. 34 - 43.
- [2] **Satellite Communications Systems**
Maral, Gerard, 1993
Capit. 5 "Multibeam Satellite Networks"
pp. 197 - 205
- [3] **Satellite to Ground Radiowave Propagation**
Allnut, J.E., 1993
Capit. 2 "Radiowave Propagation"

Capítulo 4. Antenas para Uso Espacial

Parámetros Característicos de una Antena.

Ganancia.[1]

La ganancia de una antena es la relación de la potencia radiada (ó recibida) por unidad de ángulo sólido emitida por la antena en una dirección dada a la potencia radiada (ó recibida) por unidad de ángulo sólido por una antena isotrópica alimentada con la misma potencia. La ganancia es máxima en la dirección de máxima radiación (el eje electromagnético de la antena) y tiene un valor dado por:

$$G_{\max} = (4\pi/\lambda^2) A_{ef} \quad 4.1$$

donde $\lambda = c/f$ y c es la velocidad de la luz = 3×10^8 m/s y f es la frecuencia de la onda electromagnética. A_{ef} es el área de la superficie electromagnética equivalente de la antena. Para una antena con una apertura circular ó reflector de diámetro D y superficie geométrica $A = \pi D^2/4$, $A_{ef} = \eta A$, donde η es la eficiencia de la antena. De tal forma que:

$$G_{\max} = \eta(\pi D/\lambda)^2 = \eta(\pi Df/c)^2 \quad 4.2$$

Expresado en dBi (la ganancia referida a una antena isotrópica), la ganancia de la antena descrita es:

$$G_{\max, \text{dBi}} = 10 \log \eta(\pi D/\lambda)^2 = 10 \log \eta(\pi Df/c)^2 \quad [\text{dB}] \quad 4.3$$

La eficiencia global η de la antena es el producto de muchos factores que toman en cuenta la ley de iluminación, pérdidas resistivas y de acoplamiento, irregularidades de la superficie, etc.:

$$\eta = \eta_i \times \eta_s \times \eta_f \times \eta_z \dots$$

La *eficiencia de iluminación* η_i especifica la ley de iluminación del reflector con respecto a una iluminación uniforme. Una iluminación uniforme ($\eta_i = 1$) lleva a un alto nivel de lóbulos secundarios. Un compromiso es logrado atenuando la iluminación en las orillas del reflector. En el caso de las antenas Cassegrain el mejor compromiso es obtenido por una atenuación de la iluminación en las orillas de 10 a 12 dB lo cual permite una eficiencia de iluminación del orden de 91%.

La *eficiencia de desborde (spill-over)* η_s está definida como la relación de la energía radiada por la fuente primaria la cual es interceptada por el reflector para el total de la energía radiada por la fuente primaria. La diferencia constituye la energía de salida perdida ó desborde (spill over). Para ángulos grandes de línea de vista la eficiencia de salida es grande. Sin embargo, para un patrón de radiación de una fuente dada, el nivel de iluminación en las orillas se hace menor con valores de ángulos de línea de vista grandes por lo que colapsa la eficiencia de iluminación. Para tener un compromiso debemos procurar una eficiencia de salida del orden del 80%.

La *eficiencia de acabado de la superficie* η_f toma cuenta de los efectos de las irregularidades de la superficie sobre la ganancia de la antena. El perfil actual de la parabólica difiere del teórico. En la práctica, un compromiso puede encontrarse entre los

efectos sobre las características de la antena y el costo de fabricación. El efecto sobre el eje de ganancia es de la forma:

$$\Delta G = \exp(-B(4\pi\varepsilon/\lambda)^2) \quad 4.4$$

donde ε es la tolerancia del fabricante, la desviación entre el perfil actual y el teórico medido perpendicularmente a la cara cóncava, y B es un factor, menor ó igual a 1, dicho valor depende de el radio de curvatura del reflector. Este factor incrementa en función del decremento del radio de curvatura. Para antenas parabólicas de distancia focal f , este varía como una función de la relación f/D , donde D es el diámetro de la antena. En la práctica, B es del orden de 0.7 y ε es del orden de $\lambda/16$; esto lleva a una eficiencia de acabado de la superficie del orden de 90%.

Las otras pérdidas, incluyendo la óhmica; pérdidas por acoplamiento de impedancias η_z son de menor importancia.

En total, la eficiencia global η , es el producto de varias eficiencias y está típicamente entre 55 y 75%.

El patrón de radiación.[1]

El patrón de radiación indica las variaciones de la ganancia con respecto a la dirección. Para una antena con una apertura circular ó reflector este patrón tiene una simetría rotacional y está completamente representado dentro de un plano en coordenadas polares (figura 4.1a) ó en coordenadas cartesianas (figura 4.1b). El lóbulo principal contiene la dirección de máxima radiación y los lóbulos laterales pueden identificarse por ser de menor tamaño.

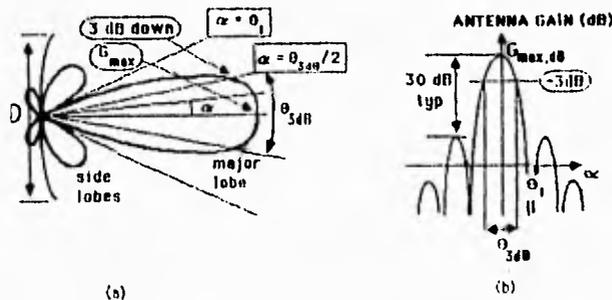


Figura 4.1 Patrón de radiación de una antena

Ancho de haz angular.[1]

Es el ángulo definido por las direcciones correspondientes para un patrón de ganancia dado con respecto a el valor máximo. El ancho de haz de 3dB, indicado en la figura 4.1 por θ_{3dB} , es muy frecuentemente usado. El ancho de haz de 3dB corresponde al ángulo entre las direcciones dentro de las cuales la ganancia cae a la mitad de su valor máximo. El ancho de haz de 3dB está relacionado a la razón λ/D por un coeficiente el cual depende de la ley de iluminación empleada. Para iluminación uniforme, el coeficiente tiene un valor de 58.5°. Con leyes de iluminación no uniformes, las cuales llevan a una

atenuación en las orillas del reflector, el ancho de haz de 3dB incrementa y el valor del coeficiente depende de la característica particular de la ley. El valor más comúnmente usado es de 70° el cual lleva a la siguiente expresión:

$$\theta_{3dB} = 70(\lambda/D) = 70(c/\Pi D) \quad [\text{grados}] \quad 4.4$$

En una dirección α con respecto al eje central, el valor de ganancia está dado por:

$$G(\alpha)_{dB} = G_{max,dB} - 12(\alpha/\theta_{3dB})^2 \quad [\text{grados}] \quad 4.5$$

Esta expresión es válida sólo para ángulos suficientemente pequeños (entre 0 y $\theta_{3dB}/2$). Combinando las expresiones (4.3) y (4.4) se puede ver que la ganancia máxima de una antena es una función de el ancho de haz de 3dB y esta relación es independiente de la frecuencia:

$$G_{max} = \eta(\pi Df/c)^2 = \eta(\pi 70/\theta_{3dB})^2 \quad [\text{dB}] \quad 4.6$$

Si un valor $\eta = 0.6$ es considerado, esta ecuación queda como:

$$G_{max} = 29000/(\theta_{3dB})^2$$

en el cual θ_{3dB} está expresado en grados.

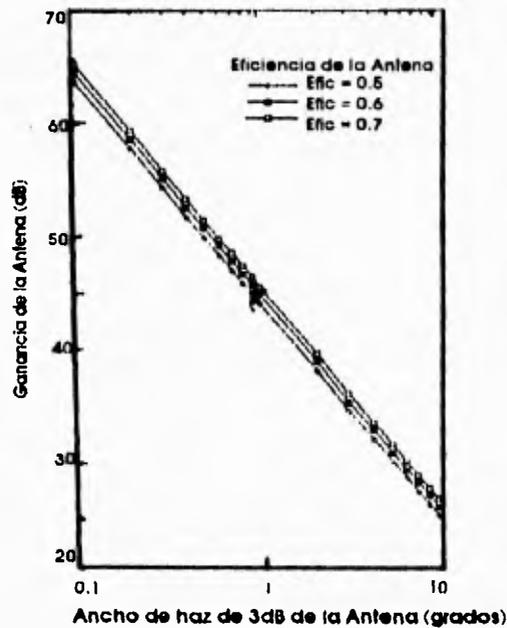


Figura 4.2 La ganancia de la antena en la dirección de la radiación máxima como una función de el ancho de haz angular θ_{3dB} para tres valores de eficiencia.

La figura 4.2 muestra la relación entre el ancho de haz de 3dB y la ganancia máxima para tres valores de eficiencia. La ganancia está expresada en dBi y el ancho de haz de 3dB en grados.

$$G_{\max, \text{dBi}} = 44.6 - 20 \log \theta_{3\text{dB}} \quad 4.7$$

$$\theta_{3\text{dB}} = 170/10^{(G_{\max, \text{dBi}}/20)} \quad [\text{grados}] \quad 4.8$$

Polarización.[1]

La onda radiada por una antena consiste de una componente de campo eléctrico y una componente de campo magnético. Estas dos componentes son ortogonales y perpendiculares a la dirección de propagación de la onda; los cuales varían con la frecuencia de la onda. Por convención, la polarización de ondas está definida por la dirección del campo eléctrico. En general, la dirección del campo eléctrico no es fija y su amplitud no es constante. Durante un periodo, la proyección de la extremidad de el vector representando el campo eléctrico sobre un plano perpendicular a la dirección de propagación de la onda describe una elipse, por lo cual la polarización es llamada *elíptica* (figura 4.3).

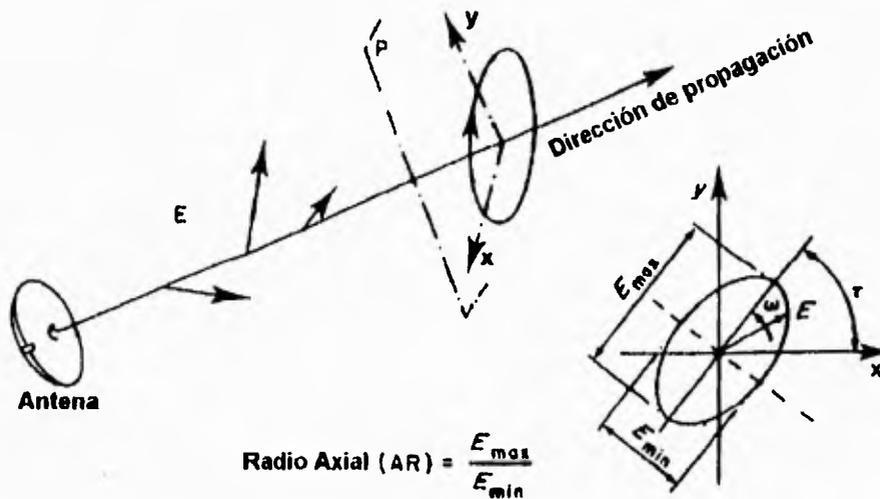


Figura 4.3 Características de la polarización de una onda electromagnética.

La polarización esta caracterizada por los siguientes parámetros:

- Dirección de rotación (con respecto a la dirección de propagación): mano derecha ó derecha simplemente (sentido horario) ó mano izquierda (sentido anti-horario).
- Radio axial (AR): $AR = E_{\max}/E_{\min}$, que es la relación de los ejes mayor y menor de la elipse. Cuando la elipse es un círculo (radio axial=1=0dB), se dice que la polarización es *circular*. Cuando la elipse se reduce a un eje (radio axial infinito, el campo eléctrico mantiene una dirección fija) se dice que la polarización es *lineal*.
- Inclinación τ de la elipse.

Dos ondas están en polarización ortogonal si sus campos eléctricos describen elipses idénticas en direcciones opuestas. En particular, esto puede obtenerse por:

- Dos polarizaciones circulares ortogonales descritas como polarización circular derecha y polarización circular izquierda (la dirección de observación es para un observador que mira en la dirección de propagación).
- Dos polarizaciones lineales descritas como horizontal y vertical (relativas a una referencia local).

Un diseño de antena para transmitir ó recibir una onda de una polarización dada puede no transmitir ó recibir en la polarización ortogonal. Esta propiedad permite establecer dos enlaces simultáneos en la misma frecuencia entre las mismas dos locaciones; esto se describe como reuso de frecuencia por polarización ortogonal. Para lograr esto pueden emplearse dos antenas en cada terminal ó, preferiblemente, una antena que opere con las dos polarizaciones que vayan a usarse. Esta práctica puede, sin embargo, tomar cuenta de las imperfecciones de la antena y la posible despolarización de las ondas por el medio de transmisión. Estos efectos producen una interferencia mutua entre los dos enlaces.

Esta situación se ilustra en la figura 4.4 la cual trata el caso de dos polarizaciones lineales ortogonales (pero esta ilustración es igualmente válida para cualquier par de polarizaciones). Considerando a y b como las amplitudes, asumidas iguales, de el campo eléctrico de las dos ondas transmitidas simultáneamente con polarización lineal, a_c y b_c son las amplitudes recibidas con la misma polarización y a_x y b_x las amplitudes recibidas con polarizaciones ortogonales. De aquí se puede definir los siguientes conceptos:

- El *aislamiento por cross-polarización* $XPI = a_c/b_x$ ó b_c/a_x , por lo que:

$$XPI(\text{dB}) = 20 \log(a_c/b_x) \text{ ó } 20 \log(b_c/a_x) \quad [\text{dB}] \quad 4.9$$
- La *discriminación por cross-polarización* (cuando una sola polarización es transmitida) $XPD = a_c/b_x$, por lo que:

$$XPD(\text{dB}) = 20 \log(a_c/a_x) \quad [\text{dB}] \quad 4.10$$

En la práctica, XPI y XPD son comparables y son frecuentemente confundidos con el término aislamiento.

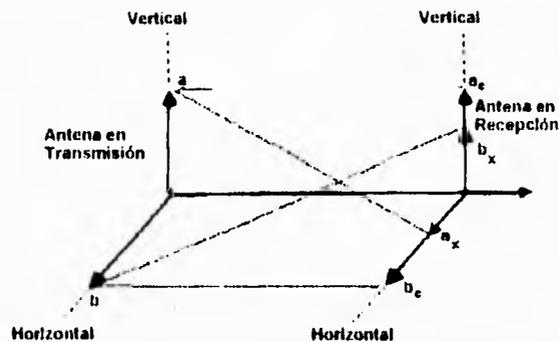


Figura 4.4

Para una polarización cuasi-circular caracterizada por el valor del radio axial AR, la discriminación por cross-polarización se define como:

$$\text{XPD} = 20 \log[(AR + 1)/(AR - 1)] \quad [\text{dB}] \quad 4.11$$

Inversamente, el radio axial AR puede estar expresado como una función de XPD por:

$$AR = (10^{\text{XPD}/20} + 1)/(10^{\text{XPD}/20} - 1) \quad 4.12$$

Los valores y valores relativos de las componentes varían como una función de la dirección con respecto al eje de la antena. La antena está de esta manera caracterizada por una polarización dada por un patrón de radiación para polarización nominal (co-polar) y un patrón de radiación para polarización ortogonal (cross-polar). La discriminación por cross-polarización generalmente es máxima sobre el eje de la antena y degrada para otras direcciones diferentes a las de máxima ganancia.

Potencia emitida en una dirección dada. [1][2]

Potencia radiada isotrópica equivalente. (EIRP)

La potencia radiada por unidad de ángulo sólido por una antena isotrópica alimentada desde una fuente de potencia P_T de RF está dada por:

$$P_T/4\pi \quad (\text{W/steradian}) \quad 4.13$$

En una dirección donde el valor de ganancia de transmisión es G_T , cualquier antena radia una potencia por unidad de ángulo sólido igual a:

$$G_T P_T/4\pi \quad (\text{W/steradian}) \quad 4.14$$

El producto $P_T G_T$ es llamado "potencia radiada isotrópica equivalente" (EIRP). Esta potencia está expresada en W.

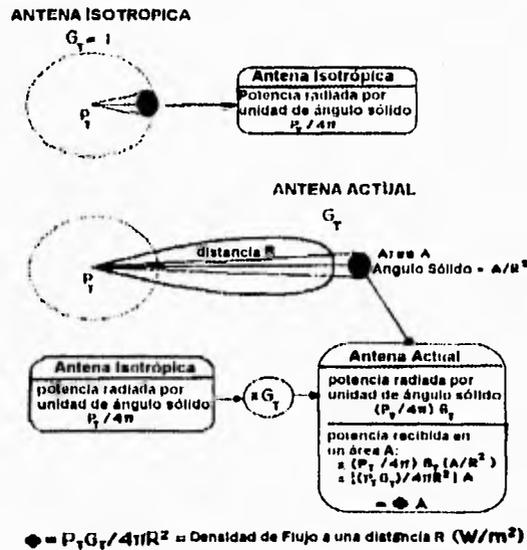


Figura 4.5 Densidad de flujo de potencia

Tipos de Antenas para el satélite.[1][2][3]

Los tipos de antena usadas difieren de acuerdo al principio usado para controlar la posición del satélite. Un método simple para proporcionar estabilidad en la posición, consiste en hacer que el satélite rote sobre un eje perpendicular al plano de la órbita (spin stabilisation). Las antenas pueden estar montadas directamente sobre el satélite rotando ó sobre una plataforma la cual mantiene una orientación constante con respecto a la Tierra. La posición del satélite puede controlarse totalmente para mantener una posición fija con respecto a la Tierra(estabilización de tres ejes).

En el caso donde las antenas están montadas sobre una plataforma la cual está rotando con respecto a la Tierra, la antena debe tener un patrón de radiación toroidal ó generar rotación del patrón de tal manera que compense el movimiento de ésta plataforma.

Actualmente los satélites de comunicaciones tienen una plataforma la cual soporta el equipo (payload) y cuya posición está establecida con respecto a la Tierra. La apertura radiante de la antena mantiene una orientación fija con respecto a la dirección del objetivo y esto también proporciona una mayor flexibilidad en la realización de la antena.

Antenas con un patrón de radiación toroidal.

Para un satélite estabilizado por giro (spin stabilised), la antena simple genera un patrón de revolución alrededor del eje de rotación. Para asegurar una cobertura global, el ancho de haz del patrón toroidal es del orden de 17° . La ganancia de la antena es de apenas unos cuantos decibelios.

Un patrón toroidal puede obtenerse por medio de un conjunto de filamentos radiantes. Este procedimiento fue usado en los primeros satélites operacionales; para el Intelsat I y II, por ejemplo, la ganancia de la antena es de 4 a 5 dB recibiendo y alrededor de 9 dB transmitiendo.

Antenas de contragiro

Para incrementar la ganancia de la antena, es necesario concentrar el haz sobre la región a ser cubierta y entonces asegurar esta orientación manteniéndola fija con respecto a la Tierra. El haz de la antena; de ésta manera gira en dirección opuesta a la rotación del satélite; por ésta razón se le conoce como antena de "contragiro"(despun).

Antenas de contragiro mecánico.

Esta propuesta consiste en rotar el ensamble de la antena sobre el eje de rotación del satélite por medio de un motor eléctrico de tal manera que se coloca el eje de la antena apuntando hacia la Tierra. La presencia de cojinetes cuya lubricación se dificulta y acoplamiento móviles entre la antena y el equipo de radio son la fuente de problemas para la construcción y degradación en su desempeño.

Antenas de contragiro electrónico.

La antena de exploración electrónica proporciona una solución refinada a las dificultades de origen mecánico mencionadas anteriormente. La antena consiste de un grupo de elementos radiantes montados sobre el exterior de un cilindro. Estos elementos radiantes

son alimentados secuencialmente con una fase la cual varia como una función de la rotación del satélite. Las desventajas de este tipo de antena, entre otras son: pérdidas en los alimentadores de los elementos radiantes, discontinuidades en amplitud y fase las cuales se presentan en el patrón de radiación al efectuar conmutaciones sucesivas. Un ejemplo de aplicación de este tipo de antena está usado en el satélite Meteosat.

La plataforma estabilizada.

El satélite está provisto de una plataforma sobre la cual se montan las antenas y el equipo transpondedor. Esta plataforma mantiene una orientación fija con respecto a la Tierra.

En el caso de un satélite estabilizado por rotación, ésta plataforma constituye la parte superior del satélite la cual es llevada en contra-rotación con respecto a la parte inferior del mismo la cual rota sobre un eje perpendicular al plano de la órbita (un "satélite de giro dual"). Esta implementación permite la instalación de antenas de alto rendimiento y evita los problemas de los acoplamientos rotatorios entre las antenas y los equipos de radio. Sin embargo, los problemas asociados con la presencia de un cojinete (tal como lubricación y fricción mecánica los cuales disturban el efecto giroscópico) y contactos deslizables para transferir la energía eléctrica se mantienen. El Intelsat VI es un ejemplo de satélites con ésta arquitectura.

En un satélite con estabilización tri-axial el mismo satélite forma la plataforma sobre la cual se montan las antenas. Esto permite una gran libertad para montar antenas grandes.

Cualquiera que sea el tipo de control de posición del estabilizador de la plataforma, si el montaje de la antena es rígido, la aproximación de orientación de las antenas dependerá de la estabilización de la posición (menor a 0.05°). Una gran aproximación en la direccionalidad requiere el uso de sistemas cuyo control de orientación de la antena use una guía en la Tierra.

Funciones y Características de las Antenas.[1]

Las principales funciones de las antenas del satélite son las siguientes:

- Colectar las ondas de radio transmitidas; dentro de una banda de frecuencias y con una polarización determinadas, por las estaciones terrenas situadas dentro de una región particular sobre la superficie terrestre.
- Capturar tan poco como sea posible señales indeseables; las cuales no corresponden a las especificaciones establecidas para el enlace (pueden ser diferentes ó no estar especificados estos valores de frecuencia ó polarización para diferentes regiones).
- Transmitir ondas de radio, dentro de una banda de frecuencias y con una polarización determinada, a una región particular sobre la superficie de la Tierra.
- Transmitir la menor potencia posible fuera de la región especificada.

El presupuesto de enlace entre el satélite y Tierra depende de la potencia radiada isotrópica equivalente (EIRP). Para una potencia de transmisión útil P_T , la EIRP

incrementa con la ganancia G_T de la antena de transmisión. Similarmente para el enlace de subida, una alta G/T para el satélite requiere un alto valor de ganancia de la antena receptora.

Se puede obtener un alto valor de ganancia de la antena mediante el diseño de una antena direccional. La directividad requerida depende de la cobertura que se desee - para una cobertura global de la Tierra, para cobertura de una zona ó de un cono específico. Obteniendo una alta directividad asociada con una conformidad de los haces a la región geográfica a ser cubierta permite un re-uso de frecuencias por diversidad en espacio y de ésta manera mejorar la utilización del espectro al economizar bandas de frecuencias.

Este re-use de frecuencias requiere de antenas que tengan lóbulos laterales reducidos para limitar la interferencia. La CCIR [CCIR-Rep. 558] proporcionó una plantilla de referencia para el patrón de radiación la cual se presenta en la figura 4.6. Una plantilla estándar del patrón de radiación requiere que se defina perfectamente el eje central para el haz de tal manera que las variaciones de ganancia estén definidas en un eje versus el ángulo fuera del eje α . Esta situación no es posible cuando se está considerando una antena de haces conformados. La plantilla propuesta por la CCIR define que la ganancia requerida decrece como una función de la distancia angular al borde de la cobertura.

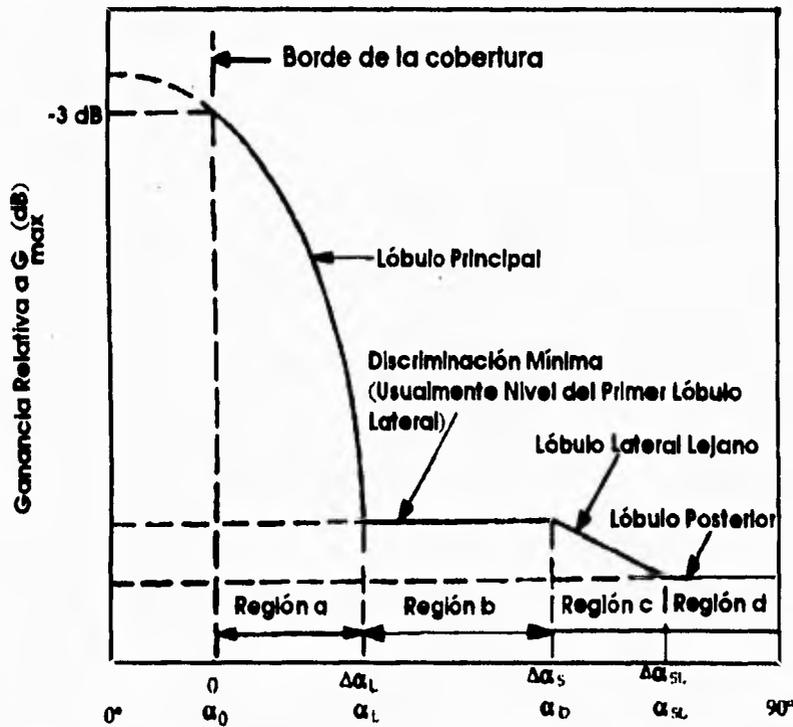


Figura 4.6 Límites de referencia para las antenas de un servicio satelital fijo.

La región A corresponde a la parte del lóbulo principal fuera de la cobertura, la variación de ganancia típica es expresada como:

$$G(\alpha) = G_{\max} - 3(\alpha/\alpha_0)^2 \quad (\text{dB})$$

Se supone que esta región abarca lo que se considera las regiones de cobertura adyacente. El aislamiento requerido entre redes de satélites se obtendría mediante una combinación de discriminación de antena de satélite y separación orbital.

La región B es tal que la discriminación es bastante grande para permitir a los satélites operar en la misma localización orbital para dar servicio a zonas no adyacentes. La discriminación mínima $-L_s$ puede estar dentro de -20 a -30 dB.

La región C incorpora los lóbulos laterales lejanos. La ganancia dentro de la región C es igual a $-G_0 = 0$ dB.

La región D se refiere al lóbulo posterior y generalmente es menor a 0 dB.

Cada una de estas regiones cubre los lóbulos laterales de orden más elevado y se aplica a zonas de servicio muy espaciadas y, en aquellas bandas de frecuencia utilizadas de forma bidireccional, a partes de la órbita. En este último caso hay que tener cuidado cuando se consideren ángulos muy alejados del eje, puesto que las reflexiones imprevistas procedentes del "bus" del satélite y los desbordamientos provodas por el reflector principal pueden producir efectos significativos. Hasta obtener más información al respecto se sugiere utilizar una envolvente de la ganancia mínima de 0 dBi (Región D de la figura 4.6).

El re-use de frecuencias puede lograrse también mediante el uso de polarizaciones ortogonales. Se emplean polarizaciones ortogonales pues se requiere de un alto valor de aislamiento por polarización para limitar la interferencia.

En resumen, las características importantes del sistema de antenas del satélite son:

- conformidad del haz respecto a la región a cubrir,
- un patrón de radiación de la antena con lóbulos laterales reducidos,
- alto valor de aislamiento entre polarizaciones ortogonales,
- haces puntuales precisos.

La cobertura así como el mínimo ancho de haz están estrechamente relacionados con la altitud del satélite y los procedimientos de estabilización orbital. Para obtener haces estrechos y para cumplir con estricta precisión las especificaciones de haces puntuales puede requerirse el uso de un sistema de posicionamiento activo para la antena.

Técnicas en antenas

Las bandas de frecuencias usadas para comunicaciones satelitales, generalmente tienen una longitud de onda pequeña comparada con el tamaño mecánico de la antena. Las antenas que se emplean en los satélites son las llamadas de apertura radiante.- corneta, reflectores lentes y arreglos de antenas.

La antena de corneta

La antena de corneta es uno de los tipos más simples de antena direccional. es la mejor posicionada y más ampliamente usada para coberturas globales de la Tierra. Por ejemplo: Para obtener un ancho de haz a 3dB de 17.5° en 4 GHz se requiere una corneta con un diámetro de apertura de 30cm.

Un haz de ancho reducido requiere una corneta con una apertura grande y proporcionalmente larga lo que provoca que su instalación en el satélite se dificulte. además, la antena de corneta tiene pobres características de lóbulos laterales. Estas características son mejoradas corrugando (discontinuidades anulares) el interior de la corneta.

La longitud de la corneta puede reducirse empleando un sistema de excitación que utilice antenas de microtira.

Las cornetas son, sin embargo, frecuentemente usadas como un alimentador primario de las antenas reflectoras.

Antenas reflectoras

Este tipo de antena es el más comúnmente usado para obtener haces puntuales ó haces conformados. La antena consiste de un reflector parabólico iluminado por uno ó más elementos radiantes colocados en el punto focal.

La técnica de realización del reflector usualmente consiste de pegar dos superficies de fibra de carbono impregnadas con resina a un núcleo formado por una malla de aluminio con forma de panal. esta técnica permite obtener excelentes resultados en términos de aproximación de la realización del perfil, estabilidad dimensional y rigidez en función de las constantes mecánicas y térmicas. Las pérdidas por reflexión son bajas; menores a 0.1dB en la banda Ku.

Es posible modificar la dirección en la que apunta el haz; Aún estando en órbita; Por telecomando si se provee a la antena con un dispositivo de control para la orientación mecánica del reflector. Con una antena multialimentada, el apuntamiento puede obtenerse modificando la distribución de fase del elemento radiante alimentador.

Montaje de dos reflectores

Un montaje de dos reflectores es aquel en el cual el reflector principal está iluminado por un reflector auxiliar el cual es iluminado por el elemento ó elementos radiantes (un montaje Cassegrain ó Gregorian de acuerdo a la forma del reflector auxiliar ya sea hiperbólico ó parabólico).

El montaje de dos reflectores, tomando en cuenta lo compacto de la antena resultante, tiene una ventaja con respecto al montaje mecánico de la antena sobre el satélite. En ciertos casos, esto facilita el diseño de la antena (p.ej. para haces conformados).

Montaje en offset

Los montajes simétricos sufren de bloqueo de la apertura radiante por los elementos radiadores ó por los reflectores auxiliares y sus soportes. Esto lleva a una degradación de la eficiencia y a un aumento en el nivel de lóbulos laterales.

Usando una porción del reflector la cual está descentrada con respecto al eje principal de la parábola se evita el bloqueo de la apertura del paraboloide (es el montaje en "offset"). La iluminación offset puede usarse en el montaje de uno ó dos reflectores (fig. 4.7). El montaje en offset también permite facilitar la integración de la antena en el satélite, particularmente con reflectores grandes los cuales requieren ser plegados durante la fase de lanzamiento.

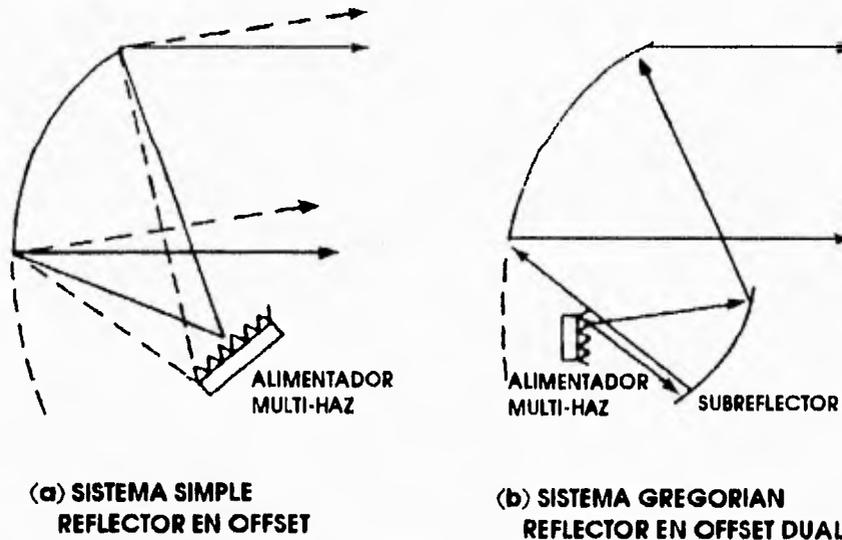


Fig. 4.7 Antenas reflectoras con montaje en offset. (a) Reflector sencillo (b) reflector dual (Gregorian)

Cuando el reflector en offset es iluminado por una onda polarizada linealmente, se origina una componente polarizada ortogonalmente en el reflector debido a la asimetría con respecto al eje de la antena. Por lo anterior, el montaje en offset está caracterizado por un bajo nivel de discriminación por polarización (del orden de 20 a 25 dB). Cuando se emplea polarización circular se observa un estrechamiento del haz.

Conformación del haz por configuración del reflector.

Una antena reflectora de forma circular genera en principio un haz de sección transversal circular. Una conformación simple del haz se consigue modificando la forma de la apertura del reflector. De manera similar un reflector elíptico genera un haz de sección transversal elíptica.

El haz conformado obtenido por la modificación de la forma de la apertura radiante de la antena está, en la práctica, limitado a un haz de sección transversal elíptica. Un reflector que presenta una forma excesivamente complicada nos llevará a dificultades

para obtener el patrón de radiación correcto del alimentador primario debido a que se presentará una baja eficiencia de iluminación y un alto nivel de lóbulos laterales.

Es posible también, emplear un reflector de forma circular cuyo perfil es parabólico en un plano y cilíndrico en el otro. El haz que se obtiene de esta manera presenta una sección transversal circular no muy grande; aproximadamente elíptica. Como la apertura se mantiene circular facilita la optimización de las características de iluminación.

Una técnica diferente consiste en modificar el perfil del reflector, el cual no debe ser mayor que un parabólico. Un reflector circular cuyo perfil desvía de un parabólico en los bordes permite incrementar la ganancia relativa en toda la cobertura; de tal forma que las variaciones de ganancia dentro de la cobertura son limitadas.

Finalmente, es posible sintetizar un perfil de reflector el cual permite obtener un haz del patrón del alimentador primario cuya distribución de potencia espacial corresponde a la requerida para asegurar la iluminación del área de cobertura. Estas técnicas de síntesis son complejas y difíciles de aplicar. Adicionalmente, la realización de un reflector con el perfil requerido es particularmente difícil.

Antenas Multi-Alimentadas.

Colocando un arreglo de alimentadores en el foco de la antena, es posible obtener haces conformados así como haces múltiples. [ROE-83]

Si el arreglo de fuentes es alimentado con la misma señal, con una amplitud y fase particulares, se obtiene un haz conformado. Esta distribución se obtiene por medio de un conjunto de defasadores, acopladores y divisores de potencia. [ANG-88][CAR-89]

Por ejemplo, un arreglo de 22 cornetas colocadas en el foco de un reflector con apertura de 1.6 m. se usa para generar los haces de la antena del satélite EUTELSAT II (fig. 4.8). Las diferentes coberturas (dos hemisferios, cuatro regiones) del INTELSAT VII (fig. 4.9) se obtienen de dos arreglos de 120 alimentadores colocados en el foco de dos reflectores de 2.44 m y 1.57 m. de diámetro.

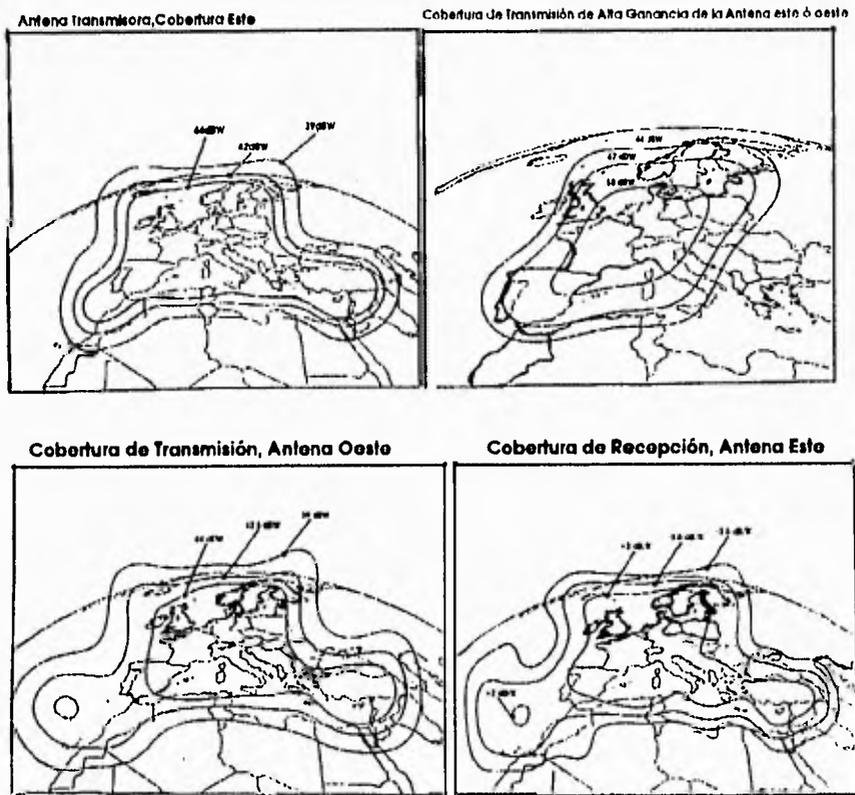


Fig. 4.8. Cobertura del satélite EUTELSAT II

FALTA PAGINA

No 64 a la 77.

Técnicas de conformación de haces.

La conformación de haces puede obtenerse usando dos diferentes métodos cuyos principios se describen a continuación.

El primer método consiste en modificar la distribución de potencia dentro de un haz generado por una fuente única. La conformación del haz se logra modificando la forma mecánica del reflector - la forma de la apertura radiante ó la naturaleza de su perfil-. De tal forma; cuando se emplea ésta técnica, la conformación del haz no puede ser modificada posteriormente una vez que el diseño mecánico de la antena ha sido completado, particularmente cuando el satélite se encuentra en órbita.

Con la segunda técnica, la conformación del haz se obtiene mediante la combinación de muchos haces elementales. Estos haces son generados por una antena con varios elementos radiantes los cuales son excitados por señales coherentes que tienen una amplitud y distribución de fase determinadas (figura 4.21). El arreglo de elementos radiantes puede colocarse en el foco del reflector de la antena. Esta también puede generar el haz necesario directamente (una antena de arreglo).

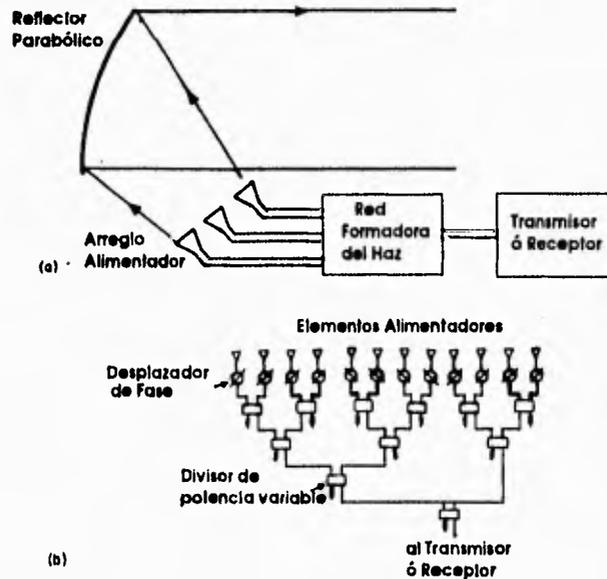


Figura 4.21. Antena de haz conformado usando un arreglo fasado.

Esta última técnica permite obtener un haz de cualquier forma y su distribución de ganancia sobre el área de cobertura puede ser adaptada sobre demanda. Debido a que el haz resultante es obtenido por combinación de haces elementales de pequeño ancho angular, es posible obtener una ganancia cercana a la máxima sobre una gran parte de el interior del área de cobertura; un decremento ocurre sólo en los límites de la cobertura. Además el decremento fuera de la cobertura es muy rápido. Para el caso de iluminación

de un área de cobertura de forma geométrica simple(circular, p.ej.), el haz compuesto tiene una ventaja definitiva (en términos de ganancia sobre el área de cobertura y reducción de la interferencia fuera de ésta) sobre la iluminación producida por un sólo haz.

Otra ventaja principal radica en la posibilidad de modificar el radio de cobertura de la antena mediante el control de la distribución de amplitud y fase de los elementos radiantes. Esta posibilidad puede ser efectiva siempre y cuando el satélite en órbita pueda configurar la forma de la red de haces con elementos que puedan ser controlados por telecomando.

Las desventajas asociadas con la técnica anterior resultan de la complejidad adicional sobre la antena y sus sistemas asociados debido a un incremento en el tamaño de la apertura radiante (debido a la generación de haces individuales los cuales son más estrechos e el ancho angular del área de cobertura).

Haces Múltiples.

A diferencia de las coberturas anteriores las cuales emplean un sólo haz en una banda de frecuencia dada y con una polarización determinada, la cobertura con haces múltiples implica la generación de muchos haces los cuales pueden encontrarse en diferentes bandas de frecuencia y pueden tener diferentes polarizaciones.

Haces múltiples separados.

Esta cobertura consiste de un grupo de regiones geográficas separadas unas de otras. Estas regiones son de forma geométrica simple y son iluminadas por haces estrechos de sección transversal circular. Las regiones pueden corresponder a grandes poblaciones entre las cuales se requiera establecer enlaces de alta capacidad. De esta manera los haces pueden usar la misma frecuencia cuando su separación angular es suficiente. El uso de polarizaciones ortogonales permite el aislamiento entre enlaces y es muy usual si la separación angular es muy pequeña. La figura siguiente ilustra éste concepto dentro del contexto de cobertura de regiones de Europa con grandes requerimientos de comunicación.

**ESTA TESIS NO DEBE
SALIR DE LA BIBLIOTECA**

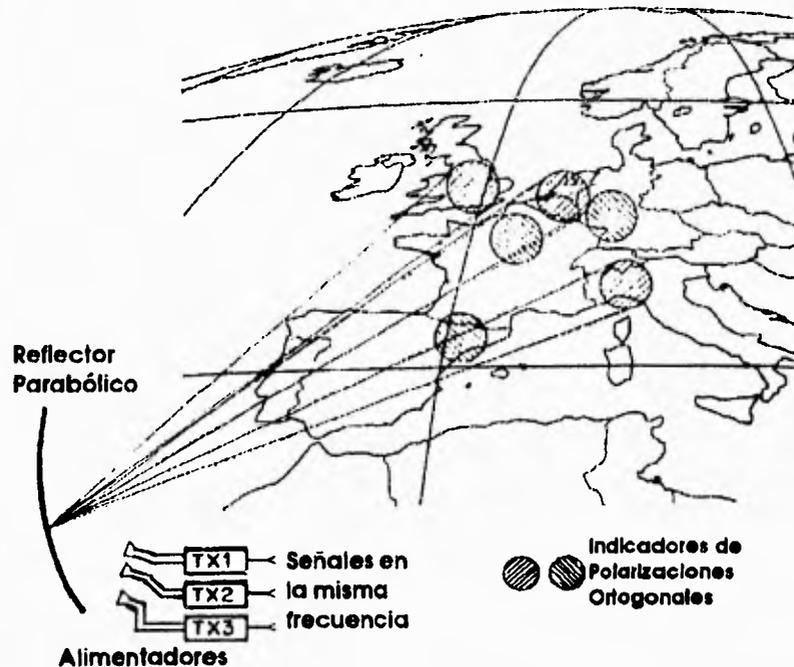


Figura 4.22. Haces múltiples separados.

Haces contiguos

El servicio en una cobertura geométrica dada puede ser proveído por un grupo de haces contiguos estrechos más bien que un sólo haz estrecho ó un haz combinado. Debido a que el haz es más estrecho que un haz el cual puede cubrir la totalidad de la región a servir, la ganancia correspondiente es alta. Este concepto; por lo tanto, tiene gran aplicación pues permite usar estaciones terrenas con antenas de diámetros pequeños.

Debido a que los haces parcialmente se traslapan, las frecuencias usadas deben diferir de un haz a otro. Los haces emplearán; por consiguiente, el ancho de banda total disponible determinado por las regulaciones de radiocomunicación correspondientes. La capacidad por haz está limitada, más severamente cuando el número de haces es grande. Otra desventaja de éste concepto está asociada con el factor que la información transmitida difiere de un haz a otro. Para asegurar interconectividad, deberá operar un procedimiento específico para asegurar el ruteo de las señales entre los haces.

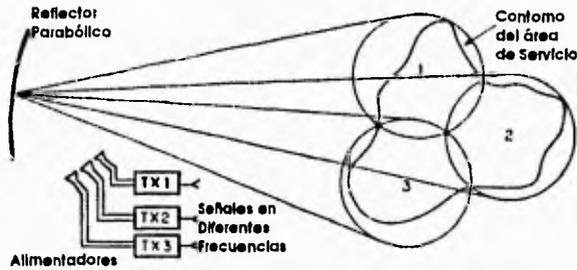


Figura 4.23 Haces múltiples contiguos.

Haz reja.

El concepto presentado anteriormente puede asociarse con el re-use de frecuencias para obtener una reja formada por muchos haces estrechos cuya totalidad pueden soportar grandes volúmenes de información para amplias extensiones de cobertura. El re-use de frecuencias permite la reducción del ancho de banda disponible por haz; dicho ancho de banda también se ve reducido cuando el número de haces es grande. Primero se forma un patrón básico de haces usando un conjunto de diferentes frecuencias, éste patrón se repite regularmente sobre la cobertura (figura 4.24).

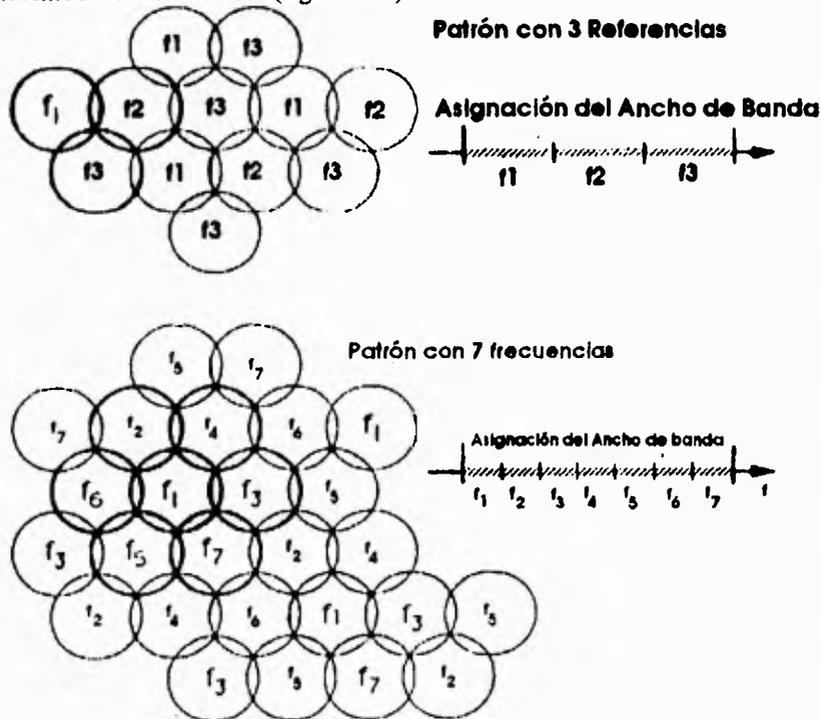


Figura 4.24 Cobertura de reja con un patrón de tres frecuencias (a) y con un patrón de siete frecuencias (b)

La figura también muestra la variación de la distancia angular entre haces los cuales se encuentren re-usando la misma frecuencia; ésta variación está en función del número de frecuencias utilizadas. La distancia angular determina la interferencia inducida en la banda de frecuencias que emplean re-use de frecuencia espacial. La figura 4.25 muestra como ocurre la interferencia sobre un haz en particular para una reja de tres frecuencias. La mayor interferencia ocurre en la orilla del haz, aquí el nivel de interferencia de las señales es alto y el nivel de la señal usada es menor debido a un decremento de la ganancia en los bordes. Las contribuciones de seis haces de los patrones adyacentes en la figura los cuales comparten la misma frecuencia debe ser considerada.

Si se emplea un gran número de haces (y frecuencias) dentro del patrón básico, la distancia angular entre haces usando la misma frecuencia se incrementa; esto lleva a un decremento de la interferencia en el sistema. Por otro lado, el ancho de banda utilizable, al igual que la capacidad del haz, se decrementan consecuentemente.

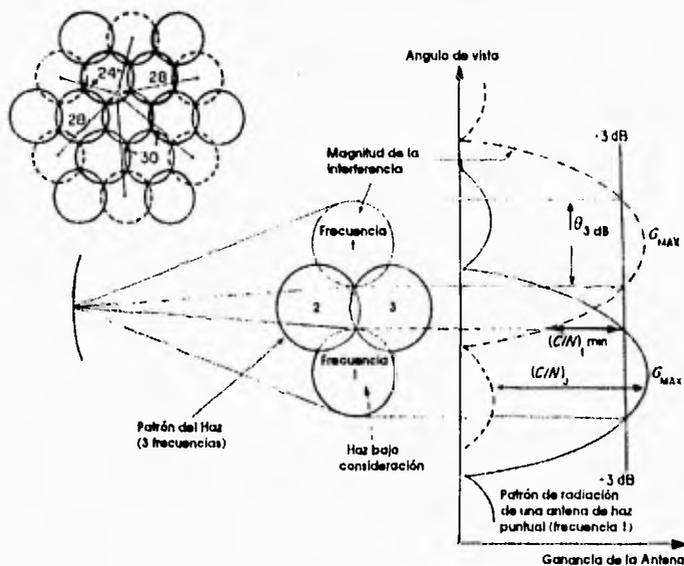


Figura 4.25 Interferencia dentro de un reja.

Bibliografia

- [1] **Satellite Communications Systems**
Maral, Gerard
Cap. 2. "Link analysis"; the characteristics parameters of an antenna
pp. 13-37
Cap. 8. "Earth stations"; the antenna subsystem
pp. 325-338
Cap. 9. "The communications payload"; antenna characteristics
pp.455-484

- [2] **Principles of Communications Satellite**
Gordon, Gary
Cap. 6. "Antennas"
pp. 135-158

- [3] **Electromagnetic fields in multilayered structures**
Bhattacharyya, Arun
Capt. 4 "Microwave Antennas"

Referencias.

UTI - CCIR 1986; VOLUMEN IV
Parte I, "Servicio Fijo Por Satelite"
Reporte 558-3

WARC- 1992
Actas Finales Camr-92,
Ginebra 1992 (Libro Verde)

Capítulo 5. Nuevas tecnologías en antenas.

El lente forzado de microcinta. [1]

Daniel T. McGrath, USAF Laboratorio Phillips, Kirtland AFB, NM

Paul M. Proudfoot, Aeronautical Systems Center, Wright-Patterson AFB, OH

Mark A. Mehalic, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson AFB, OH

El lente forzado de microcinta (Microstrip Constrained Lens ó MCL) es una nueva antena de alta ganancia y haz de lápiz. Es un dispositivo enfocado para microondas que puede reemplazar antenas reflectoras en muchas aplicaciones. Puede emplearse en aplicaciones que requieran usar estructuras ligeras y fabricación barata, con haces múltiples y/o escaneo electrónico, inmunidad a la interferencia, polarización circular ó lineal, menos del 10% del ancho de banda y eficiencia moderada.

Estas características son ventajosas con excepción del 10% del ancho de banda y su eficiencia moderada. La ligereza de la estructura y lo barato de su fabricación se logran usando dos placas de circuito impreso para componer el lente. La propiedad del amplio ángulo de escaneo del lente permite haces múltiples y/o escaneo electrónico. La inmunidad a la interferencia es debida al alto desempeño y bajo nivel de lóbulos laterales del lente; dicha propiedad funciona como un filtro pasabanda. La ventaja de la polarización circular se logra haciendo que los elementos de la cara frontal se polaricen circularmente. Los elementos de la cara trasera y el alimentador mantienen una polarización lineal.

El diseño de la MCL se encuentra dentro de una estructura Plexiglas al frente y una sola corneta alimentadora en el fondo. El lente mismo está compuesto por dos placas de circuito impreso con piezas de microcinta y líneas de transmisión metalizadas sobre las caras opuestas. La figura 2 muestra un par de elementos en perspectiva. Las dos líneas de transmisión están acopladas a través de la ranura en el plano común de tierra.

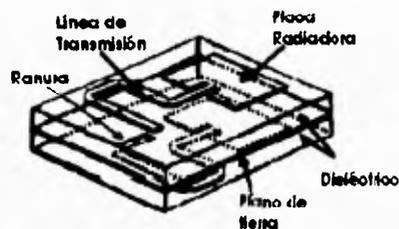


Figura 2.

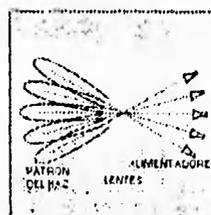


Figura 3.

La operación genérica para la MCL se muestra en la fig. 3. Cada uno de los múltiples alimentadores acomodados sobre una superficie formando una semicircunferencia permitiendo que los lentes produzcan su propio haz en un ángulo diferente. Este

Capítulo 5.

Nuevas tecnologías en antenas.

El lente forzado de microcinta. [1]

Daniel T. McGrath, USAF Laboratorio Phillips, Kirtland AFB, NM

Paul M. Proudfoot, Aeronautical Systems Center, Wright-Patterson AFB, OH

Mark A. Mehlic, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson AFB, OH

El lente forzado de microcinta (Microstrip Constrained Lens ó MCL) es una nueva antena de alta ganancia y haz de lápiz. Es un dispositivo enfocado para microondas que puede reemplazar antenas reflectoras en muchas aplicaciones. Puede emplearse en aplicaciones que requieran usar estructuras ligeras y fabricación barata, con haces múltiples y/o escaneo electrónico, inmunidad a la interferencia, polarización circular ó lineal, menos del 10% del ancho de banda y eficiencia moderada.

Estas características son ventajosas con excepción del 10% del ancho de banda y su eficiencia moderada. La ligereza de la estructura y lo barato de su fabricación se logran usando dos placas de circuito impreso para componer el lente. La propiedad del amplio ángulo de escaneo del lente permite haces múltiples y/o escaneo electrónico. La inmunidad a la interferencia es debida al alto desempeño y bajo nivel de lóbulos laterales del lente; dicha propiedad funciona como un filtro pasabanda. La ventaja de la polarización circular se logra haciendo que los elementos de la cara frontal se polaricen circularmente. Los elementos de la cara trasera y el alimentador mantienen una polarización lineal.

El diseño de la MCL se encuentra dentro de una estructura Plexiglas al frente y una sola corneta alimentadora en el fondo. El lente mismo está compuesto por dos placas de circuito impreso con piezas de microcinta y líneas de transmisión metalizadas sobre las caras opuestas. La figura 2 muestra un par de elementos en perspectiva. Las dos líneas de transmisión están acopladas a través de la ranura en el plano común de tierra.

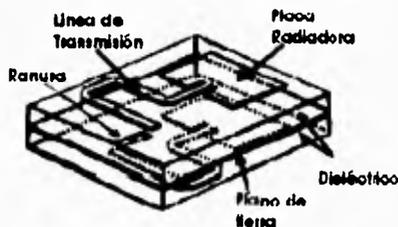


Figura 2.

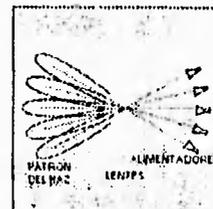


Figura 3.

La operación genérica para la MCL se muestra en la fig. 3. Cada uno de los múltiples alimentadores acomodados sobre una superficie formando una semicircunferencia permitiendo que los lentes produzcan su propio haz en un ángulo diferente. Este

arreglo, usualmente llamado antena multi-haz (MBA), escanea electrónicamente simplemente por la conmutación de encendido y apagado de los alimentadores. Uno de estos usos es en las antenas de los satélites de comunicaciones, donde cada alimentador proporciona una cobertura para una región geográfica diferente.

Lentes forzados.

El término forzado fue usado para caracterizar esta clase de lente debido a que los rayos tienen que pasar a través de este lo cual no obedece las leyes de Snell, en vez de esto, son obligados a seguir las trayectorias de las líneas de transmisión. En los ejemplos anteriores fueron usadas placas paralelas, seguidas por lentes de guía de onda como se muestra en la figura 4, la cual ha sido usada en satélites de comunicaciones militares. Las caras anterior y posterior curvadas permiten un amplio ángulo de escaneo.



Figura 4.

La primera filosofía de estas estructuras era que las guías de onda fueran construidas con placas de metal dieléctrico, un medio cuyo índice de refracción es menor que la unidad, con lo que la velocidad de fase dentro de una guía de onda es tan alta como en el espacio libre. H. Gent prefirió ver esto como dos arreglos de antena (guías de ondas abiertas por los extremos) colocadas en direcciones opuestas e interconectadas por líneas de transmisión, una percepción que abría muchos nuevos caminos para el diseño de antenas. El lente de Gent estaba formado por dos arreglos planares de dipolos envueltos conectados a través de sus planos de tierra por líneas de transmisión de línea gemela la longitud de las líneas de transmisión era una función cuadrática del radio al centro del lente. Esto imitaba las características de enfoque de un lente dieléctrico delgado. La variación de la longitud de la línea era el único grado geométrico de libertad usado, mientras que la posibilidad de usar lentes frontales y posteriores de superficies curvadas se usaba para obtener amplios ángulos de escaneo.

Hay otro grado geométrico de libertad posible, el cual permite el desplazamiento de los elementos de la cara trasera de tal forma que no se encuentren directamente junto a su contraparte en la cara frontal. Esta es la característica que, aunada a la variación en la longitud de la línea, permite al MCL conseguir amplios ángulos de escaneo.

El diseño de las lentes forzados.

La figura 5 muestra un corte de sección transversal a través del lente y la superficie del alimentador en el plano $\phi=0^\circ$. El lente puede tener dos puntos focales perfectos a una distancia F desde el centro de la cara trasera. Sin embargo, los amplios ángulos de escaneo sólo se logran cuando estos puntos coinciden en uno mismo, este es $\theta_0=0$. Dos puntos focales distintos están garantizados si la antena debe cubrir un plano de escaneo predeterminado, en cuyo caso θ_0 debe escogerse de dos ó tres veces el ancho de haz de la antena. La superficie focal está descrita como una función $G(\theta)$, con $G(\theta_0)=F$.

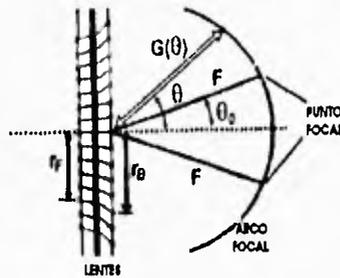


Figura 5.

Para iniciar el diseño, los elementos de la cara frontal están arreglados en una rejilla triangular equilátera uniforme. El espaciado de la rejilla se escoge, como para un arreglo de antenas ordinario para prevenir la formación de lóbulos laterales. Si r_F es el radio desde el eje del lente hasta el elemento de la cara frontal de la antena, entonces el radio correspondiente, r_B , para el elemento de la cara trasera es:

$$r_B = r_F \left[\frac{F^2 - r_F^2 \text{Sen}^2 \theta_0}{F^2 - r_F^2} \right]^{\frac{1}{2}} \quad [1]$$

la longitud de la línea de transmisión eléctrica es:

$$L = L_0 + F - 0.5\sqrt{F^2 + r_B^2 - 2r_B \text{Sen} \theta_0} - 0.5\sqrt{F^2 + r_B^2 + 2r_B \text{Sen} \theta_0} \quad [2]$$

donde:

L_0 = una constante arbitraria,

asegura que L es siempre positiva.

Los alimentadores serán acomodados sobre la superficie local de tal manera que los haces adyacentes traslapen en puntos de -3dB . Cuando $\theta_0=0$, se aplica la siguiente expresión analítica para la superficie focal:

$$G(\theta) = F + \frac{F}{4} \frac{\text{Sen}^2 \alpha \text{Sen}^2 \theta}{(1 - \text{Sec} \alpha) \left(1 + \text{Sen} \alpha \frac{\text{Sen} \theta}{\sqrt{2}} \right)} \quad [3]$$

$$\alpha = \text{Sen}^{-1} \left[\frac{D}{2F} \right] \quad [4]$$

donde:

D = diámetro de apertura.

Diseño de la microcinta.

Las ecuaciones 1 a la 4 proporcionan un diseño genérico que es aplicable a muchos elementos de antenas y líneas de transmisión. cuando la estructura de la microcinta cuenta con líneas de transmisión y se usa una ranura de acople, las variables a ser determinadas son el ancho de la pieza a y la longitud b , el ancho de la línea de transmisión w , la longitud de la línea de transmisión que va dentro de la pieza d , la longitud y el ancho de la ranura, y la longitud de la línea de transmisión extendida que pasa a través de la ranura ΔL .

La longitud de la pieza y su ancho están determinados por patrones de diseño de microcintas ordinarios, los cuales consideran a ésta pieza como una sección de la línea de transmisión de la microcinta. La relación longitud/ancho típicamente se selecciona entre 1.3 a 1.4 para maximizar su eficiencia de radiación. Esta longitud es $0.65\lambda_0\epsilon_r^{-0.5}$, donde ϵ_r es el sustrato de permitividad relativa. La impedancia de entrada de la pieza es cercana a 300Ω en sus bordes, y de 300Ω las líneas de transmisión que pueden ser sumamente delgadas, de tal manera que la línea de transmisión está insertada una distancia d a lo largo del borde para permitir una baja impedancia en la línea de transmisión. La impedancia característica Z_0 se elige simplemente para hacer el ancho de la línea conveniente para trabajarla; de tal manera d es aproximadamente:

$$d = \left(\frac{b}{\pi}\right) \cos^{-1} \left[\frac{Z_0}{\sqrt{\text{Re}}} \right] \quad [5]$$

donde

Re= impedancia de entrada en los bordes,
también se encuentra del modelo de la
línea de transmisión.

El ancho de la ranura se selecciona de tal forma que la impedancia característica de ésta ranura sea la misma que la de las líneas de microcinta. El porcentaje de potencia que se acopla a través de la ranura generalmente es grande si la ranura es grande, puede ser hasta un medio de la longitud de onda. Sin embargo, esta ranura debe hacerse pequeña para que no produzca resonancia en la frecuencia de diseño, lo cual permitiría directamente, radiación desenfocada a través de la estructura del lente.

Las terminales de las líneas de microcinta ligeramente menores (por una longitud ΔL) a un cuarto de la longitud de onda de la guía de onda unida a la ranura. La longitud ΔL es la extensión de la longitud aparente de una línea de microcinta a circuito abierto:

$$\Delta L = 0.412h \frac{(\epsilon_{\text{eff}} + 0.3) \left(\frac{W}{h} + 0.264 \right)}{(\epsilon_{\text{eff}} - 0.258) \left(\frac{W}{h} + 0.8 \right)} \quad [6]$$

donde

h = sustrato de espesor
 ϵ_{eff} = permitividad relativa efectiva.

En estos diseños de microcinta, las caras de los radiadores frontal y trasero no tienen el mismo tipo de elementos. Una configuración particularmente interesante.

mientras se demuestre, es aquella en la cual los radiadores frontales son polarizados circularmente. Un ejemplo de una estructura de microcinta polarizada circularmente es una que está muy cercana al cuadrado, esta es alimentada desde un extremo y tiene una ranura a lo largo del centro de pieza. Manteniendo los elementos de la superficie trasera polarizados linealmente, los alimentadores deberán estar polarizados linealmente, pero la antena en conjunto estará polarizada circularmente.

Lentes experimentales y sus resultados.

Para éste fin fueron desarrollados cuatro prototipos de MCL's con mejoramientos progresivos a través de tres iteraciones. Los parámetros de diseño de éstos lentes está listado en la tabla I.

Tabla I.

Curso	Error de Orientación (grados rms)	Nivel de señal (dB rms)	Duración de la muestra (sec.)
Recto	0.74	-0.30	10
	1.86	-2.59	15
	1.37	-1.09	15
	3.50	-3.90	25
	1.07	-1.59	30
	1.24	-0.33	10
Con Curvas	3.14	-0.5	42
	2.37	-1.7	30
	2.07	-1.47	30
	3.74	-1.76	20
	2.91	-1.52	45

El primer prototipo simplemente demostraba el enfoque del lente y el amplio ángulo de escaneo. Este empleaba pin alimentadores directamente soldados a las terminales de las líneas de transmisión y llevados a través de pequeños agujeros en la placa común de tierra. El segundo y tercer prototipo, operan a 8 y 12 GHz, respectivamente, usaban los acopladores de ranura. Mientras que su desempeño fue sólo ligeramente mejor que el primer prototipo, estos fueron considerablemente más fáciles de construir, debido a que la alineación de los circuitos impresos es menos crítica y no hay necesidad de soldar. El tercer prototipo hace el primer esfuerzo serio para maximizar la ganancia por el uso de substratos de materiales de menores pérdidas y optimizando los acopladores para las ranuras. Esto también redujo los efectos de desborde (spill over) debidos a la crosspolarización de los elementos de las superficies trasera y frontal.

Esta antena fue fabricada por fotograbado de una placa de circuito de doble lado. La otra mitad del lente fue fotograbada sobre una placa de circuito de un sólo lado. Las dos placas fueron entonces rápidamente unidas con pegamento de contacto.

Desempeño del patrón de radiación

La figura 7 muestra patrones sobrepuestos de varios ángulos de alimentación diferentes en los planos E y H. El plano E es paralelo a los bordes cortos de las estructuras de los radiadores. Estos patrones muestran que el lente enfoca bien para alimentadores arriba de 6 veces el ancho de haz fuera del eje en todos los planos de escaneo. La ganancia baja rápidamente cerca de 30° de escaneo debido al incremento de la superficie de reflexión.

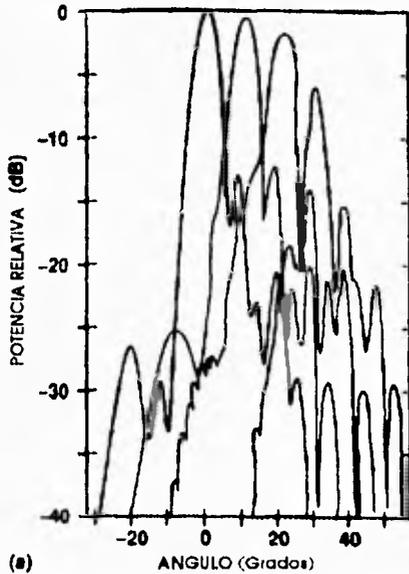


Figura 7

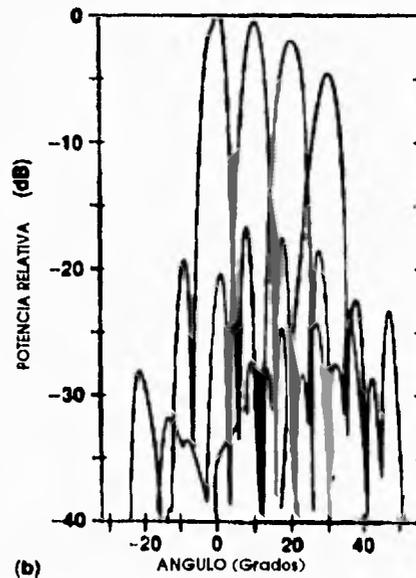


Figura 8.

La superficie de reflexión es la misma que el coeficiente de reflexión activo del arreglo de microcinta, el cual se incrementa rápidamente conforme el ángulo de escaneo se aproxima al lóbulo lateral. Se puede obtener una alta ganancia con ángulos amplios usando un espaciado entre elementos muy pequeño.

Ancho de Banda y Aislamiento

Las propiedades de transmisividad del lente prototipo número 4 fueron medidas sobre un ancho de banda amplio, mostrado en la figura 8, colocando el lente entre dos antenas de corneta opuestas. El ancho de banda entre puntos de ganancia de -3dB es aproximadamente 10%. La ganancia decae rápidamente fuera de la banda, proporcionando inmunidad contra fuentes de interferencia en bandas superiores o inferiores.

Ganancia.

Los primeros tres prototipos de lentes no se diseñaron para maximizar la ganancia de la antena. Estos usaban material de la placa de circuito ordinario (epoxy-fibra de vidrio) el cual tiene pérdidas considerables en las frecuencias de microondas. Tampoco

proporcionaron conocimiento sobre las correctas dimensiones para los acopladores de las ranuras. El último lente sí corrigió estas deficiencias, resultando en un mejoramiento de aproximadamente 3dB. Esta medida de ganancia global fue de 22.3dBi comparada con la ganancia teórica máxima que era de 33dBi para este diámetro de apertura (15.6"). De estos 8dB de diferencia, 5.5dB fueron debidos al alimentador, incluyendo pérdidas estrechas debidas a la no uniformidad de iluminación del lente, pérdidas por desborde, inserción de pérdidas en la transmisión desde la corneta hasta el cable medidas en el cable, y astigmatismo debido al factor de que el centro de fase de la antena en los planos E y H no están en el mismo punto. Los restantes 2.5dB de pérdidas fueron debidos a reflexiones en la superficie, pérdidas en la línea de transmisión y pérdidas insertadas por los acopladores de las ranuras así como pérdidas del mismo lente. Sin embargo, la eficiencia neta fue del 56%.

Antena Monopulso de Microcinta para comunicación de móviles terrestres.[2]

Q. García (*), C. Martín(*), J.C. del Valle (),
A. Jongejans(***), P. Rinous(***), M.N. Travers(***)**

Introducción.

Un costo bajo es uno de los principales requerimientos para que un sistema de comunicaciones pueda producirse en masa, uno de éstos casos es el de los satélites para comunicación de móviles terrestres. La tecnología de microcinta parece satisfacer éste requerimiento el cual se sustenta en un bajo costo en el diseño del sistema de rastreo. La siguiente información describe una antena y su sistema de rastreo asociado desarrollado mediante un contrato con la Agencia Espacial Europea (ESA). Dicho desarrollo es parte del trabajo de preparación para promover un sistema Europeo de Satélites para Móviles principalmente orientado para la industria transportista internacional ("EMS European Mobile System". IMSC'93").

Actualmente las comunicaciones satélite móvil terrestre están ofreciendo bajo intercambio de Bit datos de información, pero muy altas tasas de comunicación de voz se siguen contemplando.

Las comunicaciones de voz en banda-L requieren una antena de mediana ganancia (≈ 11 dBi) la cual tiene que estar orientada hacia el satélite. Las antenas fijas de cobertura hemisférica no pueden proveer esta ganancia, de tal manera que un sistema completo para la antena debe estar en dos partes fuertemente relacionadas, el subsistema aéreo y el subsistema de orientación.

Las especificaciones de la antena son similares a las de otros programas (p.ej . MSAT-X ó INMARSAT-M). Las frecuencias de operación en el rango de banda-L van de 1530 a 1559MHz en Rx y de 1631.5 a 1660.5 en Tx, con una ganancia de alrededor de 10-12 dBi en polarización circular (probado para RHC y posiblemente en producción LHC).

El requerimiento de radio axial es de 3dB en el ancho de haz utilizado, incluyendo el efecto del techo del auto, el cual puede causar fuertes distorsiones en el patrón de la antena; finalmente, para evitar la interferencia causada por otros satélites, fue especificado un aislamiento por crosspolarización de 20dB de 30° a 50° fuera de la antena en el plano azimuthal. La técnica de manufactura elegida para la antena fue microcinta, la cual proporciona el bajo costo cuando se compara con otras técnicas para fabricación de antenas, debido al proceso fotolitográfico que ésta técnica permite. Esta debe estar acompañada con una selección cuidadosa de los materiales a emplear, los cuales tienen un desempeño eléctrico aceptable, mientras mantengan un bajo costo. El diseño de la red de alimentación debe seguir también éstos lineamientos de diseño, minimizando el número de componentes para reducir el proceso de ensamble.

El diseño del sistema de rastreo está también envuelto en los requerimientos de bajo costo, y esto impone también una asociación entre el funcionamiento de rastreo y técnicas para la reducción de precios.

Sistema de rastreo

El esquema de rastreo seleccionado fue un sistema monopulso de lazo cerrado el cual proporciona tanto alto grado de aproximación como respuesta en el tiempo real sin la necesidad de dispositivos de orientación adicionales para una orientación apropiada. El alcance de información de la antena, después de la modulación, para un receptor de rastreo el cual comanda el motor para corregir la posición de la antena hacia el satélite.

Un esquema monopulso clásico requiere dos señales (llamada señal Suma- Σ y señal Diferencia Δ) para rastrear la posición del satélite. La señal suma (la cual también lleva la información) se obtiene a través de sumar las señales en fase recibidas en cada radiador, y la señal diferencia se obtiene a través de la suma de señales defasadas provenientes de elementos simétricos del arreglo.

La característica impar de la señal diferencia hace que ésta sea nula cuando la antena está orientada correctamente hacia el emisor, y el canal suma recibe un máximo en la misma situación. Debido a que ambos canales son procesados independientemente en el receptor, el canal suma es usado para el manejo de datos y el canal de Diferencia para propósitos de rastreo, usando la señal recibida en éste canal para manejar un controlador del motor.

Actualmente, la señal usada para rastreo no sólo es la señal Δ , pero la relación Δ/Σ , la cual hace que el sistema sea insensible a efectos de desvanecimiento. Esta señal es comparada con una tabla, previamente almacenada, de los valores de la función, y la antena es orientada a su posición correcta a partir de una sola medición, lo que hace al sistema extremadamente rápido. Técnicas digitales permiten éste rápido procesamiento de la señal y rapidez en la decisión de movimientos.

En un esquema monopulso clásico esas dos señales son convertidas a señales de bajada y procesadas a través de dos cadenas receptoras balanceadas, y mediante un control automático de ganancia (AGC) trabajando con el canal suma sobre la diferencia recibida, el cual nos proporciona la señal error. Este esquema tiene dos problemas. Requiere una junta rotatoria de canal dual y dos cadenas receptoras balanceadas.

Estas dos desventajas nos hacen considerar un esquema Monopulso Modulado el cual ha trabajado apropiadamente en el programa MSAT. El diagrama de bloques se muestra en la fig. 1. Las señales suma y diferencia son generadas en el formador del haz monopulso de RF, y son llevadas al modulador monopulso, compuesto de un desplazador de fase de 180° y un acoplador direccional. La señal diferencia pasa a través del desplazador de fase el cual está conmutado a una frecuencia constante fue generando una señal $\Delta(t) P(t)$ en la salida, donde $P(t)$ es una señal cuadrada. Esta diferencia modulada en AM es adicionada a través de un acoplador direccional a la señal suma debido a que el factor de acoplamiento da lugar a una pérdida en la trayectoria de $(1/C2)^{1/2}$ en el canal suma, la señal de salida es:

$$V(t) - (1-C2)^{1/2} \Sigma(\theta, t) + C\Delta(\theta, t)p(t).$$

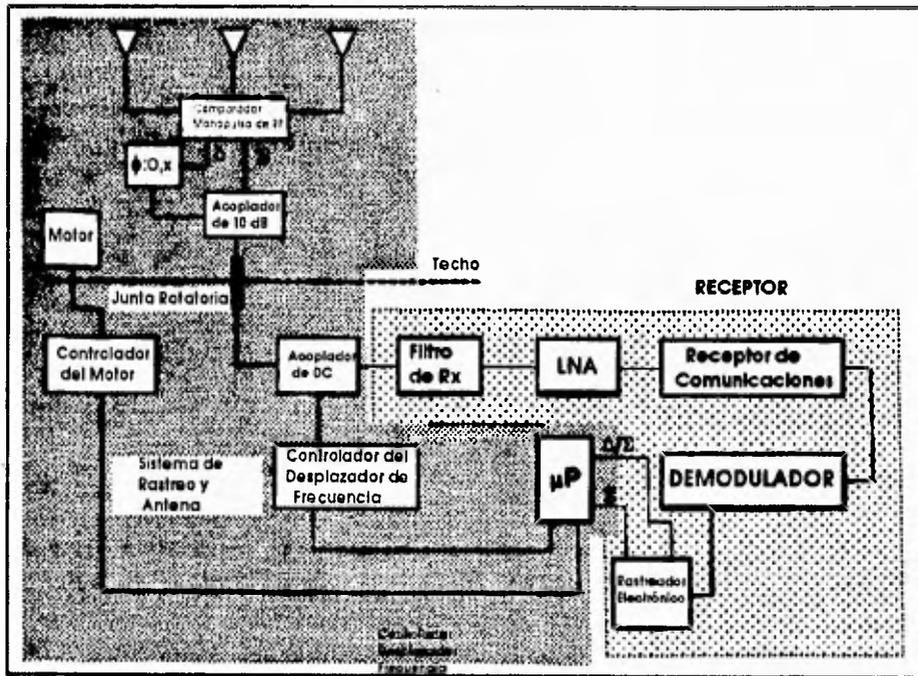


Figura 1.

La modulación de las frecuencias multiplexadas en el puerto diferencia de las señales Suma y Diferencia ambas señales están incluidas en $V(t)$ independientemente: su espectro tiene la señal Suma en f_{Rx} , y la señal Diferencia en $f_{Rx} \pm f_c$. Esta señal convertida en señal de bajada y dividida, uno de los canales es filtrado a través de un filtro pasabajos con lo que se obtiene la señal de información Suma, la otra parte es sincronamente detectada con una réplica retardada de la señal modulando $p(t)$. Un dispositivo de radio proporciona una señal proporcional a Δ/Σ usado para controlar los movimientos de la antena a través del procesador de rastreo.

El receptor usado en este proyecto fue fabricado por SNEC (Francia), y éste desarrolla los procesos de detección y demodulación, proporcionando dos señales de salida las cuales son manejadas por el procesador de rastreo. El tiempo de integración del receptor fue 50ms y las señales de salida en el rango de 0 a 3 volts y de -2.5 a 2.5 volts para los canales Suma y Diferencia respectivamente. El procesador de rastreo está basado en el microprocesador de propósito general Z80, con tres controladores 8225 programables y/o paralelos los cuales proporcionan un interface TTL compatible entre el interface de datos y el CPU, memorias RAM y ROM para el código fuente y operaciones de procesamiento, y un mínimo de lógica adicional.

Las señales proporcionadas por el receptor rastreador son ruteadas a 2 convertidores analógico-digital PMI-ADC912 idénticos de 12 bits. La frecuencia de muestreo es 3.2KHz y el tiempo de conversión es de 12 microsegundos.

El ángulo del paso del motor fue 7.5° con una relación de reducción de 1:7. La máxima velocidad angular de la antena fue $40^\circ/\text{seg}$. El uso de un motor a pasos permite que el sistema no requiera de ningún tipo de codificador, puesto que el microprocesador cuenta el número de pasos para controlar los movimientos de la antena.

Los algoritmos están almacenados en una memoria EPROM. Dos puertos de 12 bits son entradas al CPU el cual adquiere los datos generados por los convertidores A/D. Un puerto de 8 bits está configurado para controlar los datos hacia I/O, así como extraerlos del CPU. El dato para el manejo del motor está compuesto por la dirección del movimiento y el número de pasos que el motor tiene que moverse.

El receptor rastreador puede incluir dispositivos de orientación adicionales tal como sensores de velocidad de movimiento de estado sólido para mantener el enlace en medios con desvanecimiento especial o cuando la señal que emite el satélite desaparece (por ejemplo en un túnel). Estos dispositivos tienen una rápida respuesta, y también deben usarse con el principal sistema de rastreo, chequeando periódicamente con el sistema de lazo abierto para corregir el posible error.

Procesos de adquisición y rastreo

En la adquisición inicial del procesador comanda la antena para lograr un seguimiento de 360° sobre el satélite. El número de pasos en el modo de adquisición está determinado por el ancho de haz redondeado a un número entero de pasos del motor. Por esta razón, la antena se mueve en pasos de 15° buscando el máximo. En cada paso el nivel de señal es leído y promediado.

El canal usado en la adquisición es el canal Suma. Cada vez que el sistema reconoce el máximo, se ordena a la antena moverse a la posición indicada. La antena sigue la trayectoria de menor longitud para moverse al punto indicado. El valor máximo es almacenado y usado para calcular un nivel de referencia el cual es menor a 7dB.

Una vez que la antena ha sido orientada correctamente en la dirección del satélite en la adquisición inicial, el sistema conmuta al algoritmo de rastreo para dejar a la antena correctamente orientada.

El nivel de señal del canal Suma controla el estado del sistema: si este valor es mayor que el nivel de referencia éste se mantiene en modo de rastreo, pero si este valor es menor que el de referencia, después de 5 segundos, éste efectúa una re-adquisición.

Descripción de la antena

Con el fin de reducir el número de elementos necesarios para obtener la ganancia especificada (10-2 dBi), y para reducir también la masa y la inercia de la parte aérea, fue seleccionado un sustrato de baja permitividad ($\epsilon \approx 1.1$), dando lugar a un gran tamaño con alta ganancia en un sólo elemento.

Fueron necesarias tres placas cuadradas para obtener el requerimiento de ganancia, y para cumplir con la especificación de aislamiento intersatelital, los elementos laterales fueron alimentados con un nivel de amplitud de 3dB.

Se tomó un sustrato delgado de 5mm; la selección inicial de 10mm. hizo que la pieza tuviera un acoplamiento puerto a puerto relativamente grande, lo que afectaba el nivel de cros polarización. Esta reducción en la altura no afectó seriamente la ganancia del

radiador puesto que el tamaño de la pieza se mantiene inalterado por el adelgazamiento del sustrato.

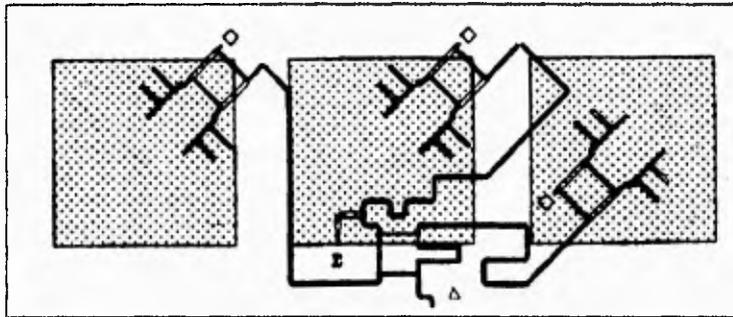


Figura 2.

El ancho de banda VSWR del elemento estructural es alrededor de 55MHz($\approx 3\%$) con un acoplamiento puerto a puerto mejor en 30dB. Dos redes combinadas con sintonizadores de doble arrastre están conectadas en ambas entradas de cada radiador y a los 3dB de acoplamiento requeridos para polarización circular. Los elementos polarizados circularmente están conectados al comparador de RF el cual proporciona las señales suma y diferencia. Este también proporciona la amplitud constante para los elementos laterales en el patrón suma. Los canales suma y diferencia están aislados por más de 35dB en recepción y alrededor de 25dB. en transmisión. La figura 2 muestra la antena y la estructura de la red formadora del haz. El "crosstalk" entre los puertos suma y diferencia es un factor importante en un sistema monopulso dado que un bajo aislamiento da lugar a errores en la señal diferencia, lo cual afecta la información de error de orientación. El nivel de aislamiento obtenido con el comparador descrito($\approx 35\text{dB}$) asegura un error mínimo debido al acoplamiento.

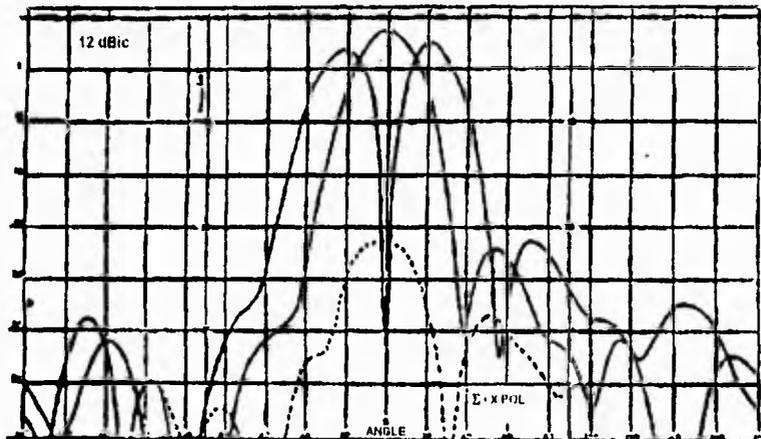


Figura 3.

En la figura 3 se muestran los patrones de radiación medidos en media banda de la frecuencia de recepción. El desempeño en ganancia y radio axial vs. frecuencia de la antena aislada se muestra en la figura 4.

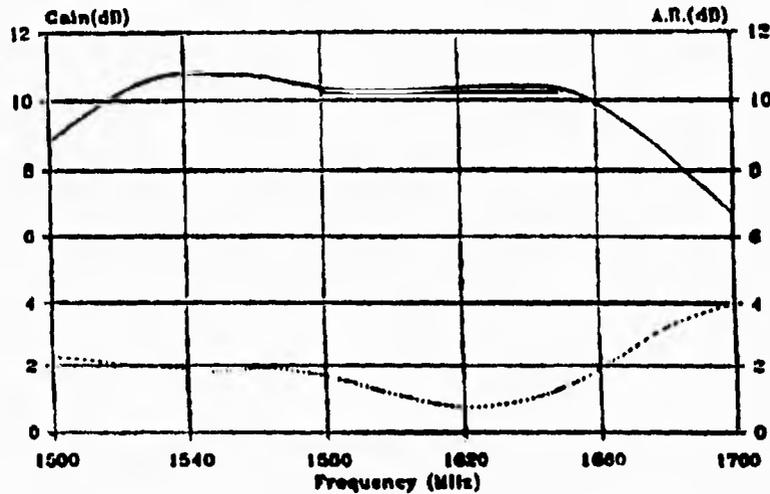


Figura 4.

Una constante asociada a este diseño de antena es la elevación del haz radiado por el arreglo, afectado por el "techo de auto" situado muy cerca, el cual actúa como un plano de tierra. Un estudio GTD de los efectos del plano de tierra sobre el funcionamiento de la antena nos hace seleccionar una antena más alta que el plano de tierra de 0.5λ (aprox. 90mm.) para minimizar el deterioro del radio axial.

El modulador, el cual genera la diferencia sobre la señal suma es usado para proporcionar el voltaje de error para mover la antena. Este está compuesto de un acoplador direccional y un desplazador de fase de 180° conmutado continuamente el cual multiplexa las señales suma y diferencia, proporcionando la señal $\Sigma \pm \Delta$, ruteada hacia el receptor, donde una circuitería especial en nivel RF se usa para recuperar la señal suma para el control de la antena.

El diseño del modulador de fase $0-\pi$ está basado en un acoplador híbrido "rate race". Un análisis de la operación muestra que el desplazamiento de fase requerido es obtenido con dos diodos, en sentidos opuestos, colocados en los puertos balanceados del híbrido. Cuando un diodo se encuentra en estado de conducción (en directa), el otro está en inversa con el voltaje de unión del primero (≈ 0.85 volts).

Esta operación limita la potencia de RF manejada cuando el sistema transmite una elevación de la capacidad de potencia manejada por el modulador dio 36.7dBm en transmisión para el diodo seleccionado(MA/4P404).

El circuito completo del modulador(acoplador y desplazador de fase) está esquematizado en la figura 5.

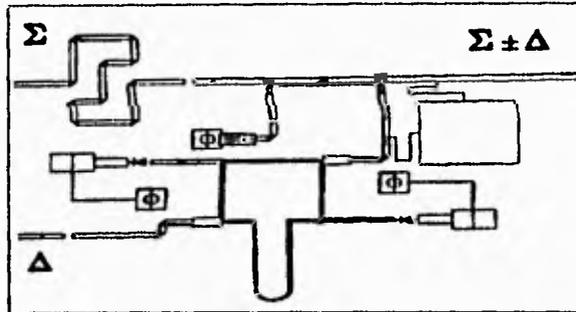


Figura 5.

La longitud de la trayectoria suma y diferencia está balanceada en fase para tener operaciones correctas de suma ($\Sigma+\Delta$) y diferencia ($\Sigma-\Delta$). La longitud adicional de línea fue incluida en la ruta directa (Σ) del acoplador, dando lugar a altas pérdidas en éste canal (aprox. 1 dB). El nivel de acoplamiento entre la diferencia y el puerto de entrada fue 10dB, y el aislamiento entre canales fue mejor a 20dB sobre la banda. El resto de la circuitería de RF está aislada desde la señal de DC con varios capacitores que bloquean la DC.

La entrada principal de la unidad exterior completa (antena y diferencia sobre el modulador suma) medido en el puerto de la unión rotatoria es mejor a 20dB en 1550 MHz y mejor a 13dB en 1650MHz.

Diseño mecánico.

Los materiales usados para los componentes específicos son nylon (mecanismos y engranajes) y aluminio (estructuras de soporte). Estos aligeran el peso de las partes móviles y reducen el torque del motor. Las piezas de aluminio son de una sola pieza y maquiladas por prensa. La altura de la antena requerida (90mm) incluye el diseño del radomo, el cual actúa como un recinto e interface, lo que permite la instalación sobre el techo de un auto ó sobre un mástil en el caso de camiones.

Existen sólo dos conectores de salida, uno para el RF y línea de DC y uno para alimentar el motor y control. Esto minimiza la complejidad de los interfaces entre la antena y el móvil. Este diseño permite un costo estimado para producción en masa de \$1,200USD.

El diagrama general de la antena se muestra en la figura 6. Las dimensiones de la antena con el radomo son 27x59cm(diámetro).

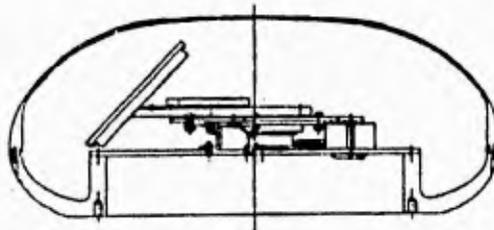


Figura 6.

Pruebas de Funcionamiento

La prueba efectuada fue dedicada a evaluar la aproximación del rastreo y el mantenimiento del enlace móvil - satélite para diferentes medios. la antena fue montada en una van donde se instaló todo el equipamiento requerido para el manejo y registro de resultados. El segmento espacial empleado para éstas mediciones fue el satélite INMARSAT, el cual transmitió con una señal portadora PRODAT en 1547.8 MHZ.

La figura 7 registro el servicio para un móvil, donde se muestran la lectura del giro y la posición de la antena. La tabla I muestra el desempeño del sistema en términos de fluctuaciones de señal y error de orientación, medidos por comparación con la señal de una referencia del giro.

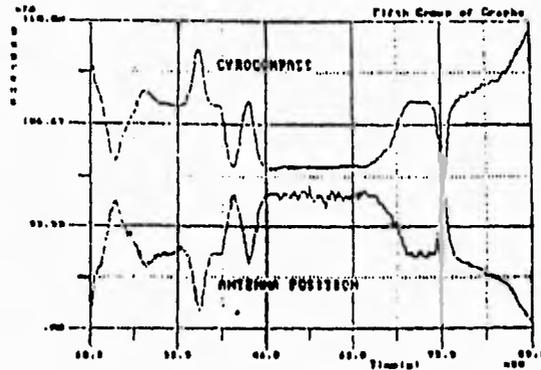


Figura 7.

Antena Terminal Móvil en Banda - L para Helicópteros.[3]

T.K. Wu, k. Farazian, N. Golshan, D. Divsalar, S. Hinedi

Introducción.

La comunicación satélite - helicóptero (H-SATCOM) es una preocupación actual, ya que tiene innumerables aplicaciones, tal como, misiones de emergencia y rescate, perforaciones marítimas, combate a incendios, accesos rápidos, transportación de pasajeros, etc. Por ejemplo, los controladores de tráfico aéreo noruegos (ATCs) están monitoreando viajes de helicópteros a través del Mar del Norte para plataformas petroleras usando datos de posición enviados automáticamente desde los helicópteros hasta los ATCs vía el International Maritime Satellite (INMARSAT).

El Laboratorio de Propulsión Jet (JPL), bajo un contrato con la Administración de Aviación Federal (FAA), está llevando un estudio de implementación de sistema de comunicación en tiempo real, ligero, pequeño, y de bajo costo específicamente para H-SATCOM. Aquí, el ángulo de inclinación lateral se asume como de $\pm 60^\circ$ y el satélite es el Inmarsat ó la Corporación de Satélite - Móvil Americana (AMSC) ó el satélite de Órbita Terrestre Baja (LEO) del sistema IRIDIUM. Los requerimientos para las antenas de helicópteros son:

1. Debe cumplir con los estándares de la industria, por ejemplo, ARINC741 y especificaciones para terminales móviles aeronáuticas del Inmarsat LGA (Antenas de Baja Ganancia).
2. Proporcionar una ganancia de 0 dBic en 360° azimutales y desde zenith hasta 40° arriba del horizonte.
3. Las frecuencias de transmisión y recepción inician en 1.62-1.67 y 1.53-1.56 GHz, respectivamente, la potencia de transmisión inicia en 19.2 watts.
4. La VSWR inicia en 1.5:1
5. Tamaño pequeño
6. Bajo peso
7. Bajo costo.

Hay sólo dos únicos desafíos técnicos en la determinación de la mejor antena para helicóptero. En primer lugar es el desvanecimiento periódico de la señal causado por las hélices del motor. El segundo problema es la multi-trayectoria causada por la dispersión debida a la complicada forma del cuerpo del helicóptero. Los objetivos del estudio de ésta antena son:

1. Seleccionar el sistema para H-SATCOM de bajo costo, peso ligero y tamaño pequeño.
2. Determinar la mejor posición de la antena en el helicóptero para minimizar el bloqueo de la señal por las aspas del rotor y el efecto de multi-trayectoria debido al cuerpo del helicóptero.

Selección de la antena.

Para asegurar que se consideraron todas las opciones de antenas, las antenas de baja ganancia (LGAs), las antenas de media ganancia dirigidas están todas ellas incluidas en este estudio.

Las antenas reflectoras de alta ganancia ($\geq 20\text{dB}$) en la banda-L son usualmente de un gran tamaño (la menor de 5' de diámetro y 1.25' de alto) y de gran peso. Además, es necesario un voluminoso y caro sistema de rastreo para dirigir el haz de la antena reflectora en la dirección del satélite. Por éstas razones no es factible colocarse en un helicóptero.

En general, las antenas de media ganancia (incluyendo arreglos dirigidos electrónicamente y mecánicamente) son más caros y más difíciles de construir que una antena de baja ganancia debido al factor que un sistema adicional de rastreo es requerido para dirigir el delgado haz de la antena hacia el satélite. Sin embargo, las LGAs omnidireccionales, como se resume en la Tabla 1, son simples, de fácil elaboración y bajo costo. Adicionalmente, las antenas de baja ganancia son típicamente diez veces más pequeñas que las antenas de media ganancia. Esto hace el montaje de la antena sobre el helicóptero relativamente sencillo. De esta manera se seleccionaron las antenas de baja ganancia para el H-SATCOM.

Tabla 1. Resumen de la Antena Móvil en banda-L.

Tipo de Antena*	HT	Dia.	Ganancia (dB)	Ancho de Banda (%)	HPBW (*)	Radio Axial (dB)	Forma del Haz (patron)	Costo (\$/unidad) ^b
Arreglo Dirigido Mecánicamente 1. Arreglo Yagi 2. Arreglos Forjados	3.8 15	53 51	≥ 10 ≥ 10	6.25 6.25	40 40	4 3	Haz dirigido en AZ	450 600
Arreglo Dirigido Electrónicamente 1. Dola 2. Teledyne	3.3 1.8	61 54	≥ 8 ≥ 8	6.25 6.25	40 40	4 4	Haz dirigido tanto en AZ como en EL	1600 1800
Omni Baja Ganancia								
1. Dipolo cruzado	12	8	≥ 4	25	100	7	Cardioid/Dona	400
2. Hélice	15.2	5.1	2	28	160	4	Cardioid/Dona	150
(2Aspas)	9	5	4.5	1.3	150	4	Cardioid/Dona	20
3. Hélice (4Aspas)	14	6.9	3.8	6.25	160	4	Cardioid	300
4. Espiral cónica (2Aspas)	15.7	12.9	4.5	6.25	40	4.5	Donut	300
5. Espiral Cónica (4aspas)	0.8	8.3	2	6.25	120	4	Cardioid	1451
6. Ranura con cavidad apoyada								

*Todas las antenas están polarizadas circularmente en sentido horario.

^bEl costo de cada unidad (antena) está basado en una ROM para una producción de 10,000 unidades por año sobre un periodo de cinco años.

La figura 1 muestra una antena de hélice de cuatro brazos (helicoidal), la cual proporciona un patrón cardioide como describe la figura 2. La figura 3 muestra un patrón en forma de dona de una antena espiral cónica de 4 brazos. Note que uno puede cambiar la forma, tamaño ó ángulo de elevación de un dipolo cruzado ó una antena helicoidal para optimizar la ganancia en las direcciones deseadas. La hélice de dos aspas y las antenas dipolo inclinado cruzado tienen el ancho de banda ampliado (cubriendo tanto las frecuencias de recepción como de transmisión). La antena helicoidal de 4 aspas está limitada en ancho de banda y por lo consiguiente requiere 2 antenas para el enlace de subida y el enlace de bajada, esto resulta atractivo sólo si los costos son de alrededor de 20 usd. Debido a que la antena helicoidal tiene costos bajos es seleccionada para el uso en helicópteros esto también hace posible usar antenas múltiples ó antenas en conjunción con un " giro o compás " para compensar las maniobras del helicóptero. Sin embargo, debido al costo y complejidad de ésto es deseable tener 1 ó 2 antenas sin un sistema de rastreo.

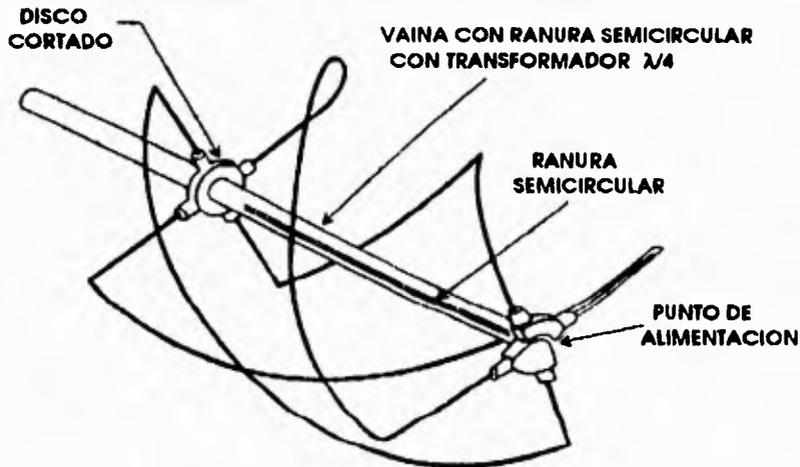


Figura 1.

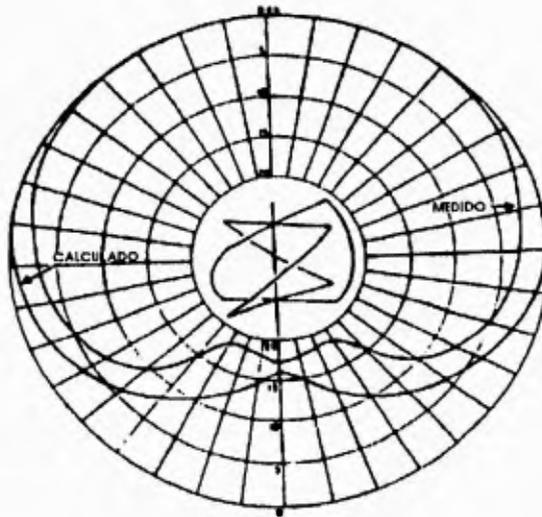


Figura 2.

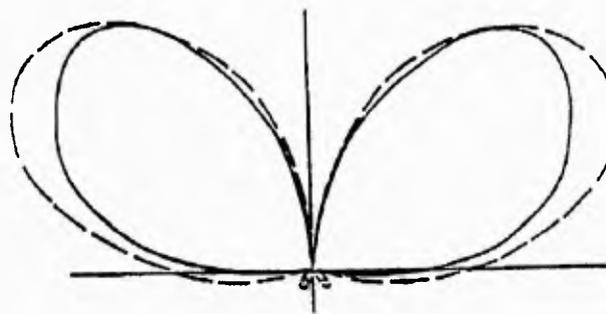


Figura 3.

Tabla 2. Resumen del Desempeño de la Antena Helicoidal.

Antena Tipo	Frecuencia GHz	Radio Axial dB	Ancho de Banda (GHz)	Ganancia Pico dB	HPBW Grados
Hélices de 4 aspas	1.57	4	0.06	3.7	140
Hélices de 2 aspas	1.62	5	0.24	2.1	140

Resultado de las pruebas de la antena hélice.

Varias de las antenas hélice fuera del conjunto fueron probadas en un rango de campo lejano. Las figuras 4 y 5 son los patrones de radiación medidos para una antena helicoidal de cuatro aspas fuera y dentro de un plano de tierra de 23 "por 23" ,respectivamente. La figura 6 muestra la severa distorsión en el patrón conforme la antena se coloca a menos

de 4" tras el plano de tierra. La figura 7 muestra la medición para una antena helicoidal de dos aspas en 1.5754 GHz. A partir de los datos de esta prueba, sabemos que esa antena helicoidal tiene alrededor de 2.1 dBic de ganancia pico, 5 dB de radio axial sobre el horizonte, y 140° de ancho de haz a media potencia. De lo anterior observamos que esta antena está diseñada para tener optimizadas polarizaciones circulares en un cono de 45° de ángulo. Los resultados del desempeño de la antena helicoidal están resumidos en la tabla 2. Note que se observan muy pequeñas discrepancias comparados con la tabla 1. Primero para la antena helicoidal de 4 aspas, la ganancia pico es alrededor de 0.8 dB menor y el ancho de haz a media potencia (HPBW) es alrededor de 10° más estrecho. Para la antena helicoidal de 2 aspas, el HPBW es cerca de 20° menor y el radioaxial es 1 dB menor. Estas pequeñas discrepancias pueden ser atribuidas a las tolerancias en las mediciones y a la incertidumbre, esto también implica que debe ser considerado un margen de enlace extra para el diseño del sistema H-SATCOM. La antena helicoidal debe colocarse a no menos de 8" del helicóptero para minimizar los efectos del plano de tierra.

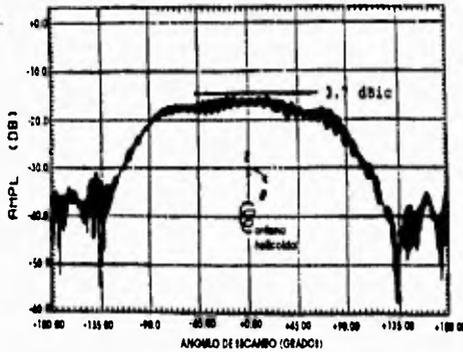


Fig 4.

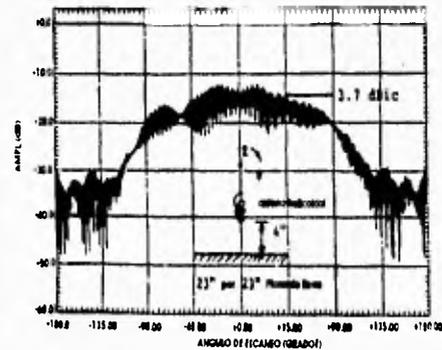


Fig. 5.

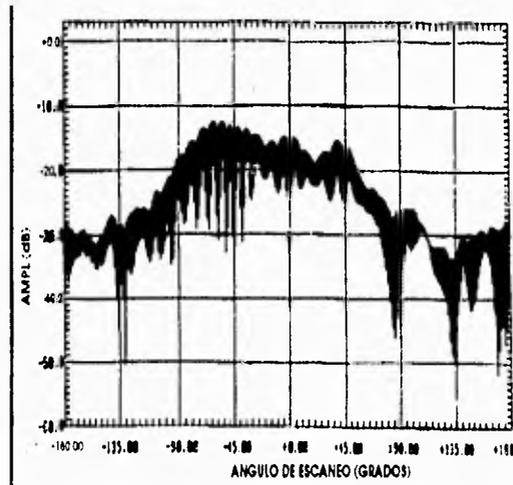


Figura 6.

Conclusiones y recomendación.

La antena helicoidal a sido seleccionado para H-SATCOM, debido a que ésta es pequeña, ligera y de bajo costo. Para determinar lo anterior fueron probadas una gran variedad de antenas. Ninguna de éstas se acerco a los requerimientos de la antena H-SATCOM. A pesar de ésto, uno puede cambiar la forma, tamaño ó ángulo de elevación de la antena helicoidal para satisfacer los requerimientos. La elevación del ancho de haz para 0 dBic de una sola antena helicoidal es de 140°. Por esta razón, para proveer un ángulo de cobertura de 260° se requieren 2 antenas helicoidal es altamente dependiente de los objetos dispersores cercanos, es apropiado realizar un modelo de prueba a escala (ó un modelo de prueba de tamaño real) y un estudio numérico para determinar precisamente el efecto de bloqueo de las aspas del rotor y el cuerpo del helicóptero. Lo más adecuado para realizar ésta tarea es hacer pruebas con el modelo a escala, de ésta manera podemos determinar eficientemente la mejor posición de la antena y su desempeño sobre el helicóptero para SATCOM y también validar el software del modelo numérico.

Referencias.

- [1] Microwave Journal
Ed. Board.
"The Microstrip Constrained Lens"
Daniel T. McGrath, USAF Laboratorio Phillips, Kirtland AFB, NM
Paul M. Proudfoot, Aeronautical Systems Center, Wriyth-Patterson AFB, OH
Mark A. Mehalic, Air Force Institute of Technology, Wriyth-Patterson AFB, OH
Enero, 1995; pp. 24 - 37

- [2] (*) TeDeCe, Agrupación de empresas CSIC-IMADE-CASA; c/Serrano 144,
28006 Madrid, España. Tel: 341 5622178; Fax 341 5622156

- [3] Jet Propulsion Laboratory
California Institute of Technology
4800 Oak Grove Dr.
Pasadena, CA 91109

Capítulo 6.

Comparación y determinación de aplicaciones

Desde que la FCC en los Estados Unidos abrió la discusión sobre el uso del espectro para manejo de comunicaciones personales, la comunidad de fabricantes de satélites han estado buscando desarrollar sistemas para comunicaciones satelitales; sobre todo para móviles, que sean económicamente accesibles y técnicamente viables. La compañía Hughes Aircraft y otras se han unido en dicho propósito desarrollando sistemas para órbitas bajas, medias y geosíncronas. Estas propuestas hacen claro que la tendencia en comunicaciones satelitales esta orientada hacia los móviles implicando satélites más sofisticados con un gran número de haces puntuales y procesamiento a bordo para proporcionar interconectividad mundial. Estudios recientes de Hughes indican que desde un punto de vista de costos el satélite geosíncrono (GEO) es más económico, seguido por el satélite de órbita media (MEO) y por el satélite de órbita baja (LEO). Desde el punto de vista de desempeño, esta evaluación puede estar en orden inverso, dependiendo de como reaccione el público al retardo en la voz y la colisión.

En esta sección discutiremos las tendencias y diferentes constelaciones de satélites móviles bajo investigación. Esta considera el efecto de la altitud orbital y el acceso múltiple y modulación sobre el tipo de enlace y el diseño del segmento espacial.

Arquitecturas de los satélites.

La arquitectura de un satélite móvil es compleja y sus diseños varían fuertemente respecto a la órbita en que se sitúen. En general, estos consisten de:

1. Antenas de banda móvil multi-haz
2. Antenas con alimentador de enlace
3. Antenas para enlace intersatelital
4. Transpondedor, incluyendo procesador para:
 - a) ruteo de señal
 - b) regeneración
 - c) almacenamiento y reformato.

La complejidad es parcialmente debida al gran número de haces y la traslación de frecuencia asociada y el equipo para amplificación de potencia, y la otra parte, al ruteo de señal y ancho de banda dinámico así como la distribución de potencia. Tal como el tráfico varía la potencia tiene que ser distribuida apropiadamente, el ancho de banda del haz y la limitación de potencia para el mismo tiene que ser proporcionadas por técnicas especiales. Debido a esta complejidad de los satélites móviles se están aplicando nuevas tecnologías para economizar potencia y reducir el peso. La mayoría de estas tecnologías están actualmente en existencia. Sin embargo, una gran cantidad de esfuerzos de diseño están en espera de su realización. Esto es particularmente cierto para los procesadores a bordo, arreglos activos, y las redes formadoras de haz asociado (BFN). Los arreglos activos están idealmente considerados para aplicaciones móviles por sus características de redundancia y distribución de potencia. El problema de diplexación y generación de internodulación pasiva debe ser resuelto así como la decisión para usar una ó dos antenas para el enlace móvil.

La selección para un sistema satélite-móvil no debe hacerse sin considerar los establecimientos de circuitos y conectividad. Una conectividad mundial puede estar acompañada por enlaces intersatelitales ó por enlaces terrestres entre estaciones interface (gateways). La conexión de circuitos debe escogerse para minimizar el retardo en la trayectoria. Para un gran número de conexiones se ha visto que los satélites GEOS tienen una ventaja sobre los LEOS y los MEOS; debido a que los circuitos no necesitan ser desconectados tan rápidamente de un haz a otro ó de un satélite a otro. Sin embargo, estudios indican que aunque los MEOS y LEOS requieren más estaciones de enlace alimentadas para tener una capacidad de canales totalmente idéntica, el costo total del sistema terrestre para todos los escenarios se mantiene igual ya que el dinero está en el equipo de conmutación de circuitos terrestre, el cual se mantiene constante.

Consideraciones del sistema

Altitud de la órbita.

La selección de la altitud ó el tamaño de la antena espacial está influenciado en gran medida por el factor de los niveles de potencia del enlace de subida de la terminal móvil que pueden ser muy bajos; solo una fracción de watt, para conseguir una operación segura y baterías pequeñas. Si el área de cobertura terrestre se mantiene constante, entonces, con el incremento de la altitud, el ancho de haz de la antena del satélite puede ser reducido ó la ganancia de la antena del satélite y el tamaño pueden ser aumentados. Bajo estas condiciones, la relación de ganancia sobre las pérdidas en el espacio es constante, mientras que los niveles de señal recibida y los niveles de potencia transmitida se mantienen iguales para todas las altitudes. La selección de la altitud ésta también influenciada por el factor de que la Tierra está rodeada por dos cinturones de radiación, un anillo de electrones en alrededor de 2,000 kms. y un cinturón de protones estrechándose desde 1,000 hasta 30,000 kms con un máximo en 6,000kms y un mínimo en 13,000 kms. Un LEO tiene la ventaja de operar con baja intensidad de radiación y pequeño retardo de la señal, pero tiene la desventaja de ciclos de eclipse frecuentes y requiere un gran número de satélites. También, la adquisición terrestre es más compleja porque las coberturas de los haces cambian rápidamente.

Un MEO, durante una órbita de 6 a 8 horas, ve una gran parte de la Tierra; sin embargo, sólo se requieren de 8 a 12 satélites, y la altitud es bastante mayor sobre la intensidad de radiación declinada versus la altitud de el anillo de radiación de protones. Además, los satélites requieren una protección contra la radiación de protones, lo que los hace más pesados. También, debido a que los satélites están en movimiento, cada haz del satélite no está diseñado para enviar el máximo tráfico por cada uno.

En el caso de los GEOS, son suficientes tres satélites. Sin embargo, para niveles bajos de potencia para el enlace de subida y para tener un número suficientemente grande de canales y potencia radiada isotrópica efectiva de portadora para el enlace de bajada (EIRP), se requieren antenas grandes con más haces puntuales estrechos. Para tráfico móvil a móvil es necesario demodular y rutear la señal dentro del satélite. Debido al gran retardo no se permite la operación con doble salto.

Número de satélites vs. altitud.

La tabla 1 proporciona el número de satélites como una función de la altitud e inclinación de la órbita en un ángulo de elevación de la estación terrena de 10°. El número total está calculado para el número de satélites requeridos en una órbita plana, lo cual depende de la elevación del usuario. A partir del ángulo geocéntrico terrestre 2L resultante, uno puede obtener un número mínimo de segmentos espaciales requeridos por órbita plana (π/L) y el número mínimo de satélites total para una cobertura ideal.

Tabla 1.[1]

Altitud, km	Inclinación (grados)	Distancia al satélite, R en km	Angulo del cono hacia el centro de la Tierra, L en grados	Número de satélites por Plano Orbital, $360/2L$	No. de satélites por área ideal de cobertura	Total aproximado	No. de satélites por plano \times No. de planos	No. mínimo de satélites, aprox.
500	90		14.16	12.7	65.55	102.9	13 \times 8	104
770 (Iridium)	90	2101	16.85	10.68	46.62	73.19	11 \times 7	77
1,389 (Global Star)	52		26.05	6.9	19.68	28.5	6 \times 5	30
6371 (1 R _p)	90		50.50	3.56	5.15	8.89	4 \times 3	12
10,360 (6hr)	90	14406	58.00	3.10	4.25	6.31	4 \times 2	8
12,742 (2 R _p)	90	16953	60.86	2.95	3.89	6.11	4 \times 2	8
13,900 (8hrs)	90	18181	62.04	2.90	3.76	5.58	4 \times 2	8
15,500	90		62.94	2.85	3.66	5.74	4 \times 2	8
20,000	90		66.02	2.72	3.35	5.28	3 \times 2	6
25,800 (12 hrs)	90		68.76	2.61	3.14	4.92	3 \times 2	6
35,788 (24 hrs)	0	40586	71.45	2.52	2.93	3	3 \times 1	3

El número total aproximado de satélites para una inclinación dada es:

$$N_i \cong \frac{2(1+0.57 \text{Sen } i)}{1-\sqrt{1-\text{Sen}^2 L}}$$

Tráfico

El tráfico es ruteado desde una compuerta (Gateway) hacia el usuario móvil ó de un usuario móvil a otro usuario móvil. Estas conexiones son mundiales por ejemplo, un usuario móvil debe ser capaz de comunicarse con otro usuario móvil en la mitad opuesta de la Tierra. Para los LEOS, esta característica requiere enlaces intersatelitales, para los MEOS, esto requiere un "doble salto" tolerable, y para los geos el retardo puede ser objetable si se requiere de enlace intersatelital ó de un doble salto.

Retardo de la Señal

El retardo de la señal se considera desde la codificación, la trayectoria y el retardo en el procesamiento. Para los LEOS, el retardo por procesamiento puede ser mayor que el retardo en la trayectoria, puesto que la señal es ruteada a través de muchos satélites. En el caso de los GEOS, el retardo por la trayectoria es el más significativo y, para interconectividad global, este retardo es equivalente a un doble salto, mientras la señal es ruteada por interconexiones terrestres ó satelitales. De aquí que la interconectividad global de móvil a móvil (LEOS y MEOS) es admisible; pero en el caso de GEOS para un 80% de la población esto es intolerable. Sin embargo, para GEOS, es admisible la interconexión global sólo de usuario móvil a usuario fijo, por ejemplo por conexiones

satélite/terrestres. Pero si ambos móviles se encuentran dentro de la misma área de cobertura de un satélite es posible su interconexión.

Espectro de frecuencias.

Hay muchas frecuencias en el espectro de la banda L y la banda -S designadas para comunicación móvil. Además para comunicación hacia y desde estaciones compuerta (Gateway) hay bandas de frecuencia alimentadoras del enlace de los servicios satélites fijos requeridos. El ancho de banda LMSS disponible en .5/.6 GHZ debe ser distribuido entre todos los operadores de satélites para móviles, esto necesariamente se logra por la asignación de secciones de la banda para cada operador, donde la asignación puede cambiar de región a región. Los satélites móviles requieren una asignación dinámica de ancho de banda para cada haz, para GEOS, la asignación de ancho de banda, por sistema puede ser fijado geográficamente pero puede cambiar a lo largo del día de acuerdo al tráfico. Debido a ésta coordinación de frecuencias, es necesario un método de acceso múltiple por división de frecuencias ó un acceso múltiple por división de tiempo (TDMA/FDMA) al que permita la asignación de pequeñas fracciones del ancho de banda. Debido al requerimiento de densidad espectral, las bandas -L y S con .6 GHZ para subida y 2.4 GHZ para bajada están reservados para sistemas de acceso/modulación múltiple, los cuales tienen bajas densidades espectrales como el TDMA ó CDMA (acceso múltiple por división de código).

Modulación y Acceso Múltiple.

Muchos tipos de codificación de voz, corrección de error en adelanto (FEC), modulación y sistemas de acceso múltiple están bajo investigación. La densidad de compresión espectral en un canal para FDMA es 5kHz y para TDMA es de 30 a 80 KHZ por canal. Con CDMA la densidad de compresión es de alrededor de 40 canales por MHZ, es decir, pueden ser superpuestos 40 canales sobre una banda de 1 MHZ. Mientras el modo normal de operación del satélite usa una banda dual de frecuencias para transmisión del enlace de subida y bajada, se ha desarrollado una nueva propuesta que emplea duplexación por división de tiempo (TDD), donde la transmisión hacia y desde el usuario móvil toma lugar en una sola banda de frecuencias (por ejemplo el IRIDIUM). Esto permite que todos los paquetes a transmitir en enlace de subida de la red lleguen al segmento espacial al mismo tiempo y que la red completa pueda ser sincronizada con TDMA, donde la transmisión está siempre sincronizada, debido a otra constante de tiempo. Esto puede requerir almacenamiento adicional en la estación terrestre ó móvil, el cual es requerido para transmisión de ráfagas TDMA. Si el formato de transmisión se mantiene, TDD duplicará la capacidad del segmento espacial, potencia pico en la terminal terrestre y ancho de banda de la señal, mientras el promedio de potencia se mantiene constante. El beneficio en cuanto a hardware radica en que una sola antena del satélite móvil puede usarse tanto para recepción como para transmisión sin generar intermodulación en la banda de recepción del satélite.

Re - use de frecuencias y acceso múltiple.

Para tener bajos niveles de potencia en la terminal transmisora móvil, para proveer muchas transmisiones simultáneas para varios usuarios distribuidos, y para poder re-usar el espectro de frecuencias para móviles, los satélites móviles están equipados con antenas y un número de haces que es dictado por el enlace, incluyendo, EIRP del enlace de subida, número de canales, ganancia de la señal procesada E/No requerido para una tasa de error dada. El re-use de frecuencia hace posible usar el estrecho ancho de banda para móviles muchas veces más. Para FDMA, generalmente se considera práctico separar por cuatro ó siete frecuencias de esta manera la frecuencia de operación pueda ser repetida en el quinto ó octavo haz. Para CDMA, dependiendo del ancho de banda del espectro, cada tercer haz puede re-usarse la misma frecuencia, la unidad móvil en el tercer haz a 3dB presentará una triple interferencia.

El factor de re-use de frecuencia con óptimo acoplamiento de haces determina que tan cerca dos haces, teniendo las mismas frecuencias deben de apartarse con 4 frecuencias distintas, los haces de igual frecuencia están dos anchos de haz separados con 7 diferentes frecuencias corresponden una separación de 2.5. veces del ancho del haz. Para más frecuencias deben darse una separación adecuada para tener buen nivel de aislamiento.

Ancho de banda por haz.

Para tomar ventaja del re-use de frecuencias el ancho de banda disponible debe estar dividido por el número de frecuencias.

Asumiendo una antena con k haces, un factor de 1/4 de re-use de frecuencia, en ancho de banda en banda L puede ser reusado k/4 veces, puesto que, cada haz portará un cuarto del ancho de banda. Asumiendo que de un total de 12 MHz de banda para móvil terrestre sólo 4MHz se asignan para un satélite, cada haz tendría 1MHz y el ancho de banda total en banda -L será $k \times 4/4 = k$ MHz. Asumiendo 5KHZ de espacio entre las portadoras, cada haz puede ofrecer una capacidad de $10^{6/5} \times 10^3 = 200$ canales. Desde un punto de vista de potencia, sólo pueden ser soportadas N portadoras. Por esto sólo para FDMA, tiene que estar disponible un enlace alimentador y ancho de banda para el enlace de bajada en exceso de $N \times 5$ KHZ. Debido a que muchas estaciones de enlace alimentador están enlazándose hacia el satélite simultáneamente, debe haber una compresión del espectro de portadora desde la banda -C ó Ku hacia la banda del móvil y viceversa. Sin embargo, el gran monto del ancho de banda, quedando disponible por re-use de frecuencia, puede poner en ventaja al permitir mantener la transmisión sintonizada y por la facilidad de coordinación con otros operadores.

Asumiendo suficiente potencia disponible, la capacidad del haz es de 200 canales debido al límite en el ancho de banda. Para haces con tráfico pesado, sin embargo, el ancho de banda puede ser "prestado" por haces adyacentes y suministrando la potencia disponible al haz para permitir eso. En otras bandas móviles, por ejemplo 1.610 a 1.6265 GHz para subida 2.4835 a 2.5 GHz de bajada, más ancho de banda puede estar disponible para uso del ancho de banda del LMSS.

Asignación de Potencia Flexible.

Idealmente, todos los amplificadores de haz deben amplificar todas las señales. Este proceso se efectúa automáticamente en un arreglo en fase, si se usa antena reflectora, los amplificadores de haz pueden ser manejados por una matriz híbrida, o un número seleccionado de haces puede ser manejado por matrices parciales. Otra propuesta es usar amplificadores de eficiencia constante. Esto puede mostrar que con rango dinámico de 6dB pueden ser satisfechos más requerimientos de potencia de haz antes de que ocurra una limitación de ancho de banda.

Tipos y tamaños de Antenas.

EL tamaño de la antena depende de la altitud del segmento espacial. Para GEOS y 100 haces, el diámetro de la antena está entre 5 y 7 metros para MEOS y 60 haces, el diámetro es alrededor de 2 metros, y para LEOS, la antena puede ser muy pequeña. Las antenas pueden ser arreglos activos, o reflectores pasivos. Los arreglos activos, los cuales tienen elementos de la antena y elementos activos asociados en exceso respecto al número de haces, tienen dos ventajas distintas, la primera no requieren unidades redundantes o conmutadores de redundancia, y la segunda son capaces de distribuir la potencia y suministrarla a donde sea necesaria. Las señales son amplificadas por todos los amplificadores no sólo por un amplificador específico para cada una. Si hay alto tráfico en un haz en particular pueden accesarse varias portadoras para este haz, siempre y cuando el tráfico en los otros haces y el ancho de banda lo permitan. Se pueden considerar varios conceptos de antena como el reflector dual, arreglo activo, y una sola Cassegrain para transmisión/recepción. La antena de arreglo activo, cuando es evaluada sobre la base de sistema, proporciona el mejor compromiso, entre realización y desempeño.

Enlaces Intersatelitales y Enlaces Alimentadores.

Simplificando el ruteo de la señal a bordo para enlaces intersatelitales se reduce el retardo en la trayectoria. Los enlaces intersatelitales para LEOS y MEOS debe ser en la dirección.

hacia satélites en otros planos orbitales. La frecuencia para los enlaces intersatelitales está en la banda -ka. El ancho de haz de la antena para el enlace intersatelital debe ser amplio para poder apuntar hacia el otro satélite y tener un cierto margen de inexactitud. Para comunicarse con satélite que viajan en la misma dirección.

El número de planos orbitales deben ser de 3,5,7, y las conexiones entre planos alternos. Aunque los alimentadores de enlace GEOS requieren sólo una antena fija, los MEOS y GEOS pueden necesitar antenas rastreadoras para orientarse hacia otras estaciones interface. Las señales conectadas via enlaces intersatelitales hacia otras áreas de cobertura o hacia una estación interface son ruteados dentro del satélite por un procesador a bordo.

Procesador del Satélite.

Es necesario un procesador para alimentar los enlaces y rutear los haces móviles, compactar y descompactarse el espectro del enlace alimentador y demodulación/remodulación para TDD. Para muy bajas EIRP móviles de 0.5 watts, el enlace GEO móvil a móvil no puede efectuarse debido a la limitación de ruido para el enlace de subida, a menos que el ruido para el enlace de subida sea removido desde la transmisión por regeneración.

El procesador puede ser del tipo transparente ó regenerativo y puede asumir las funciones de formación de haz para antenas amplificadas matricialmente ó para arreglos en base un procesador transparente que efectuará la conmutación de señal de móvil a móvil, un procesador regenerativo también demodulará, remodulará y almacenará información para operaciones TDD y reformato de la modulación del enlace de subida y de bajada.

Ruta de la Señal.

Los trabajos del enlace móvil inician con el seguimiento de la trayectoria de la señal. En caso de un enlace alimentador TDMA/FDMA, el canal de voz es muestreado, convertido A/D, y combinado con otras portadoras TDMA en un formato FDMA. Una estación de paso ó interface (gateway) puede transmitir una cierta porción, una multitud de portadoras TDMA por encima del número total de portadoras. Otras estaciones de paso (gateway) ocuparán su porción del espectro disponible del enlace alimentador. En el satélite móvil la banda del enlace alimentador, está formada por M sub-bandas de portadoras intercaladas las cuales van a un haz particular (bn); (donde M es el número de estaciones de paso contribuyentes), es recibida, filtrada y trasladada por el procesador. El espectro total del enlace alimentador es descompactado a un espectro multifraccionado. Para facilitar el procesamiento, esto es una ventaja si el enlace alimentador proporciona grupos de portadoras para el espectro del haz, en cuyo caso, un sólo filtro de ancho de banda variable puede filtrar el grupo de portadoras direccionadas a un cierto haz..

El espectro del haz es trasladado a la frecuencia de enlace móvil (bn), después de lo cual la señal pasa a formar el haz, es amplificada y alimenta la red alimentadora de la antena. La formación de haz, sin embargo, puede llevarse en cualquier momento del procesamiento de la señal, siempre y cuando el rastreo en fase se mantenga a través de la antena transmisora. Finalmente la señal es transmitida en el formato TDMA/FDM y es recibida por el usuario móvil. El receptor móvil automáticamente capta la frecuencia de portadora correcta y la ranura de tiempo de la ráfaga correcta.

De regreso, la señal emitida por el usuario móvil es una ráfaga de tiempo, la cual, cuando es combinada con ráfagas de tiempo de otras estaciones, forma los flujos de datos TDMA. La antena receptora de haz estrecho recibe la portadora TDMA y otras portadoras TDMA originadas desde la misma área del haz y convertida de bajada la señal a la frecuencia IF, donde es filtrada y procesada. El procesador a bordo desplaza en frecuencia las señales y las ajusta dentro de un espectro de enlace alimentador, el cual es la suma de todos los espectros de los haces, para transmisión del enlace de bajada. La estación de paso receptora recupera la señal. Por procesamiento regenerativo, una sola portadora TDMA puede usarse en el enlace de bajada.

Un cierto número de frecuencias y/o ranuras de tiempo pueden de tiempo pueden hacerse disponibles para tráfico móvil a móvil conmutación haz - a - haz y

demodulación/remodulación. El ruteador proporciona la descompactación del espectro del enlace alimentador, ruteo móvil a móvil, de/remodulación y compactación del espectro del enlace alimentador para el retorno.

Para MEOS, el procesador sólo proporcionará compactación/descompactación del espectro. El ruteo de la señal a bordo del satélite es opcional.

Desempeño del enlace.

El sistema de transmisión emplea activación por voz y control de potencia. El ruido del enlace de subida demanda parte de la EIRP del enlace de bajada. Esta adición al ruido del enlace de bajada tiene un mínimo efecto sobre el móvil y por tanto sobre el tráfico del enlace alimentador va dentro de una gran antena en la estación terrestre, pero eso puede llevar la C/N del enlace por abajo del umbral en el caso de tráfico móvil -a- móvil, requiriendo ya sea, incrementar la relación G/T ó que las portadoras móvil -a- móvil sean demoduladas.

Configuración Espacial. [1]

Las configuraciones MEOS y GEOS son estabilizadas en tres ejes. La orientación del segmento espacial depende del ángulo de la órbita normal, y el eje de rotación (roll) esta en la dirección del vuelo, el eje "yaw" está en línea con el centro de la tierra, y el eje "pitch" es perpendicular al plano orbital. Los paneles solares están en línea con el eje. Los paneles solares están en línea con el eje pitch. En caso de MEOS en órbitas inclinadas, está por encima más de 23° sobre la órbita, el segmento espacial vuela en la orientación nadir mientras la tierra gira alrededor del sol y las estaciones cambian, el eje yaw debe rotar (lo cual es otra buena razón porqué los satélites móviles están polarizados circularmente).

La potencia del payload considerado está en el rango de 2 a 4 KW. Para operación eclipse, se asume que el tráfico se reduce a una fracción de tráfico durante el día. La masa del payload, dependiendo de su configuración, es de hasta 1000 kg. El segmento espacial diseñado para operación geosíncrona requiere algunos cambios cuando estos se aplican a una órbita media.

- 1) Proveer control por reacción de giro (en lugar de un control de momento de giro)
- 2) Proporcionar referencia para "yaw" de altitud
- 3) Modificar los sensores terrestres para operación.
- 4) Proporcionar almacenamiento para telemetría y comando.
- 5) Incrementar la protección en las unidades eléctricas.
- 6) Proveer de gruesas cubiertas para las celdas solares.
- 7) Reducir los tiempos de carga y de las baterías.

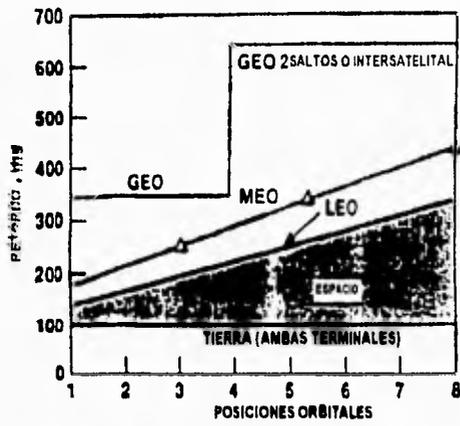


Figura 1. [1]

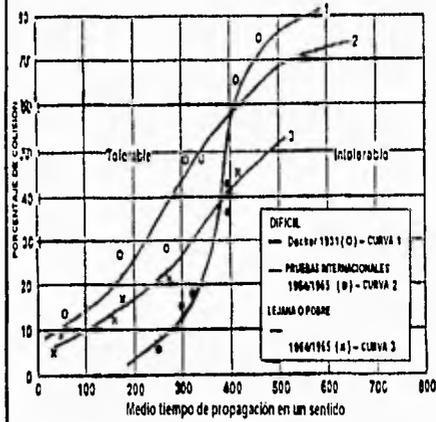
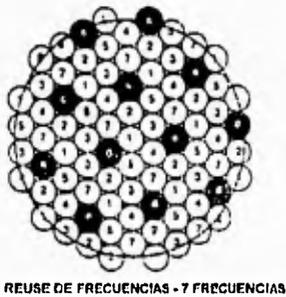
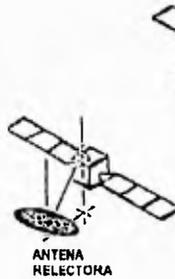


Figura 2. [1]



REUSE DE FRECUENCIAS - 7 FRECUENCIAS

Figura 3. [1]



ANTENA REFLECTORA



ANTENA DE ARREGLO ACTIVO

FIGURA 4. Conceptos de Antena



ANTENA ÚNICA TRANSMISIÓN/RECEPCIÓN

Referencias

- [1] Trends in Mobile Satellite Communications
 Klaus G. Johansen, Mike W. Bowles,
 Samuel Milliken, Allan R. Cherrete, Gregory C. Busche
 Hughes Aircraft Company
 PO Box 92919
 Los Angeles CA 90009

Capítulo 7.

Ejemplos de Posibilidades en satélites Macro, Mini y Micro.

**Conceptos de "Payload " Geoestacionario
para comunicaciones personales por satélite.
Agencia Espacial Europea (ESA) - ESTEC**

Introducción.

Las comunicaciones satélite - móvil terrestre están evolucionando hacia proveer capacidad con los servicios ofrecidos por los sistemas de comunicación celular personal terrestre, y complementando éstos en áreas de baja densidad de población donde la cobertura terrestre no resulta económicamente viable.

Ofrecer al usuario capacidad de " roaming " mundial requiere integrar redes terrestres y satelitales así como una terminal de usuario capaz de operar con ambos (frecuentemente llamados " terminal de modo dual "). Esto requiere el desarrollo de terminales de usuario satelitales adaptadas para cada aplicación, tal como terminales montadas en vehículos (VH), terminales "Laptop" portátiles (PT), y teléfonos manejables de bolsillo (HH). Existen terminales VH en banda-L y terminales PT (por ejemplo para el INMARSAT-M) son compatibles con el actual segmento espacial del INMARSAT II y otros satélites ahora en construcción tal como MSAT, INMARSAT III , el payload EMS del ITALSAT-F2 y el payload LLM a bordo del satélite de la ESA ARTEMIS. Terminales HH para satélite no han sido desarrolladas.

En las más recientes conferencias (WARC'92) La ITU asignó nuevas bandas de frecuencia para los servicios de satélite - móvil y desde 1613.8-1626.5 MHZ (enlace de subida) y 2483.5 - 2500 MHZ (enlace de bajada) estas nuevas asignaciones fueron implementadas primeramente para sistemas de satélite futuros para comunicaciones de voz HH basadas en satélite no GEOS (también llamados Big LEOs) tal como los sistemas IRIDIUM, GLOBALSTAR, ODYSSEY, ELLIPSO y CONSTELLATION.

La técnica seleccionada (Satélite no - GEOS) para construir esos sistemas está basado en la creencia que proveen buena calidad de voz y servicios de comunicación de datos para terminales HH es más fácil de conseguir con los satélites GEOS. A pesar de que algunos estudios han mostrado que aunque los satélites GEOS actuales son muy grandes y complejos, estos podrán ser implementados antes del fin de este siglo.

La ESA esta estudiando sistemas y desarrollando tecnologías por diferentes soluciones técnicas basadas en GEOS, órbitas terrestres medias (MEOs) órbitas terrestres bajas (LEO) y órbita elípticas altamente inclinadas (HEO)

Estructura del sistema.

El sistema de satélite considerado aquí es para comunicación tierra- personal móvil, en particular para usuarios equipados con terminales HH, usando la frecuencia recientemente asignada en la banda - L y en banda 5.

Tabla 1. Categorías de usuarios y servicios

USUARIO	MOVILIDAD	TERMINAL	CO-OPERACION
Viajero	Abierto/limitado	HH Modo dual	Alta
Móvil	Canal móvil	VH Modo dual	Baja
Gubernamental	Móvil/exterior	HH, VH	Alta
Telefonía Remota	Exterior	HH, PT ó VH portátiles	Alta
Recreacional	Tierra/mar	HH	Baja
Coleccionador de Datos	Exterior	Semi-fijo	Alta

En la tabla 1 se proporciona una definición de usuarios y servicios de telecomunicaciones. En la tabla 2 han sido concebidos una serie de terminales de usuario para satisfacer las diferentes necesidades de los usuarios para habilidades móviles y de transporte dos parámetros son de fundamental importancia cuando se diseña la terminal móvil para una aplicación de usuario dado. La antena (ganancia y perfil) y la potencia de RF transmitida. El patrón de radiación de la antena (y ganancia) han sido adaptados a los problemas de movilidad del usuario y permite un posible grado de cooperación en orientación hacia el satélite. El perfil de la antena y su tamaño es crucial para la integración de la terminal en un vehículo, en su caso, ó para un diseño económico para las terminales de bolsillo. La potencia de RF transmitida tendrá un efecto sobre la demanda de potencia de DC lo que determinará el tamaño de las baterías requeridas (transportabilidad). Además de esto, hay que agregar aspectos de seguridad para el usuario relacionados a los efectos biológicos de los campos radiados, especialmente para las terminales del tipo HH.

Tabla 2. Tipos de Terminales de Usuario

	Hand-Held (HH)	Portátil	Para Vehículo
Tamaño	De bolsillo	Laptop	Equipo + Antena
Ganancia de la antena	0-3dBi	+7dBi	+4dBi
Potencia de RF de Tx	<500mW	1W	2W
EIRP [dBW]	-3 - 0	+7	+7
G/T [dB/K]	-24 - -21	-17	-20

Los parámetros más relevantes del sistema están resumidos en la tabla 3. El tamaño del satélite ha sido proyectado para proporcionar el equivalente a 5000 circuitos de voz (comprimida a 2.4 kbps) para terminales HH sobre la tierra y aguas costeras de las áreas geográficas desde las cuales se puede ver al satélite con más de 10° de elevación.

Los presupuestos para el enlace de subida y de bajada se resumieron en la tabla 4. Las coberturas de la antena han sido optimizadas para un satélite localizado en 20° este (sobre la región Europea / Africana) Los márgenes en el enlace con los usuarios móviles asume comunicación en línea de vista con C/N mejor a 5dB .

Tabla 3. Parámetros del sistema

Posición orbital	GEOS. 20° este
Cobertura de masas terrestres solamente	
Minima elevación para cobertura	10°
Fecha de lanzamiento	Año 1998-2000
Tiempo de vida (mínimo 85% del satélite útil)	10 años
Frecuencias del móvil. enlace de bajada	2483.5MHz-2500.0 MHz
Frecuencias del móvil. enlace de subida	1613.8MHz-1626.5MHz
Re-use de frecuencias	2.5 (promedio)
Capacidad del satélite	5000 Circuitos de voz
Activación de voz	40%. en ambas direcciones
Accesos	FDMA, canales de 4KHz
Calidad de enlace requerido, C/No	39dBHz
G/T referencia de la terminal (HH)	-24dB/K
EIRP referencia de la terminal (HH)	-3dBW
EIRP del satélite (en banda-S)	62.6dBW
G/T del satélite (en banda-L)	+6.1dB/K

Tabla 4. Presupuesto de Enlace para el Móvil

Enlace de Bajada (emisión) (2.5GHz)	
EIRP/canal	29.6dBW
Ganancia de la antena Tx del satélite	33.0dBi
Potencia/canal del satélite	-4.4dBW
Número de canales activos	2000
EIRP del satélite (total)	62.6dBW
Pérdidas en la trayectoria	-192.5dB
Pérdidas atmosféricas	-0.15dB
Pérdidas por interferencia CCI	-1.0dB
Pérdidas C/M	-1.0dB
G/T de la terminal HH	-24.0 dB/K
C/No Recibida	39.5dBHz
C/No del enlace de Tx total	39.0dBHz
Margen (ref. 39dBHz)	0.0dB
Enlace de Subida (retorno) (1.6265GHz)	
EIRP de la terminal HH	-3.0dBW
Pérdidas en la trayectoria	-188.8dB
Pérdidas atmosféricas	-0.1dB
Pérdidas C/M	-1.0dB
Pérdidas por interferencia CCI	-1.0dB
Ganancia de la antena Rx del satélite *	34.0dBi
Temperatura del sistema satelital	27.9dBK
G/T del satélite (en banda-L)	+6.1dB/K
C/No recibida en el satélite	40.7dBHz
C/No del enlace de retorno total	40.2dBHz
Margen (ref. 39dBHz)	+1.2dB

* incluye las pérdidas de Tx y Rx

FALTA PAGINA

116..a la.....

Arquitectura del repetidor.

El repetidor incluye el subsistema interface alimentador-enlace, y procesador del payload y los subsistemas enlace móvil de transmisión y recepción. El procesador payload rutea, conmuta y forma el haz. El primer mando para el procesador es la gran número de haces para la cobertura requerida. Esto tiene un mayor impacto en la canalización como en la formación del haz, pero las ventajas en ahorro de energía a bordo, incremento en el potencial de re-uso de frecuencias y mejor G/T del satélite son significativas para esta aplicación. Otros diseños de mando que tienen que ser considerados son:

1. Gran números de alimentadores (Teniendo un impacto sobre conmutación y formación de haz).
2. Flexibilidad de re-use de frecuencias (fácilmente implementado en un procesador digital, pero requiere sintonización del oscilador local en uno análogo)
3. Capacidad total .
4. Flexibilidad de ruteo de tráfico.
5. Canalización fina para gradualmente reducir la probabilidad del bloqueo de haz.
6. Posibilidad de re-organizar el plan de frecuencias en órbita; y por último pero no de menor importancia.
7. Factibilidad (teniendo en mente el factor de que procesadores masivos y complejos llevan a requerimientos masivos de redundancia)

Fueron considerados 3 tipos genéricos de procesadores payload de los cuales se obtuvieron resultados detallados.

SAW+BFN ANALOGICO .

Este es un procesador completamente transparente basado en un grupo de multiplexores por bancos de filtros SAW. La formación del haz permite un número limitado de haces puntuales a ser generados dando una cobertura contigua. Este es un diseño ampliamente empleado en muchos sistemas existentes; por ejemplo, el INMARSAT III, EMS y el payload LLM en el ARTEMIS. Las ventajas principales de cada diseño son, además del grupo multiplexor transparente mencionado, potencia y flexibilidad del ancho de banda y la capacidad de manejar cualquier tipo de modulación, mientras las limitaciones están sobre la distribución de tráfico de los haces (debido a granularidad de filtraje) y re-use de frecuencia.

CFT + BFN ANALOGICO.

Este procesador payload esta caracterizado por demultiplexaje analógico en el dominio del tiempo (el cual se logra por la transformada de Fourier), además de una canalización digital fina (cuando se requieren anchos de bandas muy estrechos , menores a 100 KHZ), seguidos por una red formadora del haz analógicas. La principal características en todos los repetidores basados en CFT son granularmente bajos, lo cual puede disminuir para grupos de canales muy pequeños (en el caso FDMA) ó portadoras individuales (en el caso de un esquema de acceso TDMA), banda - L y banda - S simple y flexible, reasignación del plan de frecuencias en órbita y la posibilidad de tener un espectro alimentador comprimido sin la necesidad mapear el alimentador para espectro móvil.

CFT + BFN DIGITAL.

Este procesador esta basado en el concepto SS-FDMA para conmutación de canal de transpondedor, pero es fácilmente adaptado para usarse con esquemas de acceso TDMA ó CDMA, debido a su transparencia natural. La función de ruteo es desarrollada en principio sobre las bases de un canal- por -canal o portadora- por -portadora, usando un demultiplexor implementado en tecnología CFT hibrida mejorada por demultiplexaje digital. En muchos casos, sin embargo, la baja canalización final para circuitos de usuario sencillos no es necesario y pueden conseguirse reducciones significativas en la carga de procesamiento por bajo multiplexaje para grupos pequeños de canales (típicamente 20 a 30 circuitos), sin la notable degradación del desempeño total. La cobertura se logra por un gran número de haces traslapados reposicionables en una banda estrecha. La formación del haz es una banda estrecha digital desarrollada sobre un número limitado de canales o portadoras. Hay una posibilidad para desarrollar un procesamiento de canal individual incluyendo control de nivel a bordo para ahorrar potencia de RF en el enlace de bajada y una supresión de interferencia activa para maximizar el re-use de frecuencia. El control total de las señales de los elementos alimentadores permite reconfiguración de haces en caso de falla o un mal alineamiento.

Actualmente las locaciones utilizadas para haces puntuales los han hecho muy necesarios. lo que da una gran ventaja al uso de reposicionamiento del haz. La formación digital del haz lleva por si misma a encontrar buenos algoritmos para direccionar, los cuales pueden ser implementados en los procesadores de retorno para este propósito. Otras implicaciones de la formación de redes de haces siguiendo este diseño son hacia los servicios de enlace móvil - móvil, adaptabilidad a variaciones de distribución de tráfico y transparencia para introducción de nuevos servicios.

En resumen, las principales ventajas son maximizadas con la flexibilidad de ruteo, mejor capacidad de re- use de frecuencia, alta eficiencia de potencia RF (debido a una ganancia de la antena cercana al pico y posibilidad de control de potencia), alimentador de enlace compacto, y de mayor importancia para el servicio de terminales HH, G/T pico para el satélite. La única desventaja significativa es que a un procesador de este tipo es que ha sido desarrollada basada en su propia tecnología lo que requerirá un desarrollo de un estándar espacial.

Subsistemas de alimentador de enlace y móvil.

Debido a la alta incidencia de componentes envueltos en el conjunto de elementos alimentadores de la antena móvil, significa ventajas en la masa payload y puede esperarse un consumo de potencia de DC mayor con sus respectivos inconvenientes. En particular es necesaria la integración y miniaturización para combinadores de salida de bajas pérdidas (antenas semi -activa) y filtros pasabanda, LNAs de banda L de muy baja figura de ruido integrados con filtros pasabanda, y SSPAs de banda S de alta eficiencia a potencia media.

El subsistema alimentador de enlace no se describe a detalle porque este es común a diseños previos. Una estimación de masa y requerimientos de potencia de DC para este subsistema se presenta en la tabla 5.

Tabla 5. Presupuestos del Payload.

	Masa [kg]	Potencia [W]
Sub-sistema en banda-C	12.2	306.0
receptor	1.6	6.0
HPA	5.9	300.0
MLN de salida	1.8	
Antena receptora	1.1	
Antena transmisora	1.8	
Unidad generadora de potencia	25.0	250.0
Procesadores RTN y FWD	107.1	381.0
SSPA en banda-S ($\eta=33\%$)	84.0	2744.0
Amplificadores de Bajo Ruido (en banda-L)	33.4	211.0
Antena transmisora en banda-S	95.0	
Antena transmisora en banda-L	120.0	
Unidad interface TTC	4.0	
Cables	43.8	
bastidor	30.0	
Total	554	3890

Diseño de la antena.

Las antenas multi-haz espaciales son requeridas para proporcionar cobertura reconfigurable de regiones terrestres desde muchas posiciones sobre la órbita geoestacionaria y para acomodar cambios de tráfico a los haces, con máxima eficiencia de RF y DC. Tanto en los enlaces de subida como de bajada se requieren arriba de 33 dB de ganancia, con aislamiento de lóbulos laterales de 20 dB para re-uso de frecuencia. Esto asume que la misma huella es usada tanto para enlace de subida como de bajada.

Arreglos radiantes directos.

Los arreglos activos pueden proporcionar la flexibilidad requerida. El uso de antenas receptora y transmisora separadas es conceptualmente simple para dar un re-uso de la misma apertura, pero implica un desarrollo completo. Para la misma apertura

Una configuración con antenas separadas, de 8 m x 2.7 m en banda L para recepción y 5.1m x 1.7 m en banda S para transmisión, cada una con 192 subarreglos de ranuras anulares acopladas electromagnéticamente fueron evaluadas. Los haces son elípticos y, cada uno con subarreglo óptimo, requiere control del lóbulo lateral y debido al uso de un excitador de potencia ineficiente se deben usar amplificadores diferentes. La formación del haz es compleja debido a que todos los elementos están involucrados para cada haz.

Antenas Reflectoras.

Las antenas reflectoras multialimentadas son la otra alternativa. En el modo de recepción, donde el control de amplitud en nivel de alimentación no impacta la eficiencia de potencia, las antenas de reflector focal usando "síntesis de haz" permiten reducir el alimentador y el tamaño del reflector. Cada haz está formado por un balance óptimo de señales preamplificadas desde uno sólo de los alimentadores.

Para transmitir, los amplificadores deben de operar cerca de la potencia nominal para una óptima eficiencia de DC a RF.

Antenas reflectoras de enfoque activo, con grupos de alimentadores traslapados, y un amplificador de potencia en cada alimentador requiere una conmutación compleja de potencia para competir con cambios en la distribución de haces. Analizando antenas donde un arreglo alimentador es magnificado por uno ó dos reflectores, sufre de un sobredimensionamiento y requiere afinar la ineficiencia de iluminación alimentada para control de lóbulos laterales.

Una opción bastante utilizada son las antenas "multimatriz semi-activa", usadas en las series INMARSAT III, las cuales proporcionan el desempeño requerido con óptima eficiencia de potencia, aunado a tamaños pequeños de reflector y alimentador. Los mismos alimentadores están distribuidos entre varios haces y son alimentados por amplificadores idénticos mediante matrices "Butler-like", las cuales dirigen la potencia hacia las salidas seleccionadas dependiendo de la organización de fase de entrada.

Un diseño con 35λ por 49λ ($4.2\text{m} \times 5.8\text{m}$ en banda-S) reflector offset ($F/D=0.5$) y un arreglo alimentador de 128 elementos colocados en la pared del satélite (fig.1) alimentados via 16 matrices híbridas de 8×8 (fig. 2) han sido analizadas para cobertura global. Como se requiere cobertura terrestre (no marítima) y de 10° de elevación, el número de alimentadores y matrices es reducido proporcionalmente.

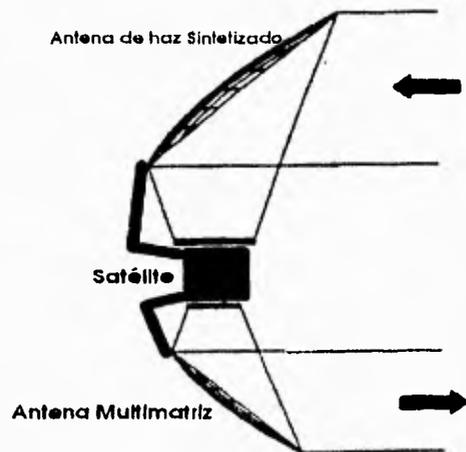


Figura 1. Antena Reflectoras en el Segmento Espacial

Antenas Reflectoras.

Las antenas reflectoras multialimentadas son la otra alternativa. En el modo de recepción, donde el control de amplitud en nivel de alimentación no impacta la eficiencia de potencia, las antenas de reflector focal usando "síntesis de haz" permiten reducir el alimentador y el tamaño del reflector. Cada haz está formado por un balance óptimo de señales preamplificadas desde uno sólo de los alimentadores.

Para transmitir, los amplificadores deben de operar cerca de la potencia nominal para una óptima eficiencia de DC a RF.

Antenas reflectoras de enfoque activo, con grupos de alimentadores traslapados, y un amplificador de potencia en cada alimentador requiere una conmutación compleja de potencia para competir con cambios en la distribución de haces. Analizando antenas donde un arreglo alimentador es magnificado por uno ó dos reflectores, sufre de un sobredimensionamiento y requiere afinar la ineficiencia de iluminación alimentada para control de lóbulos laterales.

Una opción bastante utilizada son las antenas "multimatriz semi-activa", usadas en las series INMARSAT III, las cuales proporcionan el desempeño requerido con óptima eficiencia de potencia, aunado a tamaños pequeños de reflector y alimentador. Los mismos alimentadores están distribuidos entre varios haces y son alimentados por amplificadores idénticos mediante matrices "Butler-like", las cuales dirigen la potencia hacia las salidas seleccionadas dependiendo de la organización de fase de entrada.

Un diseño con 35λ por 49λ ($4.2\text{m} \times 5.8\text{m}$ en banda-S) reflector offset ($F/D=0.5$) y un arreglo alimentador de 128 elementos colocados en la pared del satélite (fig. 1) alimentados via 16 matrices híbridas de 8×8 (fig. 2) han sido analizadas para cobertura global. Como se requiere cobertura terrestre (no marítima) y de 10° de elevación, el número de alimentadores y matrices es reducido proporcionalmente.

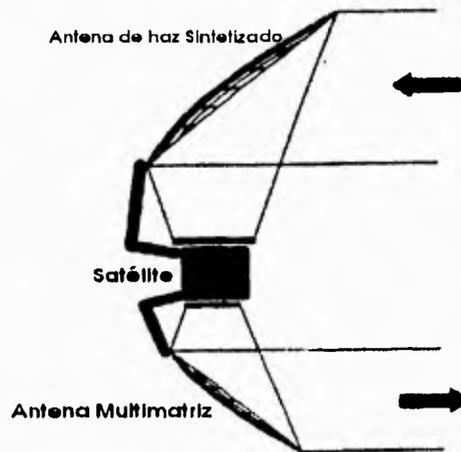


Figura 1. Antena Reflectoras
en el Segmento Espacial

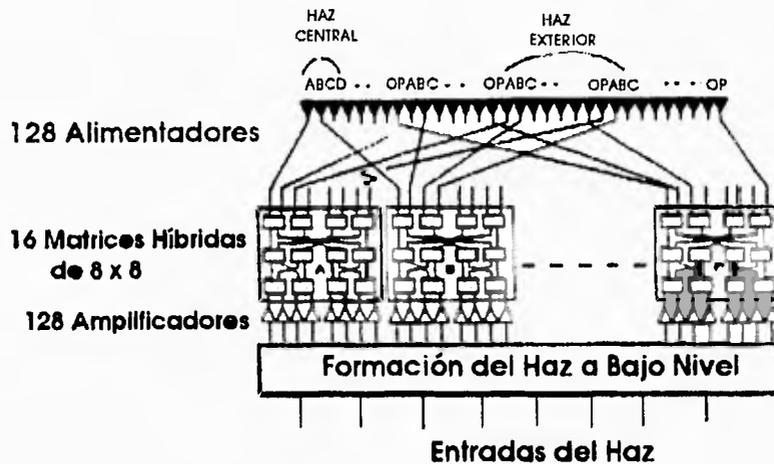


Fig. 2

Ya que miles de canales son transmitidos dentro de alrededor de 85 haces para cobertura en tierra, pueden usarse excitaciones complejas optimizadas (con un rango dinámico limitado para simplificar formación del haz), tal que cada amplificador alimenta a muchos haces y, esta potencia es promediada. Con un rango de 10 dB, los haces centrales usan de 3 a 7 alimentadores y los exteriores hasta 16. Los niveles de "Cross-over" entre haces varían desde -3dB (centro) hasta -1.3dB (borde).

En la figura tres se muestran contornos calculados de haces típicos sobre la superficie terrestre con este tipo de excitación para la antena de la figura 1. Una versión a escala de ésta antena (6.5m x 9m) operando en el modo "síntesis de haz", es propuesto para la función de recepción.

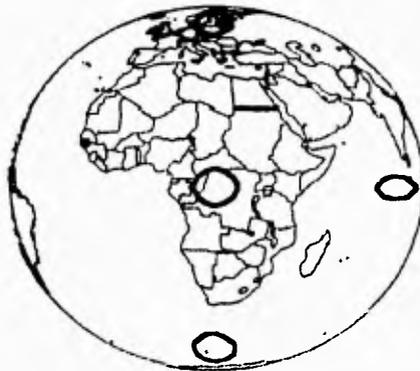


Figura 3. Contornos Seleccionados con Directividad Optimizada a 35 dBi

fig.3

Mediante el empleo de la formación de haz digital se está vislumbrando generar un gran número de haces repositionables cruzando alrededor de 1dB.

Payload propuesto

Diseños comerciales desarrollados previamente llevan a la conclusión que en el caso de Payloads (carga útil) con un gran número de haces (como es inevitable en el caso de comunicaciones personales globales) en conjunción con el requerimiento de usar muchos alimentadores por haz, formación del haz digital de banda estrecha combinado con CFT ó multiplexaje totalmente digital tiene una ventaja en cuanto a masa significativa sobre otras técnicas basadas en bancos de filtros SAW y formación del haz analógico. Por tanto, el candidato de Payload está basado en el repetidor diseñado conformador de haz digital y procesador CFT. La opción de antena preferida es síntesis de haz para recepción y la de multimatriz semi-activa para transmisión, porque esto permite el uso de diferentes amplificadores en el modo de transmisión e implica un mínimo número de alimentadores por haz.

La figura 4 muestra un diagrama de bloques básico para el Payload propuesto, del cual se muestra el presupuesto principal del Payload en la tabla 5.

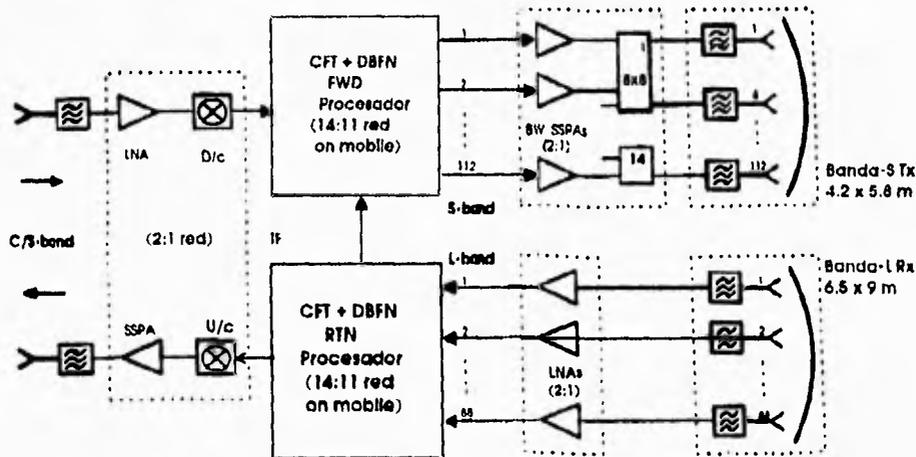


Figura 4.

Debe notarse que la potencia de RF ha sido calculada para los usuarios más desventajosos, aquellos dentro del haz con baja ganancia pico en los bordes de la cobertura. Para usuarios cerca del centro de la cobertura del satélite (por ejemplo, en el punto sub-satélite) hay una ventaja de potencia resultante e las bajas periódicas en la trayectoria (aproximadamente 1dB) y alta ganancia pico de la antena. El beneficio actual en el requerimiento total de potencia de RF es directamente dependiente de la distribución de usuarios dentro de la cobertura del satélite y no ha sido evaluado en este estudio.

Se asumió para el presupuesto de masa que los elementos más críticos (todos los componentes alimentadores de enlace, SSPA's para enlace móvil y LNA's, así como la circuitería digital) tienen redundancia 2a1 excepto para los elementos asociados al alimentador dentro del procesador (DAC's y componentes analógicos externos, incluyendo los CFT's). Como las antenas son esencialmente alimentadas focalmente, no son aceptables degradaciones en materiales ni montaje.

Tabla 5. Presupuesto de carga útil
(payload)

	Masa [kg]	Potencia[W]
Subsistema en banda C	12.2	306.0
Receptor	1.6	6.0
HPA	5.9	300.0
Multiplexor de salida	1.8	
Antena Receptora	1.1	
Antena Transmisora	1.8	
Unidad Alimentadora de Potencia	25.0	250.0
Procesadores FWD y RTN	107.1	381.0
SSPA banda-S ($\eta=33\%$)	84.0	2744.0
Amplificador de bajo ruido (banda-L)	33.4	211.0
Antena Transmisora en Banda - S	95.0	
Antena Receptora en Banda - L	120.0	
Unidad interface TTC	4.0	
Cables	43.8	
Chasis	30.0	
Total	554	3890

La tecnología digital asumida es Radiación *cmos* ($0.8\mu\text{m}$), esta es la opción seleccionada para un lanzamiento entre 1998-2000.

Aún cuando el esquema de acceso seleccionado para este ejemplo fue FDMA, este tipo de diseño de Payload es fácilmente transportable a banda estrecha TDMA y puede llevar a similar, si no es que menor, características de masa y potencia, debido al factor de que la carga de procesamiento puede ser ligeramente menor en este caso.

Conclusiones

La ESA. está activamente proponiendo diferentes opciones para el seguimiento espacial con el fin de proporcionar comunicaciones de voz y datos a usuarios equipados con terminales de bolsillo "Hand-held" portátiles y móviles en las bandas L y S.

En particular una opción de satélite geostacionario (GEO) es muy atractiva (comparado con las constelaciones MEO ó LEO), debido al menor número de satélites involucrados, la erogación tecnológica y la relativa simplicidad de segmento en tierra y administración de la red.

En esta sección se describió la posible arquitectura de un Payload GEO incluyendo las antenas en banda-L y en banda-S así como el sub-sistema repetidor. Para las antenas de enlace móvil, fueron evaluados arreglos radiantes directos y antenas reflectoras multialimentadas focalmente. En lo relativo al procesador Payload, el cual efectúa el ruteo, funciones de formación y conmutación del haz, implementaciones analógicas y digitales envolviendo filtros SAW, así como CFT's y formadores de haz digitales fueron evaluadas y comparadas.

De lo anterior finalmente, se describió un candidato de Payload para el cual se hicieron presupuestos de consumo de potencia y peso del total de la masa calculados para un total de 5000 circuitos de voz dúplex .

Las tecnologías que resulta clave desarrollar para calidad espacial son transmultiplexaje de canal basado en CFT, formación de haz digital, SSPA's en banda-S de alta eficiencia a potencia media, LNA's para banda-L altamente integrados y de bajo ruido y antenas grandes (6 a 10 metros) desplegables para banda-L y banda-S.

**Arquitectura para un sistema avanzado
Canadiense, satélite-móvil de banda ancha
P. Takats, M Keelty, y H. Moodoy
Spar Aerospace Limited
21025 TransCanada Highway,
Ste-Anne-de-Bellevue, Quebec, Canada.**

Introducción

Tanto el desarrollo de sistemas satelitales experimentales en banda Ka, tal como el OLIMPUS y ACTS, así como los estudios conceptuales de sistemas futuros avanzados han producido diseños que ofrecen servicios satelitales para soportar una variedad de aplicaciones de usuario. Su rango va desde comunicaciones personales (Hand-held) de banda estrecha hasta Trunking B-ISDN de banda ancha así como enlaces de subida de supercómputo. Acoplado con esto está el estudio de nuevos Payloads y tecnologías para terminales tal como el procesamiento a bordo, antenas de haces puntuales múltiples, y terminales inteligentes para lograr la utilización de la banda-Ka.

La aplicación exitosa de todas éstas tecnologías es, sin embargo, críticamente dependiente de las fuerzas del mercado para los diferentes servicios de comunicaciones que serán, ó más correctamente, que deberán existir post al año 2000. Una consideración que debe darse para la implementación, es el tiempo, tanto para los sistemas personales tipo LEO de banda estrecha, como para la posible expansión de la red de fibra óptica terrestre. Por lo anterior, es perceptible que puede existir una oportunidad comercial, entre éstas dos aplicaciones, para un servicio de comunicaciones satélite-móvil avanzado de banda ancha, ya que la expansión de anchos de banda celulares no está contemplada. El uso de la banda-Ka, sin embargo, es en cualquier caso una ventaja para sistemas de satélites para aplicaciones "Sobre las nubes" tal como el servicio aeronáutico.

En el siguiente reporte, se presenta una posible aproximación conceptual para el diseño de tal sistema satélite-móvil de banda ancha. Este inicia con una discusión de la arquitectura total del sistema seguida por secciones sobre Payload y diseño de las terminales. Algunos aspectos de estos diseños, en particular la terminal móvil se encuentran actualmente en un sistema preliminar. Los conceptos reportados aquí son parte de un continuo esfuerzo de estudio completo para el departamento de comunicaciones canadiense, realizado por un equipo de investigadores de Spar Aerospace Limited para desarrollar una avanzada misión satelital en banda Ka.

Arquitectura del sistema

La arquitectura total del sistema Satcom-móvil avanzado comprende servicios de enlace en la banda Ka y un respaldo en banda Ku así como una red de negocios privada. Los servicios soportados sobre el sistema en banda Ka incluyen el usuario particular móvil en tierra, USAT fijo ó portátil, y un servicio aeronáutico. Los parámetros de funcionamiento y enlace principales para éste se presentan en la tabla 1. El sistema en banda Ka utiliza una cobertura de haces puntuales con un cono de 0.5 grados y 2.3 grados para el móvil terrestre y servicios aeronáuticos, respectivamente, mientras que la red en banda Ku de negocios/respaldo opera con cuatro haces fijos. Los servicios fijo y móvil terrestre son

construidos para cobertura Canadiense solamente, y el servicio aeronáutico está extendido a todo Norte América incluyendo México por continuidad de servicio de transborde.

Tabla 1. Parámetros del servicio.

Servicios	Disponibil. %	BER	Vel. de Info. (Kbps)	#Enlaces de Datos Tx	# de Haces
Móvil Usuario- único	99	10^{-5}	16 - 256	7	84
USAT Fijo/Portátil	99.5	10^{-6}	16 - E1		
Aeronáutica	99.9	10^{-6}	16 - E1	1	12
VSAT en Ku fija	99.9	10^{-7}	E1	4	4

El Payload es un tipo regenerativo banda base, proporciona las ventajas de regeneración de señal e interoperación completa en un "Solo salto" de servicios e interconectividad de terminales. Un acceso para enlace de subida primario MF-TDMA soporta tasas de información en incrementos de 16Kbps hasta la tasa máxima portadora de transmisión. Además, un objetivo clave de éste diseño de procesador a bordo es permitir la gran flexibilidad que aproxime el uso del ancho de banda al de un transponedor de "bastón" en algunos aspectos. Tal como el sistema permitirá la operación de varios tamaños de terminales con diferentes tasas de transmisión también requiere soportar fuentes de tráfico de banda estrecha (16Kbps) a banda ancha (T1,E1).

El dimensionamiento el diseño conceptual presentado aquí, está basado en estudios de mercado pronosticados para después del año 2000. La distribución de terminales para cada servicio está descrita en la tabla 2. La distribución aeronáutica es por usuario, y esencialmente sólo considera el tráfico aéreo Canadiense. La tasa de Troncales (Trunk) indicada representa la tasa de información promedio utilizada por una terminal con un grado de servicio de 5% y una intensidad de tráfico de 1.01 Erlang/usuario.

Tabla 2.

Servicios	Velocidad de Troncal (kbps)	#Troncales/ haz (fijo)	Población/cobert ura de haz(fijo)	Población Total
Usuario Móvil personal, USAT fijo/portátil	64	16	1154	8078
Aeronáutica	64	16	1154	1154
VSAT en Ku fija (@ 0.02 Erlang/T y Pb= 01%)	E1	8	156	624

Servicio móvil usuario particular

Este servicio tal como su nombre lo indica está vislumbrado para soportar un solo usuario móvil terrestre con tasas de información hasta de 256Kbps. Este también soporta aplicaciones USAT fijas/portátiles (pero estacionarios mientras se usan) que pueden operar a altas tasas con un gran número de terminales lo cual es posible con móviles que requieren antena rastreadora y fuentes de alimentación móviles.

La cobertura para éste servicio, comprende 84 haces puntuales que están organizados en grupos de 12 y suministrados por 7 portadoras de enlace de bajada "TDM Hopping", esto se muestra en la figura 1. El presupuesto de enlace está dado en la tabla 3 con notas respecto a los parámetros de enlace y consideraciones. El presupuesto también incluye una tolerancia de 1dB para el caso de interferencia de un satélite adyacente producida por un "mismo sistema satelital" espaciado alrededor de 8°. El sistema soporta comunicaciones móvil-a-base y móvil-a-móvil.

Parámetros del enlace		Transmisión:		Recepción:	
		Base-a-móvil		Móvil -a-base	
Descripción	Unidades	Uplink	Downlink	Uplink	Downlink
Frecuencia	GHz	14.0	20.0	30.0	12.0
Diámetro de la antena TX	m	1.8	2.4	0.3x0.1	1.0
Ganancia de la antena TX	dBi	46.2	43.3	34.0	29.5
Potencia de Tx	dBW	7.9	15.0	9.6	14.2
Número de huellas	Spots	4	84	84	4
EIRP	dBW	54.1	58.3	43.6	43.7
Pérdidas en el Espacio (39500 km)	dB	207.3	210.4	213.9	206.0
Diámetro de la antena Rx	m	1.0	0.3x0.1	1.6	1.8
Ganancia de la Antena Rx	dBi	31.0	32.0	44.7	44.9
G/T	dB/K	2.2	6.2	16.6	20.7
Velocidad de Transmisión	kbps	1870.0	1500.0	364.0	13900.0
C/No Térmico	dB-Hz	77.6	81.2	74.9	84.9
Angulo de apertura	grados	2.0	8.0	8.0	2.0
Interferencia Respecto a satélites adyacentes	dB	83.4	87.0	80.8	91.2

C/No sin desvanecimiento	dB-Hz	76.6	80.2	73.9	84.0
Pérdidas de Apuntamiento	dB	0.2	0.5	0.5	0.2
Pérdidas Atmosféricas	dB	0.2	0.1	0.8	0.2
Pérdidas por apuntamiento Terrestre	dB	0.2	0.1	1.0	0.2
Pérdidas por multitrayectorias	dB	0.0	3.0	3.0	0.0
Disponibilidad	%	99.95	99.5	99.5	99.95
Desvanecimiento por lluvia. Ottawa	dB	5.1	3.1	3.0	3.8
Pérdidas por polarización	dB	0.1	0.5	0.5	0.1
Margen del Sistema	dB	1.0	1.0	1.0	1.0
Desvanecimiento C/No	dB-Hz	69.7	70.0	64.1	78.5
Desvanecimiento Eb/No	dB-Hz	7.0	8.3	8.5	7.0
Margen de Demodulación	dB	1.5	1.5	1.5	1.5
Degradación por no linealidad	dB	0.0	0.0	0.2	0.0
Eb/No ideal	dB-Hz	5.5	6.8	6.8	5.5
BER, desvanecimiento		8.8×10^{-6}	6.4×10^{-6}	6.4×10^{-6}	88×10^{-6}

La terminal está contemplada esencialmente como una unidad vehicular que puede, ya sea, ser directamente usada dentro del vehículo ó servir como una unidad relevada accesada remotamente vía un usuario a terminal interface aérea. La terminal consiste de una placa de 30cm×10cm de microcinta que rastrea mecánicamente al satélite en azimuth, y transmite 10W de potencia RF.

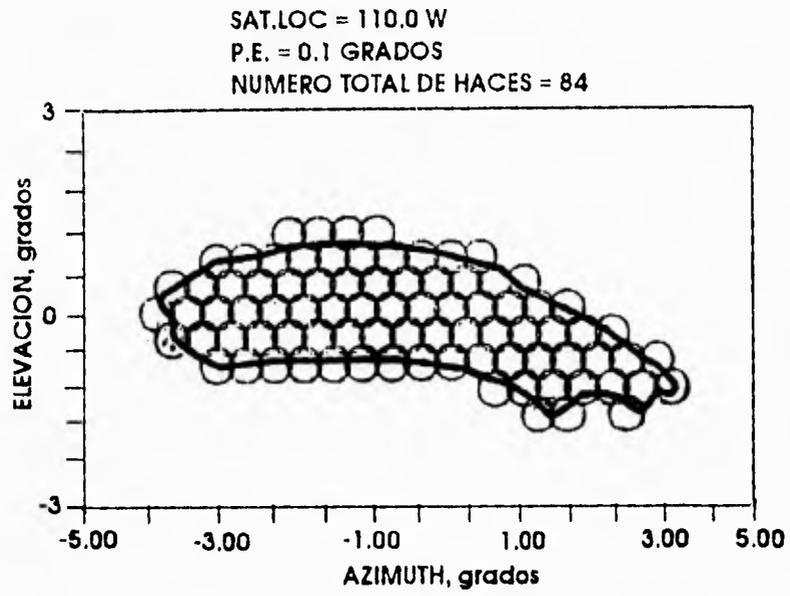


Figura 1.

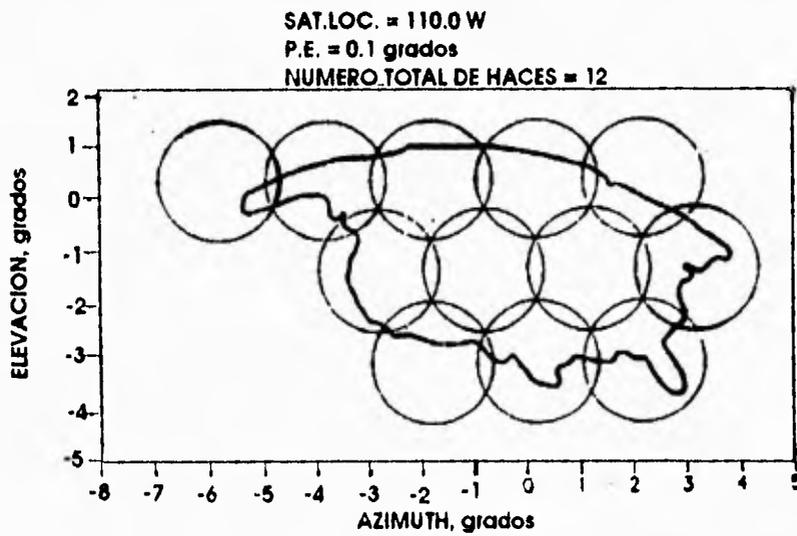


Figura 2.

Servicio aeronáutico

El servicio aeronáutico es esencialmente una versión aérea del servicio móvil terrestre con algunas diferencias importantes como se describe a continuación. La terminal requiere compensación Doppler debido al movimiento del avión y gran capacidad de rastreo tanto

en elevación como en Azimuth, ya que estos servicios son ofrecidos a una forma inherente- mente multi-usuario del transporte, se espera atender fuentes de información con alta duración multiplicado por múltiples usuarios.

La cobertura para éste servicio, comprende 12 haces puntuales, presentado como un grupo de 12 por una portadora de enlace de banda "Hopping TDM", éste se muestra en la figura 2. Como se destacó previamente, la cobertura abarca todo Norte América. El presupuesto de enlace se resume en la tabla 4; incluye notas adicionales ó comparaciones respecto al servicio móvil terrestre. Las diferencias clave no incluyen las reducciones por desvanecimiento debido a la lluvia, multi-rutas, ó pérdidas atmosféricas. Lo anterior permite el uso efectivo de una terminal aeronáutica, similar en tamaño a la de un móvil terrestre, pero operando con 12 grandes haces puntuales comparables a los 84 haces requeridos para soportar a móviles terrestres.

Tabla 4.
Presupuesto de Enlace Aeronáutico.

Parámetros del enlace		Transmisión: Base-a-móvil		Recepción: Móvil -a-base	
Descripción	Unidades	Uplink	Downlink	Uplink	Downlink
Frecuencia	GHz	14.0	20.0	30.0	12.0
Diámetro de la antena TX	m	1.8	1.0	0.3	1.0
Ganancia de la antena TX	dBi	46.2	32.9	37.3	29.5
Potencia de Tx	dBW	7.9	15.0	10.5	14.2
Número de huellas	Spots	4	12	12	4
EIRP	dBW	54.1	47.9	47.8	43.7
Pérdidas en el Espacio (39500 km)	dB	207.3	210.4	213.9	206.0
Diámetro de la antena Rx	m	1.0	0.3	1.0	1.8
Ganancia de la Antena Rx	dBi	31.0	33.7	34.4	44.9
G/T	dB/K	2.2	7.8	5.6	20.7
Velocidad de Transmisión	kbps	1870.0	1500.0	364.0	13900.0
C/No Térmico	dB-Hz	77.6	74.0	68.1	84.9
Angulo de apertura	grados	2.0	8.0	8.0	2.0
Interferencia Respecto a satélites adyacentes	dB	83.4	79.8	73.9	91.2
C/No sin desvanecimiento	dB-Hz	76.6	73.0	67.1	84.0
Pérdidas de Apuntamiento	dB	0.2	0.2	0.2	0.2

Pérdidas Atmosféricas	dB	0.2	0.0	0.0	0.2
Pérdidas por apuntamiento Terrestre	dB	0.2	0.5	0.5	0.2
Pérdidas por multirayectorias	dB	0.0	0.0	0.0	0.0
Disponibilidad	%	99.95	100.0	100.0	99.95
Desvanecimiento por lluvia. Ottawa	dB	5.1	0.0	0.0	3.8
Pérdidas por polarización	dB	0.1	0.5	0.5	0.1
Margen del Sistema	dB	1.0	1.0	1.0	1.0
Desvanecimiento C/No	dB-Hz	69.7	70.8	64.9	78.5
Desvanecimiento Eb/No	dB-Hz	7.0	9.0	9.0	7.0
Margen de Demodulación	dB	1.5	1.5	1.5	1.5
Degradación por no linealidad	dB	0.0	0.0	0.2	0.0
Eb/No ideal	dB-Hz	5.5	7.5	7.6	5.5
BER, desvanecimiento		8.8×10^{-8}	6.1×10^{-8}	8.9×10^{-7}	8.8×10^{-8}
Máximo BER por desvaneci.		8.8×10^{-8}		8.9×10^{-7}	
Disponibilidad Total	%	99.95		99.95	

Diseño del Payload

El diseño completo del Payload consiste de 4 subsistemas principales: Los 48 y 12 haces en banda Ka, 4 haces en banda Ku, y el sistema de procesamiento a bordo (OBP). El OBP enlaza a todos los subsistemas juntos a través de un tipo TST de red de comunicación que proporciona interconectividad para paquetes conmutados de tráfico de usuario segmentado dentro de paquetes de datos en el satélite con encabezados de ruteo propio.

Como se muestra en el diagrama de bloques del Payload de banda Ka en la figura 3, los otros elementos del Payload incluyen una sola corneta por antena de haz puntual con un receptor de bajo ruido por corneta. El enlace de subida es, sin embargo, también una matriz filtrado/conmutación que "mapea" el uso de la portadora de subida de un grupo de 12 puntos correspondientes a un grupo de enlace de bajada. De esta manera el ancho de banda MF-TDMA de enlace de subida está distribuido sobre 12 haces puntuales. La capacidad de enlace de bajada equivalente en TDM el cual es tangente sobre 12 posiciones de haces puntuales comprendiendo el grupo de enlace de bajada. La señal recibida de un

grupo es completamente demultiplexada, demodulada y decodificada por un demodulador multi-portadora (MCD). Estas salidas entran al conmutador espacial a través de un puerto estado T (tiempo ó memoria). El conmutador completo es de 6x6 el cual incluye 2 puertos en banda Ka, uno para cada sistema, y 4 puertos en banda Ku.

La propuesta seleccionada del subsistema de potencia de RF para éste diseño conceptual utiliza TWTA's saturados alimentando portadoras de enlace de bajada dedicadas por grupo de haces Hopping. Una propuesta alternativa, la cual es el sujeto de actuales estudios, utiliza un sistema de potencia de matriz híbrida con SSPA's lineales.

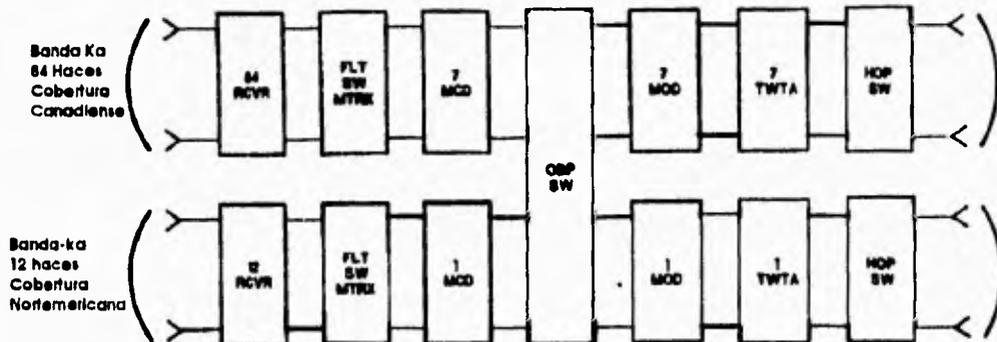


Figura 3

El factor determinante de los sistemas evaluados para éstas dos propuestas es el grado de flexibilidad que se quiere sea requerido la potencia del RF del satélite para la distribución de tráfico instantánea. La última propuesta es inherentemente flexible para lograr ésta distribución pero actualmente tiene la significativa desventaja técnica de una baja eficiencia de potencia de DC (10%) en los SSPA's lineales de banda Ka.

Para la propuesta del TWTA se logra una eficiencia de potencia de DC de alrededor de 40%.

El aspecto crítico para ésta propuesta, es la selección de un haz puntual comprendido en un grupo "Hopping" de enlace de banda. La selección de los haces para un grupo particular no necesariamente están físicamente continuos, puesto que el principal criterio para la selección del haz, es asegurar que el total de tráfico de la red sea igualmente distribuido sobre las portadoras TDM de bajada, para así maximizar la utilización de potencia del satélite. Las estimaciones de masa y potencia para ésta propuesta del Payload se muestran en la tabla 5. Este tamaño de Payload puede ser acomodado en un transporte GE5000, por ejemplo.

Tabla 5

Subsistema	Masa [kg]	Potencia [Watts]
84 Haces en banda Ka	143	1250
12 Haces en banda Ka	40	185
4 Haces en banda Ku	75	130
Conmutador OBP	29	213
Total	287	1778

FALTA PAGINA

133..a la.....

Diseño de las terminales

Tipos para terminales terrestres.

El enfoque de los diseños de terminal ha sido orientado hacia los tipos móviles, tanto vehiculares (terrestres) como aeronáuticos. sin embargo el satélite para móviles puede soportar servicios para terminales fijas tales como hogares y oficinas, multimedia y varias terminales para aplicaciones de negocios. Las formas típicas más recientes son deficientes en términos de rastreo (para la antena) y capacidades de adquisición pero son muy buenos en términos de tamaño de antena y capacidades de interface terrestre.

Las áreas claves en el diseño de terminales son:

- Selección del tipo de antena
- Selección de adquisición y propuesta de rastreo
- Control de frecuencia
- Flexibilidad de interface terrestre
- Bajo costo.

Diseño de la antena

El uso de reflector ó placas microcinta son las más atractivas para terminales móviles y pequeñas terminales fijas, aunque existen otras posibilidades. Tal como es el uso de lentes dieléctricos y arreglos. Los tipos de reflectores son compactos y tienen una alta eficiencia pero para las aplicaciones móviles debido a su bajo costo y aceptable eficiencia. La mejor propuesta para adquisición de señal y rastreo es emplear placas con un ancho de haz relativamente grande en elevación, tanto que sólo se necesite azimuth para el escaneo y rastreo.

Una placa con dimensiones de 30x30cm produce suficiente ganancia (alrededor de 34dB) y ancho de haz en elevación (10 grados) para la aplicación móvil.

Un ancho de haz en elevación de 10° es suficiente para permitir al vehículo orientarse, pero es usado un control de elevación ajustable manualmente para adaptar la orientación de la antena hacia un área geográfica en particular. Se requieren placas separadas para transmitir en 30GHz y recibir en 20GHz.

Para adquisición de señal en azimuth es usado un motor a pasos de DC para un escaneo lento mientras el FFT detecta electrónicamente la señal del enlace de bajada.

Para esto se emplea un compensador de movimiento para rastreo en la antena combinado con sensores de movimiento en el vehículo. En el sondeo propuesto al escaneo del haz, cada punto es "visitado" cada 24mseg, equivalente a menos de un metro recorrido por el vehículo. El compensador de movimiento para la antena mueve ésta alternativamente para cada lado de la línea de vista estimada para la vista y medidas de la intensidad de la señal sondeada, de este modo se determina el tamaño del error de orientación y polaridad. El ancho de haz de 3.5 grados en 20GHz impone un cierto requerimiento para propuesta en orientación y rastreo el cual puede limitar el grado de inestabilidad de movimiento que puede ser tolerado. Esto apenas se está estudiando. Una propuesta completamente electrónica para rastreo utilizando arreglos fasados está siendo evaluada actualmente para determinar su relación costo-beneficio (un arreglo completo transmisor/receptor puede costar hasta 4,000.00 incluyendo el costo de los desplazadores de fase).

Arquitectura de la terminal

El diagrama de bloques de la terminal se muestra en la figura 4. Este describe la versión móvil, para la versión fija en el controlador de la antena y sensores de movimiento no están presentes. Las interfaces terrestres son modulares y adaptables a una variedad de tipos de

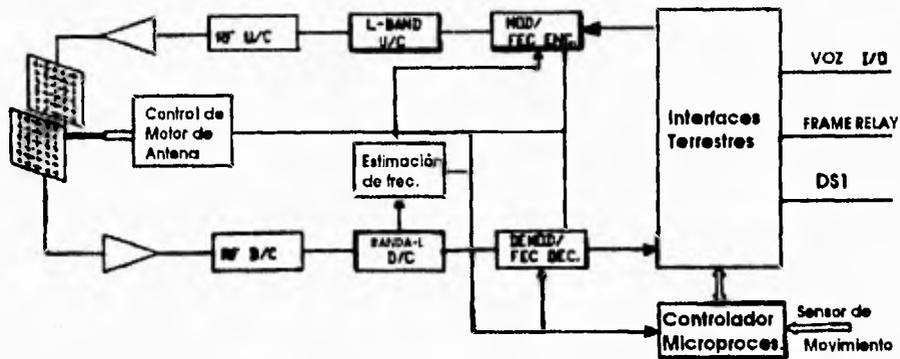


Figura 4

tráfico; voz y modestas tasas de video para aplicaciones multimedia (hasta 256Kbps), hasta 2.048Mbps para antenas fijas grandes. El flujo de información está codificada a razón de 1/2 (esta codificación es removida en el satélite y en el enlace de bajada es re-codificada). Se usa una modulación en fase continua (MSK ó QPSK) para reducir la generación de lóbulos laterales y distorsión debido a saturaciones no lineales. El enlace de subida es transportado en una estructura TDMA. El transmisor es un dispositivo IMPATT de máximo 10 watts operando con un amplificador clase C para maximizar la eficiencia de potencia de DC.

La calidad de la señal del enlace de bajada se degrada debido al desvanecimiento por lluvia, el cual puede ser mayor al margen permisible, el receptor puede direccionar la señal al transmisor correspondiente para reducir su tasa de datos por un factor de 1/2, y adicionarle un nivel extra de codificación. Este nivel extra de codificación pasa a través del transpondedor regenerativo sin procesamiento.

La señal de bajada está en formato TDM y es recibida con una G/T de aproximadamente 7.9dB (en ausencia de lluvia). Se usa un convertidor de bajada de dos estados para procesar la señal al nivel de IF. Debido a que la señal de bajada no es continua, pero consta de un sola "sonda" (señal) de muy corta duración, se emplea un estimador especial de frecuencia para minimizar el tiempo de adquisición. Esto consiste de un "estimador de paquetes" espectrales. El estimador continuamente adquiere representaciones DFT multipunto de la señal (muestras ó paquetes). Este incluye software para acceder los datos DFT y para estimar errores en frecuencia. Los cambios en frecuencia se espera que ocurran en velocidades lentas comparadas con la ejecución del software.

Todos los elementos para la terminal se espera que sean accesibles para el año 2000 al tener técnicas de producción en masa. Por ejemplo, SSPA's de 1 watt a 30GHz (11% de eficiencia) están disponibles desde hace 5 años y se espera que los costos de las unidades de 10 watts se reduzcan y los hagan accesibles en menos de 10 años.

Conclusión.

Esta sección a presentado un panorama descriptivo de estudios conceptuales enfocados a una propuesta en particular para la arquitectura de un sistema avanzado satélite-móvil en banda - Ka. La motivación para éste desarrollo es sugerir una arquitectura que:

1. Sea razonablemente accesible para años inmediatos al 2000 y que envuelva un mínimo de nuevos desarrollos similares, y
2. Proporcionar un servicio satelital que pueda efectivamente manejar aplicaciones de usuario que requieran servicios móviles de banda ancha.

La utilización de un sistema de potencia TWTA saturado a-bordo del satélite y rastreo mecánico de las antenas de las terminales son consideradas menos complejas y menos costosas, al menos en el futuro inmediato, que la matriz híbrida y la electrónica propuesta manejen la antena de la terminal.

La factibilidad total de cada sistema que proporciona un servicio móvil de banda ancha, particularmente móviles terrestres, son en general, críticamente dependientes de los requerimientos técnicos para la adquisición y rastreo para una antena de terminal de relativamente alta ganancia. A través de experimentos tales como el ACTS (terminal móvil terrestre), la factibilidad y desarrollo de éste tipo de terminales en la banda Ka pueden ser probadas y desarrolladas.

Uso de la banda 30/20 GHz para Sistemas de Satélites Multipropósito

Abstracto

La World Administrative Radio Conference (WARC) realizada en 1992 asignó las bandas 19.7-20.2GHz y 29.5-30.0GHz para servicios satelitales móviles (MSS) y el servicio satelital fijo (FSS) sobre una base co-primaria. Una solución económica y flexible para la provisión de ambos servicios es colocar ambos Payloads en el mismo segmento espacial. A continuación se describen algunas de las aplicaciones de propuestas de dichas redes satelitales híbridas.

INTRODUCCION

En la reunión WARC-92 dirigió los requerimientos espectrales de una nueva generación de satélites multipropósito (MPS) operando en las bandas 29.5-30GHz y 19.7-20.2 GHz (banda Ka). Estos satélites pueden proveer tanto servicios satélites fijos como servicios satelitales móviles desde el mismo segmento espacial. La WARC-92 decidió que las aplicaciones satelitales móviles de esos sistemas deben tener igual status desde la perspectiva regulatoria de radio con las aplicaciones satelitales fijas sobre las bandas anteriormente designadas en la Región 2 (América).

El Departamento Canadiense de Comunicaciones (DOC), en conjunto con el Centro de Investigación de Comunicaciones han estudiado la factibilidad técnica y económica de un satélite en banda Ka ofreciendo capacidad de comunicación personal y fija. Esta planeado lanzar un payload pre-comercial en 1997, seguido por un sistema comercial completamente operacional entre el 2005 y el 2010.

El Programa Satelital Multi-Propósito Canadiense.

El sistema canadiense proporcionará una amplia variedad de de comunicaciones ofreciendo comunicaciones personales usando terminales relevadoras operando a una tasa de 2.4 kbps., terminales portátiles y vehículos móviles operando en 144 kbps (2B+D) , terminales aeronáuticas para voz, datos, ó video información a tasas de 144Mbps ó mayores, y terminales fijas operando operando hasta 1.544 Mbps (-T1). Las terminales pequeñas de baja capacidad operarán a través de uno de 52 haces de 0.6° de diámetro en un modo de salto de haz de operación controlada por el controlador de red a bordo. Las terminales de alta capacidad con antenas muy grandes y anchos de banda utilizables operando a través de una antena del satélite de cuatros haces cubriendo Canadá. En el corazón del satélite está un modulador y demodulador para cada haz y un conmutador digital en banda base para re-rutear el tráfico basado en la información en el mensaje ó tipo de portadora. Este procesador regenerativo a bordo esencialmente desacopla el ruido del enlace de subida del enlace de bajada y permite diferentes tipos de modulación y esquemas de acceso entre los enlaces de subida y de bajada.

La opción de una banda amplia, haz único, aplicaciones punto - multipunto puede ser una alternativa. Esta debe usar un amplificador repetidor convencional.

Servicios y Aplicaciones.

Estudios de viabilidad de mercado han identificado un gran número de aplicaciones potenciales las cuales pueden tomar ventaja de las características de las comunicaciones satelitales en banda Ka. Estos estudios identificaron cuatro grupos principales de aplicaciones a ser soportados por las aplicaciones del payload en banda Ka:

- Servicios conmutados entre usuarios
- Aplicaciones multimedia en banda estrecha
- Aplicaciones multimedia multiusuario
- Aplicaciones punto - multipunto

Servicio conmutado entre usuarios.

Este servicio está diseñado para proporcionar conectividad completa con una Red de Comunicaciones Personales Terrestre (PCN) y así ofrecer al usuario un sólo canal de voz y capacidad de mensajes. Tal como está planeado actualmente el sistema contará con una terminal repetidora en banda Ka fija ó portátil la cual proporciona acceso al satélite para una terminal de mano móvil.

Aplicaciones Multimedia de Banda Estrecha

Los servicios de red multimedia de banda estrecha están basados sobre la provisión de servicios de una tasa básica de una Red Digital de Servicios Integrados (ISDN) en cualquier lugar dentro del área de servicio del satélite. El acceso al satélite se proporciona vía una terminal portátil hacia la red pública ó privada. El rango de servicios que serán provistos vía el ambiente ISDN básico. Esto incluye una ó dos conexiones de voz, paquetes de datos a baja velocidad, transferencia de archivos a alta velocidad y transmisión de video a tasas de hasta 144Kbps. Estarán disponibles una variedad de terminales para soportar aplicaciones móviles, fijas y aeronáuticas móviles.

Servicios multimedia multiusuario.

Los servicios multimedia multiusuario (MUMM) soportarán aplicaciones multimedia y una población multi-usuario dentro del mismo local. La terminal MUMM proveerá el enlace entre el satélite y un número de usuarios operando dentro de una microcélula la cual puede ser un edificio de oficinas ó un campus industrial.

Están previstas tasas de datos mayores a la tasa primaria ISDN. Además tiene que soportarse el rango completo de voz, datos y aplicaciones de imagen y video.

Aplicación punto-multipunto.

Puede estar disponible una facilidad punto-multipunto a través de un solo canal ancho capaz de transmitir una alta tasa de bits. Esta aplicación debe usarse en conjunto con un solo haz de amplia cobertura. El procesamiento a bordo no debe emplearse para ofrecer ésta facilidad debido a las altas tasas de bits.

Aplicación de presupuestos de enlace.

En la tabla 1. Se muestran cinco presupuestos de enlace. Cuatro de éstos están propuestos actualmente para el MPS. El quinto presupuesto (convencional - 1.544Mbps) fue derivado basado en las características del MPS pero se asumió que el satélite es un simple repetidor ó un satélite "Bent Pipe".

Todos los presupuestos de enlace tienen una tasa corrección de error de adelanto (FEC) de $1/2$, decodificación de decisión Viterbi y una longitud constante de 7.

Relevador de un sólo usuario (SUR)

Este se usa para comunicaciones personales de voz y mensajes. La antena es una placa de microcinta de 5x5cm. La tasa de datos es de 2.4Kbps y alta ganancia, y haces puntuales del satélite de 0.6°. Para el enlace de subida se emplea modulación coherente MSK y modulación BPSK para el enlace de bajada.

Multimedia fijo (FMM)

Esta aplicación usa antenas parabólicas de entre 20-30cm y puede transmitir hasta 256Kbps (144Kbps para aplicaciones ISDN). También emplean haces puntuales de alta ganancia. Se emplea una modulación coherente QPSK tanto para el enlace de subida como para el de bajada.

Multimedia multi-usuario (MUMM)

Se utilizan antenas parabólicas de 90-120cm en conjunto con haces satelitales de tamaño medio ($G/T=2.2\text{dB/K}$). El enlace es capaz de proporcionar velocidades de servicio de 1.544Mbps (T1). Se emplea modulación coherente QPSK en ambos enlaces.

Convencional

Este presupuesto de enlace no está propuesto para el satélite comercial MPS pero se usa para propósitos comparativos. Este tiene las mismas características que la aplicación MUMM excepto que el satélite se asume como un "Bent Pipe". Esto fue derivado de tal manera que la c/n desvanecida resulte en la misma tasa de error bit (BER) tal que la c/n desvanecida del MUMM es aproximadamente 10^{-7}BER .

Resultados

Los resultados de los cálculos de ángulo de separación orbital se muestran en la tabla 2 y 3. Los ángulos separados están dados para el enlace de subida y el enlace de bajada debido al procesamiento regenerativo a bordo asumido. Los enlaces que usan OBP regenerativo no pueden ser combinados dentro de un sólo ángulo de separación usando el mismo método usado para enlaces "Bent Pipe". En la práctica, los ángulos pueden estar "combinados" para reducir la separación total, pero esto no ha sido aceptado como un criterio ó un método, por lo que aquí se presentan por separado.

Para los ángulos de enlace de subida, el máximo número de portadoras de banda estrecha permitidos para interferir dentro de una aplicación en banda amplia fué limitado al número de portadoras de banda estrecha planeado actualmente para uso operacional. Por ejemplo, considere el caso de el sur (2.4Kbps) interfiriendo con HDTV. Más de 5,000 de estos canales de banda estrecha puede acomodarse dentro del ancho de banda de ruido de HDTV. Sin embargo debido a que sólo 16 canales x 52 haces = 832 canales puede usarse al mismo tiempo, sólo 832 portadoras serán susceptibles a interferencia. Tomando esta misma propuesta para el enlace de bajada sólo se permite una interferencia por canal de banda ancha debido al plan de frecuencia MPS propuesto el cual sólo contiene una portadora para el enlace de bajada por haz. Sin embargo, esto no puede generalizarse a

otros sistemas satelitales donde debido a que están presentes varios haces simultáneos es posible la interferencia.

Para mejorar esto, la tabla 4 proporciona la máxima interferencia permitida (10). Se observa que el caso del sur es el único que presenta un incremento notable en el ángulo de separación y acepta un menor número de interferencias.

Generalmente los ángulos están en el mismo rango de la separación angular para FSS/FSS excepto para las aplicaciones de baja velocidad (SUR,FMM). Estas aplicaciones requieren grandes ángulos de separación debidos principalmente a lo siguiente:

- Las pequeñas antenas de la estación terrena comparadas con, por ejemplo, antenas en banda Ku, aún después del escalamiento de frecuencia.
- Transmisiones para el enlace de bajada de alta potencia y ancho de banda estrecho.
- Transmisiones de baja potencia para el enlace de subida.

Algunas combinaciones de portadoras resultan en separaciones de 0° (por ejemplo SUR dentro de MUMM).

Enlace de subida.

Generalmente los ángulos de separación del enlace de subida son más pequeños que los ángulos para el enlace de bajada. Uno puede esperar que debido a la muy baja potencia del enlace de subida de algunas de las aplicaciones, la EIRP diferencial entre estas y portadoras de alta potencia causaran separaciones extremadamente grandes.

Sin embargo en muchos casos, este déficit de potencia es potencia es compensado por la discriminación superior de las antenas mayores asociado con las aplicaciones de alta potencia.

Enlace de bajada.

Los grandes ángulos encontrados se deben a las aplicaciones de alta potencia y ancho de banda estrecho, especialmente el SUR. El SUR (2.4Kbps) tiene la mayor EIRP para el enlace de bajada de todas las aplicaciones así como también, el ancho de banda más estrecho. La alta EIRP es requerida para vencer la baja G/T recibida de la terminal relevadora.

Los ángulos se incrementan cuando hay múltiples interferencias entre SUR como muestra la tabla 4. El número de 10 SUR interfiriendo es arbitrario pero el número actual será limitado a la capacidad del TWTA. Sin embargo, la tabla 4 es útil para mostrar que otros planes de frecuencia satelitales diferentes resultan en requerimientos de una mayor separación angular.

Discusión.

La mayoría de las combinaciones de portadoras resultan en separaciones orbitales ligeramente más pequeñas que la situación aquí presentada pero en otras bandas. Para aplicaciones de baja velocidad ó antenas más pequeñas requerirán una atención extra, pero existen soluciones para combinarlas. Aquí se enfocará la discusión hacia aplicaciones SUR.

Puede verse que SUR puede combinarse mejor con aplicaciones de banda amplia. Con los dos ejemplos de satélites usados aquí, el SUR puede usar las mismas frecuencias en cualquiera de las aplicaciones de banda ancha. Para otras configuraciones satelitales, el

SUR puede ser forzado para combinarse con aplicaciones tales como televisión digital. Es interesante notar que la banda estrecha del SUR combina bien con el servicio de HDTV contrariamente a lo que se pudiera esperar.

Es importante tener en mente que los resultados son desde un ejemplo típico de un sistema satelital en banda Ka. Son posibles una gran variedad de parámetros y rangos diferentes los cuales pueden presentar mayores separaciones. En el caso extremo, donde un gran número de portadoras SUR de banda estrecha están en el mismo canal de radiofrecuencia que la aplicación de banda ancha, se requerirán grandes separaciones orbitales. Sin embargo, para la mayoría de las combinaciones de portadoras, existen arreglos tradicionales en la banda Ka.

Sobre todo, está visto que el proceso de coordinación para satélites en banda Ka no será mucho más compleja que la coordinación en bandas convencionales. La incorporación de nuevas aplicaciones usando señales de banda estrecha suma un elemento extra, pero existen soluciones razonables para distribuir el espectro mientras se conserva la órbita. A pesar del abundante espectro en la banda Ka, más sistemas migran a bandas más altas; por lo que se deberá tener más énfasis para colocar los diseños de los sistemas distribuidos en el espectro para permitir su convivencia con otros satélites.

Los métodos tradicionales tal como el re-use de frecuencia y cross-polarización tendrán que emplearse eventualmente.

Conclusión.

Esta sección describió las aplicaciones propuestas para un satélite multipropósito canadiense en banda Ka y examinó el potencial de distribución potencial entre tales sistemas. Para el tipo de tráfico esperado es posible una distribución espectral con pequeñas separaciones orbitales tomando con cuidado la selección de frecuencias portadoras.

Tabla 1. Presupuesto de enlace de la aplicación

<i>Aplicación</i>		<i>SUR</i>	<i>FMM</i>	<i>MUMM</i>	<i>Convencional</i>	<i>HDTV</i>
<i>Descripción</i>		<i>24 kbps</i>	<i>256 kbps</i>	<i>1.544 Mbps</i>	<i>1.544 Mbps</i>	<i>30 Mbps</i>
<i>Modulación</i>		<i>MSK/BPSK</i>	<i>QPSK</i>	<i>QPSK</i>	<i>QPSK</i>	<i>QPSK</i>
<i>Uplink</i>						
Frecuencia	GHz	30.0	30.0	30.0	30.0	30.0
Diámetro de la Antena	m	0.05	0.30	1.20	1.20	3.00
Ganancia de la Antena	dBi	20.8	37.3	49.7	49.7	57.3
Coefficiente de dispersión de la antena	dB	49	49	29	29	29
EIRP	dBW	15.0	39.2	61.2	63.0	79.8
Pérdidas por propagación	dB	213.9	213.9	213.9	213.0	213.9
Disponibilidad	%	99.50	99.50	99.50	99.50	99.30
Desvanecimiento por lluvia	dB	2.0	6.0	6.0	6.0	5.1
Pérdidas Atmosféricas	dB	2.1	0.8	0.8	0.8	0.8
G/T del satélite	dBK	16.7	16.7	2.2	2.2	-0.1
Pérdidas adicionales	dB	3.0	3.0	1.5	1.5	1.5
Velocidad de datos	Mbps	0.0024	0.2560	1.5360	1.5360	30.000
Ancho de banda de ruido	MHz	0.0062	0.4400	2.2440	2.2440	36.000
Asignación del ancho de banda	MHz	0.0070	0.5000	2.6000	2.6000	54.000
C/N con Cielo despejado	dB	3.3	10.4	12.3	14.1	16.5
C/I criterio con cielo despejado	dB	15.5	22.5	24.5	26.3	27.8
<i>Downlink</i>						
Frecuencia	GHz	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0
EIRP	dBW	56.2	55.3	45.6	49.4	44.9
Pérdidas por propagación	dB	210.4	210.4	210.4	210.4	210.4
Disponibilidad	dB	99.50	99.50	99.50	99.50	99.40
Desvanecimiento por lluvia	%	6.6	4.6	4.4	4.4	4.0
Pérdidas atmosféricas	dB	2.5	1.0	1.0	1.0	1.0
Diámetro de la antena	m	0.05	0.30	1.20	1.20	3.00
Ganancia de la antena	dBi	18.9	33.7	46.2	46.2	53.7
Coefficiente de dispersión de la antena	dB	49	49	49	49	29
G/T de la estación terrena	dBK	-7.0	7.9	22.1	22.1	28.0
Pérdidas adicionales	dB	3.0	3.0	1.5	1.5	1.5
Velocidad de datos	Mbps	0.0480	4.0960	12.2880	12.2880	30.000
Ancho de banda de ruido	MHz	0.1350	6.8400	16.6800	16.6800	36.000
Asignación del ancho de banda	MHz	0.1550	7.9000	19.000	19.000	54.000
C/N con cielo despejado	dB	10.6	9.0	11.2	15.0	13.0
C/N criterio con cielo despejado	dB	22.8	21.2	23.4	27.2	25.2
<i>Composición Disponibilidad</i>	<i>%</i>	<i>95.02</i>	<i>99.00</i>	<i>99.00</i>	<i>99.00</i>	<i>98.70</i>

Tabla 2. Angulos de Separación del Enlace de subida

<i>Interferencia</i>	<i>SUR 2.4 Kbps</i>	<i>FMM 256 Kbps</i>	<i>MUMM 1.544 Mbps</i>	<i>Convencional 1.544 Mbps</i>	<i>HDTV 30 Mbps</i>
<i>Victima</i>					
<i>SUR 2.4 Kbps</i>	35.3"	6.4"	5.0"	5.9"	4.5"
<i>FMM 256 Kbps</i>	22.0"	7.2"	5.6"	6.6"	5.1"
<i>MUMM 1.544 Mbps</i>	0.0"	2.1"	1.7"	2.0"	1.5"
<i>Convencional 1.544 Mbps</i>	0.0"	2.1"	1.7"	2.0"	1.5"
<i>HDTV 30 Mbps</i>	0.0"	1.7"	1.3"	1.5"	1.2"

Tabla 3. Angulos de separación del enlace de Bajada

<i>Interferencia</i>	<i>SUR 2.4 Kbps</i>	<i>FMM 256 Kbps</i>	<i>MUMM 1.544 Mbps</i>	<i>Convencional 1.544 Mbps</i>	<i>HDTV 30 Mbps</i>
<i>Victima</i>					
<i>SUR 2.4 Kbps</i>	96.9"	18.6"	0.0"	0.0"	0.0"
<i>FMM 256 Kbps</i>	11.4"	10.4"	3.0"	4.2"	2.1"
<i>MUMM 1.544 Mbps</i>	6.2"	5.7"	2.3"	3.3"	1.6"
<i>Convencional 1.544 Mbps</i>	6.2"	5.7"	2.3"	3.3"	1.6"
<i>HDTV 30 Mbps</i>	3.6"	3.3"	1.3"	1.9"	1.3"

Tabla 4. Angulos de Separación del enlace de Bajada con Interferencia múltiple.

<i>Interferencia</i>	<i>SUR 2.4 Kbps</i>
<i>Victima</i>	
<i>SUR 2.4 Kbps</i>	96.9" (1)
<i>FMM 256 Kbps</i>	28.5" (10)
<i>MUMM 1.544 Mbps</i>	15.5" (10)
<i>Convencional 1.544 Mbps</i>	15.5" (10)
<i>HDTV 30 Mbps</i>	9.0" (10)

Capítulo 8

Comentarios y Resultados.

Las comunicaciones satelitales están en pleno desarrollo, debido a las crecientes necesidades de intercambio de información y a una tendencia mundial hacia la globalización. Innumerables posibilidades de aplicación se contemplan día con día. La mayoría de estas aplicaciones están sujetas a los comportamientos del mercado y por consiguiente, los desarrollos tecnológicos estarán enfocados en la misma dirección.

Para México, país en desarrollo, con una relativamente corta experiencia en comunicaciones satelitales, deberá enfocar sus investigaciones y desarrollos hacia tecnologías que satisfagan las necesidades de comunicaciones en y para México.

Las aplicaciones que se vislumbran con mejores oportunidades de mercado son:

- Comunicaciones de voz (telefonía).
- Comunicaciones de datos que requieren amplios anchos de banda.
- Radiodifusión televisiva, cada vez con mayor ancho de banda (broadcasting y HDTV)
- Comunicación de móviles terrestres
- Comunicación de móviles aéreos.

Para todas las comunicaciones satelitales siempre existirá el retardo en la señal, debido a la longitud de la trayectoria que tiene que recorrer. En aplicaciones susceptibles a éste retardo debe considerarse la longitud total de la trayectoria (incluyendo enlaces intersatelitales y/o enlaces terrestres).

Pensando en la implementación de un sistema satelital de cobertura nacional que ofrezca estos servicios, el primer parámetro es la relación costo de implementación - rentabilidad del servicio para los operadores. El mercado nacional actual de telecomunicaciones requiere; en un gran porcentaje, de comunicaciones entre sitios fijos para transmisión de voz y datos. Partiendo de ésta premisa el satélite GEO ofrece las mejores alternativas, aunque su desempeño dependerá de como reaccione el público al retardo en la voz.

La arquitectura del satélite deberá incluir:

- Antenas multi-haz de tamaño reducido, peso ligero y de mediana a alta ganancia que permitan la reasignación de bandas de frecuencias mediante matrices híbridas para conmutación de haces puntuales de alta potencia; que además de la flexibilidad de reconfiguración remota, ofrezcan una reducción en el consumo de potencia al conmutar sólo los alimentadores que sean necesarios para cada aplicación. Por lo anterior, un arreglo activo operando en la banda Ku puede ser una buena opción pues ofrece dos ventajas principales; la primera, no requieren unidades redundantes ó conmutadores de redundancia, y la segunda, son capaces de distribuir la potencia y suministrarla donde sea necesaria proporcionando el mejor compromiso entre realización y desempeño.
- Antenas para enlace intersatelital con sistemas de rastreo, su ancho de haz debe ser amplio para aceptar un cierto grado de inexactitud durante la adquisición. Estos enlaces

se situarán en la banda Ka. El procesador a bordo deberá tener simplificado el ruteo de la señal para evitar retardos excesivos.

- El diseño del transponder incluyendo el procesador también debe proporcionar un alto grado de flexibilidad. El diseño del sistema de amplificación de matriz híbrida permite distribuir dinámicamente la potencia sobre los diferentes haces. Con esto se puede asimilar cualquier variación en los patrones de tráfico para ser acomodados en tiempo real sobre las localidades mediante una distribución de potencia total sobre todos los haces. Esta propuesta ofrece el más eficiente uso de la capacidad basada en la densidad geográfica y poblacional de usuarios sobre la vida del sistema. Además debe tener la habilidad para ajustar la cobertura mediante la distribución de los haces puntuales para cubrir las áreas que tienen mayor demanda. De esta manera no se desperdicia energía re-dirigiendo la cobertura de los haces sobre áreas no pobladas o áreas poco accesibles; como en el caso de áreas rurales alejadas. El sistema también mejora la eficiencia del uso del espectro de frecuencias. Este emplea re-use de frecuencias entre haces no adyacentes con un aislamiento suficiente para evitar interferencias.
- Para la comunicación de móviles también se pueden usar arreglos activos trabajando en banda-L. Las terminales terrestres pueden implementarse con antenas de microcinta de substratos que permitan obtener altas ganancias; debido a que son económicas, ligeras y de bajo costo. Su sistema de rastreo asociado debe ofrecer respuestas rápidas en tiempo real y bajo consumo de energía; con el fin de que las baterías para la terminal móvil sean pequeñas. Su principal aplicación para México puede encontrarse en sistemas para monitoreo de transportes de carga y pasajeros, pues el costo de las terminales móviles de mano no es aún accesible para la mayoría de los usuarios móviles en nuestro país.

Además, este sistema debe tener una capacidad de escalabilidad; es decir, que permite la incorporación de las nuevas tecnologías que vayan surgiendo sin la necesidad de cuantiosas inversiones; por ejemplo, los sistemas para compresión de voz que permitan reducir el ancho de banda para cada canal que permita la superimposición de varios canales de voz sobre una misma portadora, lo que aumentaría la capacidad del sistema

El mercado de las comunicaciones es uno de los segmentos de más rápido crecimiento de la economía global. La tecnología que existe actualmente es capaz de soportar comunicaciones para áreas geográficas enteras. A través de un sistema satelital GEO, los desarrolladores de éstos pueden confeccionar una arquitectura de sistemas abiertos para satisfacer las necesidades únicas de usuarios de comunicaciones fijas y móviles de una región específica. Al tiempo, conforme las nuevas tecnologías se hagan económicamente viables, un sistema satelital puede desenvolverse, y eventualmente proporcionar comunicación de cobertura global directa a una terminal de mano(handheld) o a un radio-localizador (paging).

Con aplicaciones virtualmente ilimitadas hoy día en cuanto a relación costo-beneficio, el sistema satelital proporciona una alternativa práctica y poderosa para introducir servicios de voz y datos fijos y móviles a través de servicios satelitales alrededor del mundo.

Capítulo 9.

Conclusiones.

Como hemos visto, los satélites de comunicaciones son un medio para transmitir información entre sitios distantes ó de difícil acceso, pues es capaz de superar barreras geográficas por tal motivo es una magnífica opción para proporcionar servicios rurales, nacionales, e internacionales, además de las crecientes necesidades del mercado para tener comunicaciones móviles.

La estructura de un sistema satelital está conformada por un segmento terrestre y un segmento espacial; cuyo diseño, operación y puesta en órbita es más crítica y compleja. En el ambiente espacial, el satélite está sujeto a condiciones completamente diferentes a las existentes en la Tierra. Por tal razón, la estructura así como los componentes deben contemplar esta situación. Uno de los efectos que puede producir mayores problemas es el efecto de condensación de gases, pues el satélite experimentará temperaturas que van desde varios cientos de grados Kelvin cuando es plenamente iluminado por el Sol hasta uno ó dos grados cuando este es bloqueado. Por otro lado, el Sol emite radiación electromagnética en todas las frecuencias de la luz visible, por lo que algunas de estas frecuencias interfieren con bandas asignadas para enlaces de microondas. Esta radiación produce ruido en los enlaces, especialmente cuando el Sol coincide con el haz de la antena receptora, tanto para el satélite como para la estación terrena; la intensidad de esta interferencia es función de la actividad solar. Por tal razón, los patrones de radiación de las antenas de los satélites deben de ser lo más exactos posibles para evitar que la antena no "mire" fuera de la Tierra evitando que el enlace sea más susceptible a interferencias.

El satélite está sujeto al campo gravitacional terrestre el cual determina principalmente el movimiento del centro de masa del satélite, este campo gravitacional presenta asimetrías debido a que la Tierra no es esférica. Esta no homogeneidad causa perturbaciones en el movimiento del satélite sobre su órbita, lo que puede producir pérdidas ó bajas momentáneas de los niveles del enlace. Para minimizar éstos efectos, se deben desarrollar e implementar sistemas de rastreo ó "tracking" de rápida respuesta para la orientación de las antenas. Estos sistemas de movimiento continuo; básicamente metálicos, tienden a difundirse uno con otro por un proceso como de soldadura fría que da como resultado una gran fuerza de fricción sobre cojinetes y partes móviles que afectan los movimientos de la antenas durante el rastreo. Por tal razón, las partes móviles deben sellarse en cápsulas presurizadas y emplear lubricantes que tengan un bajo grado de evaporación y sublimación.

Otro fenómeno muy interesante es debido a la presión de las transmisiones de comunicaciones, cuya radiación electromagnética proveniente de las antenas produce una presión que no puede ser despreciable cuando la potencia de transmisión es alta y se concentra en un haz estrecho; en tal caso, se requiere compensar este efecto haciendo pasar el eje de la antena por el centro de masa ó colocar dos antenas cuyos ejes sean simétricos respecto al centro de masa del satélite.

Para los sistemas CDMA los principales problemas son la sincronización y la anti-interferencia. Si se requieren adquisiciones de datos a altas velocidades se requerirán secuencias de datos más cortas, pero por otro lado, secuencias largas siempre incrementarán el producto tiempo-ancho de banda pero ayudan notablemente para evitar la intercepción (ó interferencia) de la transmisión. Para resolver este conflicto se puede dividir una secuencia larga en varias subsecuencias de menor tamaño, con lo cual se puede mejorar la sincronización y la velocidad de adquisición de datos.

Aún y cuando los sistemas CDMA se han desarrollado principalmente para fines militares puede tener aplicaciones interesantes dentro del ámbito comercial para el desarrollo de nuevas tecnologías; pues los equipos asociados con los sistemas CDMA tales como generadores de código, correlacionadores y filtros no han experimentado avances significativos. Una de éstas aplicaciones comerciales, puede ser la de transmisión a usuarios de satélite autorizados con un alto nivel de confiabilidad contra posibles intercepciones para receptores no autorizados además de bajos niveles contra posibles interferencias, pues con las técnicas CDMA estas interferencias se manejan como un nivel de ruido tolerable que se elimina al momento de desencriptar(decodificar) la información.

Para la selección de la altitud de la órbita deben de considerarse las potencias que permitirán establecer los enlaces con un nivel óptimo, ya que como se explicó, para un satélite más cercano a la Tierra se requerirá menos potencia tanto en el segmento espacial como en la terminal terrestre además de que se reduce significativamente el retardo de la señal (siempre y cuando, el número de enlaces intersatelitales no sea muy grande); por lo que estas órbitas bajas se presentan como una buena opción para ofrecer coberturas globales para comunicaciones de móviles terrestres, ofreciendo servicios de voz y datos de cobertura nacional, regional, continental ó mundial mediante un "roaming" ininterrumpido, lo cual representa una gran ventaja para dichos usuarios. Por la parte de las terminales móviles terrestres el problema del rastreo está aún por solucionarse, pero los desarrollos actuales han mostrado que una antena de microcinta de media a alta ganancia aunada a un sistema de rastreo electro-mecánico eficiente tiene un desempeño aceptable y requiere menos potencia debido a la ligereza de la antena y a su buen nivel de lóbulos laterales.

Pero mientras no se logre reducir los costos no sólo por el gran número de satélites requeridos para ésta misión sino también los costos asociados a igual número de lanzamientos, los satélites GEOS y MEOS deberán contemplar satisfacer dichas aplicaciones, pero como hemos visto; la tendencia actual mira hacia comunicaciones de banda ancha, lo que resulta una limitante aún por resolver con los nuevos diseños de payload para sistemas GEOS y MEOS, que se busca sean de menor peso y costo pero de mayor capacidad en volumen de servicios y capacidad de ancho de banda.

Bajo tales lineamientos, se debe considerar el mejoramiento de las antenas, haciéndolas más pequeñas, ligeras y baratas; donde parece ser una buena alternativa el desarrollo de mejores antenas de microcinta. El procesamiento a bordo y la implementación de circuitos para conmutación de haces (matrices híbridas) ofrecen una

gran flexibilidad al satélite para ofrecer múltiples coberturas reconfigurables, lo que representa un uso más eficiente de los recursos del segmento espacial; pues también se ahorra energía al conmutar sólo los haces necesarios con la consecuente economía en cuanto a volumen y costo de las baterías.

La tendencia en comunicaciones satelitales móviles parece ser que va hacia satélites más sofisticados con un gran número de haces y procesamiento a bordo para proporcionar interconectividad mundial. El factor económico jugará una parte importante para la selección entre sistemas satelitales LEO MEO y GEO futuros. por esta razón el mejor proveedor de servicio ofrecerá un sistema a un costo razonable para ser competitivo.

Capitulo 10

Bibliografía

Principles of Communications Satellite

-Gordon, Gary

Ed. Jhon Wiley and Sons, 1993

Satellite Communications Systems

-Maral, Gerard

Ed. Jhon Wiley and Sons, 1994

Electromagnetic fields in multilayered structures

-Bhattacharyya, Arun

Ed. Boston Artech, 1994

Satellite to Ground Radiowave Propagation

-Allunt J.E.

Ed. Institution of Electrical Engineers, 1992

UTI - CCIR 1986; Volumen IV

Parte I. "Servicio Fijo Por Satelite"

Reporte 558-3

WARC- 1992

Actas Finales Camr-92,

Ginebra 1992 (Libro Verde)

International Cable

"Iridium: a high flying phone system"

Lockwood, Larence W.

Noviembre, 1992

International Cable

"Will LEOS get off the launching pad?"

Vittore, Vincent

Octubre 1993

Global Communications

"The first MegaLEO"

Tuck, Edward F.

Calling Communications Corp.

Septiembre/Octubre 1993

Microwave Journal

"The Microstrip Constrained Lens"

Daniel T. McGrath, USAF

Paul M. Proudfoot, Aeronautical Systems Center

Mark A. Mehalic, Air Force Institute of Technology; Enero, 1995

Apéndice A.

Bandas y Designaciones de Frecuencias

Número de la Banda ^a	Símbolo	Rango de frecuencias ^b	Subdivisión Métrica Correspondiente	Abreviación Métrica de las Bandas
4	VLF	3-30 kHz	Bandas miramétricas	B.Mam
5	LF	30-300 kHz	bandas kilométricas	B.km
6	MF	300-3000 kHz	bandas hectométricas	B.hm
7	HF	3-30 MHz	bandas decamétricas	B.dam
8	VHF	30-300 MHz	bandas métricas	B.m
9	UHF	300-3000 MHz	bandas decimétricas	B.dm
10	SHF	3-30 GHz	bandas centimétricas	B.dcm
11	EHF	30-300 GHz	bandas milimétricas	
12		300-3000 GHz	bandas decimilimétricas	

Fuente: Radio regulations, Resolutions and Recommendations.

International Telecommunications Union (ITU)

Art. 2. Párrafo:112, 1976 ed. rev. 1979, p. RR2-7

^aNúmero de Banda N" (N=número de banda)

extendido desde 0.3×10^N Hz hasta 3×10^N Hz.

^bPrefijo: K= kilo (10^3), M=mega(10^6), G=giga (10^9),

T=tera (10^{12})

Símbolo de la Banda	Rango de Frecuencia
L	1000-2000 MHz
S	2000-4000 MHz
C	4000-8000 MHz
X	8000-12,500 MHz
Ku	12.5-18 GHz
K	18-26.5 GHz
Ka	26.5-40 GHz

Símbolos de las principales ecuaciones de presupuesto de Enlace

Símbolo	Significado	Unidad
A	Azimuth	grados
B	Ancho de Banda (usualmente f ó detector)	Hz
b	Ancho de banda del canal	Hz
C	Potencia de portadora	dBW
C/N	Relación Portadora-a-Ruido	dB
C/No	Relación Portadora a Densidad de Ruido	dBHz
C/T	Relación Potencia de Portadora a Ruido Térmico	dBW/K
D	Diámetro de la Antena	m
EIRP	Potencia Isotrópica Radiada Equivalente	dBW
E_b	Energía por bit(digital)	Ws
E_b/No	Relación de E_b a densidad de ruido	dB
f	Frecuencia	GHz
f_{max}	Máxima frecuencia de banda base	Hz
f_u	Desviación del tono de prueba en 0 dBm0	Hz
G	Ganancia de la Antena, Referida a isotrópica	dBi
G_{I-m^2}	Ganancia de una antena ideal de $1m^2$	dBi/m²
G/T_s	Figura de Mérito del Receptor	dBi/K
h	Elevación, ángulo sobre el horizonte	grados
k	Constante de Boltzmann (-228.6)	dBW/HzK
L	Pérdidas en la trayectoria a través del espacio libre	dB
Ladd	Pérdidas adicionales en la trayectoria	dB
L_t	Pérdidas debidas al transmisor de la antena	dB
N	Potencia de Ruido	W
No	Densidad de potencia de Ruido	W/Hz
P	Potencia de transmisión	W
PFD	Densidad de Flujo de Potencia	dBW/m²
q_w	Factores Psofométricos y preénfasis	dB
R	Capacidad de Transmisión Digital	bits/s
R_e	Radio de la Tierra (6378.14)	km
r	Distancia, del centro de la Tierra al Satélite	km
S	Distancia, Estación terrena - Satélite	km
S/N	Relación Señal a Ruido	dB
T_s	Temperatura de Ruido del Sistema	K
W	Nivel de Iluminación, densidad de flujo	dBW/m²
α	Separación angular, enlace intersatelital	grados

β_0	Angulo central, estación a subsatélite	grados
λ	Longitud, este	grados
$\Delta\lambda$	Diferencia de longitud ($\lambda(E)_{sat}-\lambda(E)_{est}$)	grados
η	Eficiencia de la antena	N/A
θ_3	Ancho de Haz de la Antena (potencia media, -3dB)	grados
ϕ	Latitud de la Estación Terrena	grados