

011902



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA
DE MEXICO

FACULTAD DE INGENIERIA

DIVISION DE ESTUDIOS DE POSGRADO

PROPUESTA DE UN SATELITE MEXICANO DE
NUEVA GENERACION, QUE UTILICE LAS BANDAS
C, Ku y Ka y TECNOLOGIAS INTELIGENTE-
REGENERATIVAS.

T E S I S
QUE PARA OBTENER EL GRADO DE
DOCTOR EN INGENIERIA
P R E S E N T A E L
MAESTRO EN CIENCIAS
SALVADOR LANDEROS AYALA

DIRIGIDA POR: DR. RODOLFO NERI VELA



CD. UNIVERSITARIA, D. F.,

MARZO DE 1999.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

271951



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

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

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

PAGINACION

DISCONTINUA.

PROPUESTA DE UN SATÉLITE MEXICANO DE NUEVA GENERACIÓN, QUE UTILICE LAS BANDAS C, Ku, y Ka y TECNOLOGÍAS INTELIGENTE-REGENERATIVAS

El presente trabajo de investigación pretende configurar un futuro satélite mexicano en función del avance de la tecnología y de las capacidades y coberturas más adecuadas. A partir de la situación actual de la industria mundial y de la posible demanda se configura el satélite, haciendo un énfasis especial en el diseño de las antenas. Para estos efectos fue necesario, a partir de modelos matemáticos, obtener valores del campo, desde la corneta hasta el campo lejano. En el caso del reflector parabólico se obtuvieron valores del campo eléctrico en el plano de apertura y posteriormente se realizó la optimización de la distribución del campo en el plano de apertura al modificar el perfil inicial para obtener finalmente los patrones de radiación esperados. Asimismo, se obtienen los valores de atenuación por lluvia en la banda Ka. Se proponen los otros subsistemas tales como el Eléctrico, propulsión, control de orientación, Control Térmico, Telemetría, comando y rango y estructural en base al estado del arte. En la banda Ka se proponen tecnologías inteligente-regenerativas a base de una matriz de conmutación de microondas y un sistema de procesamiento y almacenamiento a bordo en banda base. Se obtienen los costos por subsistema y el proyecto de inversión de la totalidad del sistema.

Proposal of a mexican satellite of new generation, using C, Ku and Ka bands and intelligent-regenerative technologies

The present research work attempts to give configuration to a mexican satellite, taking in account the state of the art and the needs of coverage and capabilities. Considering the present situation of the world industry as well as the demand in the region, the satellite is shaped, paying attention on the antennas design. In this special case, it was necessary, with mathematical models, to obtain field values, from the horns, up to the far field. For the parabolic reflector, there were obtained field values in the aperture plane and then realized the optimization of the field distribution in the aperture plane by changing the initial surface of the parabolic reflector in order to give the expected radiation patterns.

On the other hand, the rain attenuation values for the Ka band are obtained.

Also, on the base of the state of the art, the other subsystems are proposed, such as the Electrical, propulsion, attitude, thermal, telemetry, command and range, as well as the structural.

In the Ka band telecommunication subsystem, intelligent-regenerative technologies are proposed with both microwave switch matrix and onboard stored baseband switched TDMA. Finally, it was done a financial analysis obtaining all costs both partial per subsystem and the total of the invest project.

Agradecimientos

A la Universidad Nacional Autónoma de México y a la Facultad de Ingeniería por darme la oportunidad de aprender más y actualizar mis conocimientos.

A mi esposa Alma y mis hijos Alejandra y Salvador, por el tiempo utilizado.

A mi padre, a la memoria de mi querida madre y a mis hermanas y hermanos por lo que hicieron por mi.

Al Dr. Rodolfo Neri Vela, director de esta tesis por compartir conmigo sus profundos y amplios conocimientos y su visión de la ciencia y la tecnología.

Un especial agradecimiento al Ing. Sergio Collazo por su ayuda en los programas de Cómputo y a la Srita. Beatriz Delgado por el tiempo que le dedicó al manuscrito y a las correcciones.

Salvador Landeros Ayala

INDICE

Página

Introducción. 1

Capítulo 1

<i>Panorama General de los sistemas de Satélites de Telecomunicaciones.</i>	4
1.1 <i>Capacidad actual y expectativas de Crecimiento.</i>	5
1.2 <i>Servicio Móvil.</i>	5
1.3 <i>Servicio de Difusión Directa (DBS).</i>	5
1.4 <i>Casos de Privatización.</i>	7
1.5 <i>Aspectos más relevantes en los sistemas con Participación privada.</i>	13
1.6 <i>Análisis del sistema satelital privado en el contexto de la apertura.</i>	14
1.7 <i>Potencialidades.</i>	19
1.8 <i>Retos del futuro sistema satelital.</i>	21
1.9 <i>Análisis sobre el proceso de apertura a la Inversión privada.</i>	22
1.10 <i>La siguiente generación de satélites.</i>	25

Capítulo 2

<i>Subsistema de Comunicaciones.</i>	27
2.1 <i>Propuesta de acomodo de antenas.</i>	37
2.1a <i>Banda C.</i>	38
2.1b <i>Banda Ku.</i>	41
2.1c <i>Banda Ka.</i>	44
2.2 <i>Plan de frecuencias y polarización.</i>	57
2.3 <i>Método para producir un patrón de radiación usando un reflector modificado, utilizando un sólo alimentador.</i>	61
2.4 <i>Modelo Matemático.</i>	65
2.5 <i>El reflector parabólico con alimentador.</i>	67
2.6 <i>Optimización de la distribución del campo eléctrico en el plano de apertura.</i>	71
2.7 <i>Procedimiento para optimizar la fase.</i>	94
2.8 <i>Cálculo de las distribuciones de amplitud en el plano de apertura. Patrones de radiación.</i>	98

2.9	<i>Materiales empleados en la fabricación de Antenas para satélites.</i>	123
2.10	<i>Aplicación de una antena de reflector conformado.</i>	125
2.11	<i>Antena en la banda Ka.</i>	128

Capítulo 3

Subsistema Eléctrico. 131

3.1	<i>Configuración.</i>	133
3.2	<i>Presupuesto de potencia.</i>	139
3.3	<i>Arreglo Solar.</i>	141

Capítulo 4

Subsistema de Propulsión.

4.1	<i>Introducción.</i>	145
4.2	<i>Configuración.</i>	145
4.3	<i>Propulsión Eléctrica.</i>	150

Capítulo 5

Subsistema de Control de Orientación.

5.1	<i>Introducción.</i>	158
5.2	<i>Funciones del ACS.</i>	159
5.3	<i>Procesador de Control.</i>	159

Capítulo 6

6.1	<i>Subsistema de Control Térmico.</i>	165
6.2	<i>Elementos de Control Térmico.</i>	169
6.3	<i>Control Térmico dentro del satélite.</i>	173

Capítulo 7

Subsistema de telemetría, comando y rango. 178

7.1	<i>Telemetría.</i>	181
7.2	<i>Desempeño.</i>	183

7.3	<i>Comando.</i>	184
7.4	<i>Rango.</i>	185

Capítulo 8

<i>Subsistema Estructural.</i>	187
--------------------------------	-----

Capítulo 9

9.1	<i>Análisis de Costos.</i>	190
9.2	<i>Curva de aprendizaje.</i>	200
9.3	<i>Proyecto de inversión del sistema de Satélites Mexicanos.</i>	207

<i>Conclusiones</i>	213
---------------------	-----

<i>Bibliografía</i>	218
---------------------	-----

<i>Anexo 1</i>	<i>Programa en Matlab.</i>
----------------	----------------------------

<i>Anexo 2</i>	<i>Cálculo de los márgenes de Atenuación Por lluvia para un futuro satélite Mexicano. Revista Ingeniería, Oct-Dic. 1997.</i>
----------------	--

<i>Anexo 3</i>	<i>Trends On Satellite Communications in Latin America and the potential for Ka band Multimedia Services. International Conference on Telecommunications, Porto Carras, Grecia, Junio 1998</i>
----------------	--

<i>Anexo 4</i>	<i>Panorama tecnológico de los satélites en el mundo. Revista Ciencia y Desarrollo, CONACYT Julio-Agosto 1997.</i>
----------------	--

Introducción

El presente trabajo de investigación pretende configurar un futuro satélite mexicano en función del avance de la tecnología y de las capacidades y coberturas más adecuadas. Este trabajo incluirá las tecnologías más recientes y las tendencias a efecto de configurar los diversos subsistemas de un satélite de nueva generación.

Con el propósito de ubicar el objetivo del proyecto de investigación dentro del contexto mundial de la tecnología y con el fin de identificar claramente tendencias y capacidades, se incluye un estudio de investigación que aborde el estado que guardan los sistemas de satélites de telecomunicaciones en el mundo, considerando los servicios fijo, móvil, y de difusión directa (DBS). En el primer caso se cubrirán todas las regiones tales como Asia, Medio Este, Norte América, Centro y Sudamérica, Europa, Australia y Africa. Asimismo, ha sido necesario identificar las tendencias del mercado, para lo cual se llevo a cabo un análisis del crecimiento de la capacidad instalada en los últimos 15 años.

Para servicio móvil se analizan los sistemas o proyectos más importantes así como su impacto en la industria satelital en su conjunto. Es claro que estas tecnologías cubrirán los mercados de comunicaciones personales o servicios de comunicaciones de baja capacidad.

Para el caso de satélites de Difusión Directa, el mercado es muy grande ya que en América Latina se tiene apenas un 10% de penetración incluyendo cable. En Estados Unidos, este servicio es todavía muy joven, considerando que se inició hace apenas 2 años. Ha sido necesario investigar el estado actual a nivel mundial, considerando la experiencia de Japón y algunos países Europeos.

En el presente trabajo se incluye un análisis de carácter estratégico y regulatorio. Las concesiones de las órbitas, las coberturas y las privatizaciones son factores decisivos para el desarrollo de esta industria. Para poder participar en un mundo competitivo es necesario hacerlo con el debido peso en capacidad y cobertura. Ya no es conveniente contar con satélites exclusivamente domésticos, ahora es necesario competir con consorcios internacionales que cuentan con grandes flotillas de satélites con coberturas regionales e intercontinentales. Se deberán de analizar las repercusiones que han tenido las privatizaciones, al no contar los gobiernos respectivos con los recursos y facilidades para administrar esta infraestructura.

Por otra parte y en base a los satélites Morelos II, Solidaridad 1 y 2 y el Satmex 5 se compara la demanda y la oferta de capacidad en México y en América Latina con el objeto de identificar el tamaño del mercado en la región.

En lo que respecta a comunicaciones, las ventajas de continuar utilizando las bandas C y Ku son, además de existir una industria madura y bien desarrollada, se tienen altos grados de disponibilidad en el servicio. El contar con un satélite híbrido en las bandas C, Ku y Ka, sería únicamente con el fin de usar una fracción de esta última banda con carácter experimental. Comercialmente hablando, no se considera factible el contar con un satélite que aproveche la totalidad del ancho disponible en las tres bandas.

De cualquier modo, en los próximos años se tendrán servicios en dichas bandas. De ahí que la demanda de los diversos servicios en su conjunto será para explotar las tres bandas de frecuencia.

En el presente trabajo, en las bandas C y Ku se han desarrollado, con herramientas de teoría y radiación electromagnética, antenas con un solo alimentador y reflectores que, de acuerdo a su superficie, dan la forma del haz requerido. Tradicionalmente, las antenas de los satélites de telecomunicaciones se han diseñado con arreglos de alimentadores para conformar el patrón de radiación, sin embargo, este tipo de diseños, además de ser caros, representan exceso en el peso y tienen importantes pérdidas de radiofrecuencia. Aún cuando no se ha utilizado ampliamente esta técnica en forma práctica y comercial, desde principios de los años 70's existen importantes desarrollos teóricos y de investigación relacionados con el tema. En el presente trabajo se plasman resultados concretos de esta tecnología.

En la banda Ka se proponen antenas de haces múltiples, una para transmitir y otra para recibir, con una red de formación de haces electrónicamente móviles, un arreglo separado para haces fijos, y los correspondientes reflectores. Los haces móviles tipo pincel, permiten optimizar la potencia al concentrarla en áreas específicas. En las bandas C y Ku se utilizarán tubos de ondas progresiva (TWT'S) y las correspondientes unidades de canales en configuración estándar. En la banda Ka se utilizarán TWT'S y un sistema TDMA de procesamiento y conmutación a bordo que tenga como funciones, por una parte, la modulación, el almacenamiento y la remodulación de datos para redes de baja velocidad, con haces móviles conmutables electrónicamente, y por otra, una matriz de conmutación de microondas de alta velocidad para haces fijos. También se lleva a cabo un estudio para determinar los márgenes de atenuación por lluvia.

El Subsistema Eléctrico contempla el presupuesto de potencia al final de la vida útil tanto para el solsticio de verano, equinoccio de otoño y el propio eclipse. En principio se proponen celdas solares de Arseniuro de Galio, para lo cual se dimensionan los paneles de acuerdo a las necesidades. Para las baterías, mismas que se proponen de Níquel Hidrógeno, se calcula la capacidad requerida, el número de celdas y la profundidad de descarga.

El Subsistema de Propulsión contempla el dimensionamiento de los tanques de combustible, considerando bipropelente, oxidante y presurizador, así como los propulsores tanto para el apogeo como para el control en órbita de estacionamiento. Se debe considerar también la utilización de propulsores eléctricos con gases de xenón para las maniobras norte/sur y apoyo en las este/oeste y transductores de presión para los tanques. Se hace un análisis comparativo entre los motores químicos y los eléctricos, indicando el orden de los impulsos específicos obtenidos.

Para el Subsistema de Orientación se definen las funciones del subsistema y del procesador de control, así como su operación tanto para pequeñas como grandes perturbaciones y la combinación de esas con el subsistema de propulsión.

En el Subsistema Térmico se realiza un análisis sobre los sensores de temperatura y el tipo de termostatos. De igual forma se identifican los elementos más adecuados para el control de temperatura, como cubiertas térmicas, calentadores, radiadores y espejos.

El Subsistema de Telemetría, comando y rango contempla la especificación del receptor de comandos, así como las unidades de codificación de comandos y telemetría. Para la telemetría se establecen los formatos y la modulación para la configuración y desempeño del satélite. Para los comandos, la demodulación, decodificación y distribución de estos, ya sea que se originen internamente en el subsistema de orientación o externamente vía el centro de control. En el rango, se especificará la modulación de los tonos de rango de la telemetría.

En el Subsistema estructural se especifican los materiales empleados así como sus ventajas y desventajas.

En el caso particular de los costos, se desglosan los correspondientes a cada uno de los subsistemas.

Finalmente se lleva cabo un proyecto de inversión que incluya costos y gastos, así como ingresos, de tal forma que se vea la rentabilidad del proyecto con tasa interna de retorno, valor presente neto y tiempo de recuperación.

En conclusión, se configura un satélite para las necesidades particulares de México y la región, considerando la situación y las tendencias tecnológicas mundiales.

Además de estos sistemas, los satélites de Intelsat, Panamsat, Orion, Columbia y Gorizont-Intersputnik, teniendo este último licencia de la FCC para proporcionar diversos servicios en Estados Unidos. Dentro de los próximos 3 años se tienen proyectados los sistemas Teledesic y Spaceway en la banda Ka para redes digitales de banda ancha, entre otros.

La tabla 1.1 muestra los sistemas de satélites tanto Gubernamentales como privados por región de cobertura⁴.

1.1 Capacidad actual y expectativas de crecimiento

La capacidad de transpondedores a nivel mundial se incrementó un 37.8% en el periodo 1990-1995 y se estima que para el año 2000 sé de un incremento del 31% respecto a 1995 (Tabla 1.2). Este crecimiento continuo en la capacidad satelital² se explica principalmente por los efectos de la desregulación, el desarrollo acelerado de nuevos servicios como la difusión directa de televisión y las redes digitales así como a la apertura a la inversión privada.

Capacidad Mundial de Transpondedores (equivalentes de 36 MHz)

Sistema o región	1985	1990	1995	2000*	Origen del crecimiento a futuro
Intelsat	664	776	1,015	1,400	Lanzamiento de los satélites Intelsat VIII e Intelsat VIII A de alta capacidad.
Panamsat	0	36	160	400	Se espera un crecimiento de su participación en el ámbito mundial debido al éxito de la organización
Estados Unidos	624	706	750	800	Incremento importante en los servicios de difusión directa (DTH)
Canadá	144	120	140	180	
Europa	64	157	450	600	Expansión de los sistemas Eutelsat y Astra
Japón	64	171	220	250	No se espera crecimiento importante
Latinoamérica	118	112	170	204	Reemplazo del Morelos II, servicio DTH y puesta en órbita del sistema Nahuelsat
Resto del mundo	110	225	278	340	
Total	1,780	2,309	3,183	4,174	

* Estimado

Tabla 1.2

1.2 Servicio Móvil

En 1982 se creó la organización internacional Inmarsat⁴ que agrupa a 75 países con objeto de prestar servicios de comunicación móvil en todo el mundo tales como telefonía, fax y servicios de seguridad. Entre los competidores actuales de Inmarsat se encuentran los sistemas en la banda Ku en México, Estados Unidos y Europa con satélites de servicio fijo (no dedicados), los sistemas en la banda L como el MSAT, el sistema de Australia con el satélite Optus y el de México con el Solidaridad.

La tabla 1.3 muestra los principales sistemas de comunicaciones móviles⁶⁵,

Principales Sistemas o Proyectos de Comunicaciones Móviles

Sistema	No. de satélites	Puesta en servicio	Órbita (Km)	Frecuencia	Servicios
<i>Inmarsat</i>	8	1976	Geoestacionario	Banda L	Telefonía, télex, fax, datos e imágenes
<i>MSAT (AMSC)</i>	2	1995	Geoestacionario	Banda L	Telefonía, fax y datos
<i>ICO</i>	10	1999	10,550	Banda L	Telefonía, fax y datos
<i>Iridium</i>	66	1998	780	Bandas L y S	Móvil de voz, fax y paging
<i>Globalstar</i>	48	1998	1,414	Bandas L, S y C	Móvil de voz, fax y correo electrónico.
<i>Orbcomm</i>	36	2000	775	137, 148, 400 Mhz.	Monitoreo, mensajes y rescate
<i>Odyssey</i>	12	1999	10,550	Banda L	Voz, fax y datos
<i>Leo One</i>	48	2000	950	137, 148, 400 Mhz.	Localización, paging, telemetría, alarmas y correo electrónico.

Tabla 1.3

La capacidad de este servicio se incrementará próximamente al incorporarse las constelaciones de satélites de órbitas bajas, como el proyecto Iridium y el Globalstar, y proyectos de órbitas medias como el ICO.

Estudios de mercado señalan que el servicio móvil tendrá un auge muy importante, particularmente en aplicaciones aeronáuticas, terrestres, de negocios y en áreas rurales sin infraestructura terrestre.

1.3 Servicio de Difusión Directa (DBS)

Aunque el servicio de DBS es nuevo en América, esta industria ha existido por varios años, particularmente en Europa y Japón en la banda Ku. Las limitaciones para contar con varias alternativas de televisión en los hogares, especialmente en áreas sin cobertura de cableado, combinadas con la oportunidad de recibir muchos canales sin pago alguno, condujo a una pequeña industria a comercializar los sistemas TVRO (antenas parabólicas) de banda C. Originalmente eran señales sin codificar, que después fueron codificadas para cobrar por el servicio. No obstante se inició una guerra de piratería que duró por varios años.

En una segunda etapa, la evolución del DBS se dio con la puesta en órbita de satélites de mediana potencia (20 a 60 watts) en sistemas de servicio fijo, como el Astra de Luxemburgo, y algunos con potencia mayor (200 Watts), como el TDF de Francia. En la actual y futuras etapas se utilizan satélites de potencia del orden de 100 Watts, como el Sistema Directv de Estados Unidos, con una mayor separación en la órbita geoestacionaria para evitar interferencias.

A nivel internacional, se tienen algunas experiencias en las que los inicios no han sido muy afortunados debido a la complejidad del sector y a las fallas de satélites y lanzadores, sin embargo, actualmente se considera que ya se inició formalmente el despegue de esta tecnología, particularmente en la banda Ku con platos o antenas planas receptoras de aproximadamente medio metro de tamaño. El servicio digital se inició formalmente en la banda Ku en Estados Unidos, en 1995, y en la actualidad hay tan solo

en el país unos 3 millones de suscriptores, entre las tres principales empresas que brindan dicho servicio. En México, la competencia apenas ha iniciado, entre Directv (Multivisión) y Sky (Televisa).

La tabla 1.4 muestra los principales sistemas de DBS actualmente en operación⁵:

<i>Pais (es)</i>	<i>Sistema</i>	<i>Inicio</i>	<i>Cobertura</i>
<i>Alemania</i>	<i>TV-sat</i>	<i>1989</i>	<i>Europa Central</i>
<i>Francia</i>	<i>TDF</i>	<i>1990</i>	<i>Europa Central</i>
<i>Inglaterra</i>	<i>Marcopolo</i>	<i>1989</i>	<i>Europa</i>
<i>Escandinavia</i>	<i>Telex</i>	<i>1989</i>	<i>Norte de Europa</i>
<i>Europa</i>	<i>Astra</i>	<i>1988</i>	<i>Europa Central</i>
<i>España</i>	<i>Hispasat</i>	<i>1992</i>	<i>España, parte de Europa y América</i>
<i>Japón</i>	<i>BS's</i>	<i>1984</i>	<i>Japón</i>
<i>Europa</i>	<i>Eutelsat</i>	<i>1996</i>	<i>Europa</i>
<i>Canadá</i>	<i>Anik</i>	<i>1990</i>	<i>Canadá</i>
<i>Internacional</i>	<i>INTELSAT</i>	<i>1996</i>	<i>América y resto del mundo</i>
<i>Internacional</i>	<i>Panamsat</i>	<i>1996</i>	<i>Latinoamérica y resto del mundo</i>
<i>Argentina</i>	<i>Nahuelsat</i>	<i>1997</i>	<i>Latinoamérica</i>
<i>México</i>	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Solidaridad</i> • <i>Posición de 78</i> • <i>Morelos III</i> 	<i>1997</i> <i>2000</i> <i>1998</i>	<i>México y Estados Unidos parcialmente</i> <i>América</i> <i>Continental</i>
<i>Estados Unidos</i>	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Galaxy Latinoamérica</i> • <i>Direct TV</i> • <i>Echostar</i> • <i>Tempo</i> 	<i>1998</i> <i>1995</i> <i>1996</i> <i>1996</i>	<i>Latinoamérica</i> <i>Estados Unidos y México</i> <i>Estados Unidos</i> <i>Estados Unidos</i>

Tabla 1.4

1.4 Casos de privatización

Casos representativos

Palapa (Indonesia)⁽¹⁷⁾

◊ 5 satélites en la banda C



Origen

Gubernamental

En 1976, Perumtel, empresa gubernamental inició la operación del primer satélite de indonesia el Palapa I.

Características de la reestructuración

En 1991, el Gobierno transformó Perumtel en una organización gubernamental de servicio público con responsabilidad limitada con un propósito corporativo comercial y la renombró Telkom.

En 1995, los negocios de Telkom se segregaron en varias unidades operativas regionales. Se crearon empresas afiliadas entre las que se encuentra la operadora de los satélites, cuyos socios son empresas que agrupan a inversionistas nacionales e internacionales.

Dicha reestructuración se realizó con los siguientes objetivos:

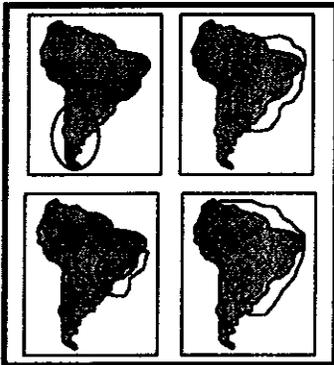
- ⇒ Acelerar el desarrollo del sector telecomunicaciones.*
- ⇒ Acelerar la transferencia tecnológica y de gestión de los participantes internacionales en este esquema de operaciones conjuntas.*
- ⇒ Mejorar la estructura de capital de Telekom*

Efectos

Aún cuando es pronto para evaluar los efectos de la reestructuración, ésta facilitó el reemplazo de algunos de los satélites en el año de 1996, manteniendo la viabilidad del sistema.

Brasilsat (Brasil)⁽¹⁴⁾

- ◇ Dos satélites en las bandas C y X*
- ◇ Un satélite en la banda C*



Origen

Gubernamental

Esquema de reestructuración

En 1995 se inició la reestructuración del Sector Telecomunicaciones Brasileñas, estableciéndose premisas para el área satelital tales como una mayor participación del sector privado en la oferta y el uso del sistema de Telecomunicación satelital, en base a concesiones específicas que contemplen una justa y libre competencia, teniendo como ente regulador al Gobierno Brasileño.

Esta reestructuración, en su primera etapa cubrirá concesiones para la explotación de los servicios de telecomunicaciones, radio y televisión, radiocomunicaciones y en etapas posteriores, se reestructurarán los servicios satelitales.

En este sentido, se contempla que estos últimos serán concesionados, al final, de 1997 o principios de 1998, a través de procesos que cubran requisitos estructurales de naturaleza técnica, financiera o económica, conforme a las premisas y políticas establecidas por el Gobierno Brasileño.

De esta forma, se les dará oportunidad a las empresas Brasileñas que sean capaces de probar capacidad técnica y económica para ocupar los espacios orbitales de los satélites de telecomunicaciones y el uso del espacio

Telesat (Canadá)⁽¹⁹⁾

- ◊ *Dos satélites en la banda Ku*
- ◊ *Dos satélites en las bandas C y Ku.*



Origen

Mixto

En 1969, el Parlamento Canadiense creó Telesat, con el objeto de establecer sistemas de telecomunicaciones por satélite para proporcionar, sobre una base comercial, servicios de telecomunicaciones. La propiedad de Telesat, en su primera etapa, fue compartida entre el Gobierno de Canadá, los "carriers" de telecomunicaciones y el público.

Características de la reestructuración

En 1991, las acciones del Gobierno son vendidas a los "carriers" de telecomunicaciones, siendo el principal accionista Bell Canadá y con una reducida participación, la empresa de Tecnología Satelital SPAR.

Efectos

Al dar entrada total a la inversión privada, se consolida un proceso en el cual la expansión y explotación de los satélites Canadienses han sido un factor decisivo en el desarrollo de las telecomunicaciones de ese país pionero en las comunicaciones domésticas por satélite.

Hispasat (España)⁽¹⁶⁾

- ◊ *Dos satélites en la banda Ku*



Origen

Mixto

En 1989, el Consejo de Ministros aprobó el programa Hispasat y autorizó la constitución de Hispasat, S.A. para la explotación de sistemas de comunicación por satélite.

Características de la reestructuración

Con la participación de empresas españolas de telecomunicaciones y de organizaciones de desarrollo tecnológico, se suscribe el capital con acciones nominativas que, para su transmisión requieren de la autorización previa del Consejo de Ministros.

Efectos

Esta forma de organización ha permitido, además de establecer amplias y modernas redes de telecomunicaciones, dinamizar la industria y

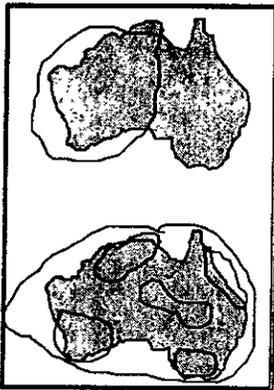
particularmente llevar a cabo una proyección sociocultural al Continente Americano.

El sistema Hispasat presenta varias ventajas de tipo estratégico, técnico y económico. La primera ventaja apreciable es de tipo estratégico, ya que el Gobierno español puede garantizar la continuidad y estabilidad de las comunicaciones por satélite, evitando así la dependencia de las organizaciones Internacionales.

A estas ventajas de tipo estratégico, se suman otras de tipo técnico dado que una cobertura perfectamente adaptada al territorio español, permite estaciones terrenas de menor costo.

Optus (Australia)⁽¹⁸⁾

- ◊ *Un satélite en la banda Ku*
- ◊ *Dos satélites en las bandas Ku y L*



Origen

Mixto

En 1981, se funda Aussat para operar el sistema Australiano de satélites de Comunicaciones. El acta de comunicaciones por satélite especifica que las acciones deben ser propiedad de la Comunidad Australiana, (compañías y organizaciones de usuarios potenciales), así como de contratistas que proveen materiales y servicios y por la Comisión de Telecomunicaciones Australianas.

Características de la reestructuración

La participación del Gobierno se eliminó y actualmente, la propiedad de Aussat es del consorcio Bell South Enterprises de Atlanta, EU. Cable and Wireless de Inglaterra y un grupo de varias empresas Australianas.

Efectos

El sistema Optus es otro caso representativo en el que el Gobierno ha vendido su participación para llegar a la privatización total dando acceso a socios que aporten la experiencia, tecnología y capital que permitan mantener la viabilidad del sistema satelital.

Nahuelsat (Argentina)⁽¹⁵⁾

- ◇ Un satélite en la banda Ku
- ◇ Está coordinando cinco posiciones orbitales adicionales



Origen

Esencialmente privado ya que la participación del Gobierno en su etapa inicial fue menor al 6%.

Características de creación

En 1993, el Gobierno Argentino, por medio de un concurso internacional, adjudicó la licencia de operación del sistema satelital Nahuel a la empresa Nahuelsat S.A., ocupando las posiciones en la órbita geoestacionaria correspondiente a Argentina, iniciándose así la construcción del satélite Nahuel 1 en 1994, con fecha programada de lanzamiento el 30 de Enero de 1997.

Participan en la sociedad de empresas de servicios de telecomunicaciones, industrias de tecnología satelital y empresas financieras. Tales como Richefore Satellite Holding, Banco de Provincia Group y Daimler-Benz Aerospace, Telecom Argentina y Antel (Uruguay).

Efectos

Se ha conformado un fuerte grupo internacional de inversión privada que, con el desarrollo tecnológico y la experiencia en el sector, permitirá un acelerado crecimiento, con posibilidades de una abierta competencia en la región.

Los ejemplos siguientes tienen como objetivo el enfatizar como la amplia participación de la inversión privada en los sistemas satelitales contribuye al éxito y competitividad de los mismos.

Panamsat (Internacional)⁽²¹⁾

- ◇ Cuatro satélites en las bandas C y Ku

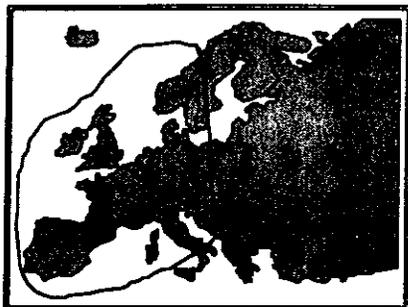


En 1984, con el apoyo del Gobierno de Estados Unidos, se permitió a Panamsat hacer planes para poner en órbita satélites privados a efecto de competir con INTELSAT.

En solo ocho años ha conseguido una expansión global, contando con cuatro satélites en operación, lo cual le permite una cobertura del 99% de la población mundial y dentro de un año contarán con cuatro satélites más en órbita. Esto gracias a una agresiva mercadotecnia y otros esfuerzos que permitieron a la empresa generar una base de clientes cada vez más creciente e interponerse a barreras regulatorias.

Astra (Europa)⁽⁴⁾

- ◇ *Cinco satélites en la banda Ku*



La Sociedad Europea de Satélites, compañía privada con sede en Luxemburgo fue creada en 1985 para desarrollar y operar el sistema de satélites Astra. En la sociedad participan bancos, empresas tecnológicas y de comunicaciones (principalmente de televisión) de varios países europeos.

Esta operación tiene una franquicia del Gobierno de Luxemburgo para operar el sistema Astra.

Con el acceso a estas inversiones, ha sido posible ofrecer programación televisiva al auditorio de la comunidad europea con pequeñas antenas a precios atractivos. El éxito radica en la capacidad del sistema para pasar en poco tiempo de uno a cuatro satélites en operación.

Asiasat (Asia)⁽⁴⁾

- ◇ *Dos satélites en las bandas C y Ku*



En 1990 fue puesto en órbita Asiasat I con cobertura regional. Este sistema es propiedad de Asia Telecommunications Co., Sociedad entre las principales empresas de comunicaciones establecidas en Hong Kong y China.

Dichas inversiones privadas han hecho posible atender la creciente demanda de servicios de telefonía, datos y televisión en los países asiáticos.

Intelsat (Internacional)⁽¹³⁾

- ◇ *24 satélites en las bandas C y Ku*



Aún cuando Intelsat no es una organización privada, es importante su mención como la organización satelital más grande del mundo, de la cual México es miembro.

Es un organismo intergubernamental que agrupa a 139 países los cuales son propietarios y operan una flotilla de 24 satélites en operación.

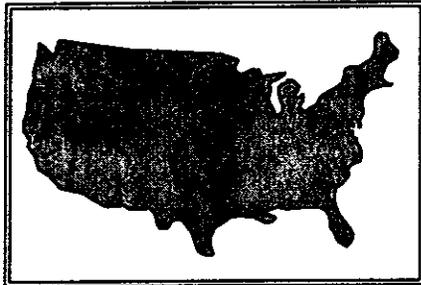
Se fundó en 1984 y actualmente da servicio a 200 países.

Los principales socios son Estados Unidos, Reino Unido, Japón y Francia.

Los países en desarrollo tienen posibilidades de rentar transpondedores para difusión directa.

Se está revisando su estructura para evaluar la factibilidad de la inversión privada con objeto de hacerla más competitiva dado el incremento tan importante de proveedores a nivel mundial.

Estados Unidos⁶
34 Satelites.



Los sistemas satelitales de los EE.UU. tales como SBS, Galaxy, Gstar, Satcom y Telstar desde un principio han sido operados por empresas privadas bajo la supervisión de la Comisión Federal de Telecomunicaciones (FCC).

Estos sistemas se han desarrollado ampliamente gracias a las reglas de libre competencia establecidas desde un inicio.

Anteriormente las posiciones orbitales se utilizaban sin cargo alguno por parte del Gobierno Federal pero en los años recientes dichas posiciones son puestas a subasta con costos de entre 50 y 680 millones de dólares, dependiendo de la ubicación orbital.

1.5 Aspectos más relevantes en los sistemas con participación privada

Varios son los factores comunes que destacan en las organizaciones privadas de comunicación satelital. Las decisiones de privatización tienen como objetivo acelerar el desarrollo y eficientar las telecomunicaciones nacionales así como establecer las condiciones que permitan participar con la fuerza necesaria en los mercados globalizados. Este punto destaca ya que las políticas de desregulación a nivel mundial han eliminado fronteras entre sistemas satelitales domésticos, regionales e internacionales y la demanda de nuevos servicios ha crecido sustancialmente. Un común denominador es que los gobiernos se mantienen como entes reguladores que fijan las normas y políticas conforme a los objetivos e intereses propios de cada país. En dichas privatizaciones se observa también la presencia de empresas de servicios de telecomunicaciones tales como telefonía y televisión con participaciones importantes en las sociedades respectivas. Asimismo es común observar la participación de empresas de tecnología satelital por su importancia en el desarrollo de los distintos proyectos así como para dinamizar la industria al ampliar las posibilidades de transferencia de tecnología. El otro jugador importante en los esquemas privatizadores es el sector financiero.

En cuanto a los esquemas utilizados, se presenta en varios casos la modalidad de licencias o concesiones; en otros los gobiernos crean empresas con responsabilidad limitada y participación privada limitando la participación gubernamental a la de ente regulador.

En los sistemas más antiguos, los efectos de la privatización han sido exitosos en términos financieros, manteniendo los intereses de seguridad nacional y de aplicaciones sociales en base a las políticas gubernamentales respectivas. En los sistemas más recientes, se observa un acelerado crecimiento en pocos años, pues las privatizaciones realizadas que combinan empresas de servicios de telecomunicación y empresas de tecnología con grupos o entidades financieras, logran establecer esquemas tarifarios competitivos en beneficio de todos los participantes en la industria.

Todos los sistemas han requerido de fuertes inversiones para alcanzar mejores niveles de comunicación y la opción para hacerlo ha sido abrir el mercado a la libre competencia atrayendo inversión extranjera dentro del marco regulatorio que cada país define para contar con servicios de calidad a mejor precio. La experiencia en estas privatizaciones ha sido la disminución en las tarifas, mejoras en servicio y el aumento en la demanda.

La apertura ha requerido intensificar la regulación con un enfoque diferente a efecto de imprimir una mayor dinámica a los mercados con mejor calidad en los servicios.

1.6 Análisis del Sistema Satelital Mexicano en el contexto de la apertura

Marco legal⁶⁸

El día 3 de marzo de 1995 entró en vigor la reforma del cuarto párrafo del artículo 28 de la Constitución en virtud de la cual se establece la facultad del Estado para otorgar concesiones a los particulares en lo referente a la actividad de la comunicación vía satélite, por lo que dicha comunicación vía satélite dejó de ser una actividad reservada de manera exclusiva al Estado.

Posteriormente, el 8 de junio del mismo año entró en vigor la Ley Federal de Telecomunicaciones (LFT), la cual, entre otros aspectos, permite a la Secretaría de Comunicaciones y Transportes (SCT) otorgar concesiones sobre posiciones orbitales geoestacionarias y órbitas asignadas al país, explotar sus respectivas bandas de frecuencia y explotar los derechos de emisión y recepción de señales de bandas de frecuencias asociadas a sistemas satelitales extranjeros que cubran y puedan prestar servicios en el territorio nacional.

La LFT establece que únicamente podrán ser titulares de estas concesiones personas físicas o morales de nacionalidad mexicana, en la inteligencia de que la participación de capital extranjero en las sociedades mexicanas no podrá exceder del 49%.

Cabe mencionar que de acuerdo con lo establecido en el artículo 56 de la LFT, los concesionarios de posiciones orbitales geoestacionarias y órbitas satelitales asignadas al país, tienen la obligación de poner un satélite en órbita, a más tardar 5 años contados a partir de la fecha en que se haya otorgado la concesión, salvo lo previsto en la misma.

Asimismo, la LFT establece la obligación de la SCT de asegurar, en coordinación con otras dependencias, la disponibilidad de capacidad satelital suficiente y adecuada para redes de seguridad nacional y para prestar servicios de carácter social. En virtud de lo anterior, el concesionario tendrá que reservar un porcentaje de la capacidad satelital total.

Por lo que se refiere a las concesiones para explotar los derechos de emisión y recepción de señales de satélites extranjeros, cabe mencionar que en abril de 1996, México suscribió con Estados Unidos de América, el Tratado de Reciprocidad Relativo a la Transmisión y Recepción de Señales desde Satelitales Mexicanos y de Estados Unidos de América. En noviembre del mismo año, se formalizó el Protocolo para servicios satelitales.

Finalmente, con el objeto de completar el marco regulatorio del Sistema Satelital Mexicano, se deberá elaborar el Reglamento de la LFT correspondiente.

Areas de Negocios

El Sistema Satelital Mexicano cuenta con siete áreas de negocios⁶⁸:

- 1) **Servicio fijo actual:** Servicios nacionales e internacionales de comunicaciones para terminales fijas que manejan servicios de voz, datos, radio y televisión, utilizando los satélites Morelos II, Solidaridad 1, Solidaridad 2 y los satélites INTELSAT.*
- 2) **Servicio Móvil:** Servicios de comunicaciones para terminales móviles que transmiten voz y datos con cobertura nacional, utilizando la banda L de los satélites Solidaridad; cobertura internacional, con los satélites INMARSAT y en un futuro el sistema ICO con cobertura mundial.*
- 3) **Telepuertos de servicio fijo:** a.- 2 Telepuertos fijos ubicados en la Ciudad de México y en Tulancingo, Hgo. b.-12 Estaciones Terrenas ubicadas en las principales ciudades del país. c.- 8 Estaciones Terrenas transportables.*
- 4) **Posiciones orbitales para satélites de difusión directa (DBS):** Las posiciones de 69°, 78°, 127° y 130°, longitud oeste, para el servicio de difusión directa a los hogares, con cobertura estratégica sobre América.*
- 5) **Nuevas posiciones orbitales y ampliación de la capacidad de las 3 actuales para servicio fijo:** Las posiciones de 105°, 127°, 138° y 145°, longitud oeste y la ampliación de la capacidad de las 3 actuales, que están en proceso de negociación con la Unión Internacional de Telecomunicaciones.*
- 6) **Posiciones orbitales para el sistema de satélites MEGASAT en la banda Ka:** Las posiciones de 15°, 23°, 31°, 100°, 116°, 130°, longitud este, y las de 85°, 95° y 104° longitud oeste, ya han sido solicitadas a la Unión Internacional de Telecomunicaciones.*

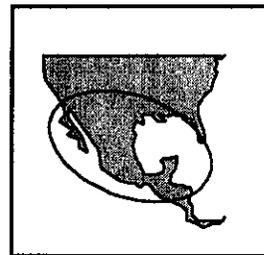
7) Acciones en INTELSAT, INMARSAT e ICO

Perfil del sistema

En 1968, México se unió a otros países del mundo, integrándose al sistema internacional de telecomunicaciones por satélite. En aquellos días, inició sus operaciones la estación terrena de Tulancingo, Hgo. enlazándose a través de uno de los satélites sobre el Océano Atlántico perteneciente al Consorcio Internacional INTELSAT, del que México es miembro desde 1968.



MORELOS II
Bandas C y Ku



SOLIDARIDAD
Banda L

- En 1985, después de realizar los estudios técnicos y económicos que condujeron a que México debería contar con un sistema propio de satélites, se colocan en órbita y se inicia la operación de la primera generación de satélites mexicanos, los Morelos I y II¹.

- Considerando el crecimiento de la demanda y el reemplazo del Satélite Morelos I, en 1994 inicia operaciones la segunda generación de satélites mexicanos, el Solidaridad 1 y el Solidaridad 2².

- La vida útil del Morelos II termina en el segundo semestre de 1998, ya que cuando fue lanzado al espacio, se ubicó en una órbita de almacenamiento que le permitió ahorrar combustible y prolongar su vida por 4 años más.

- Después de realizar los estudios y análisis técnicos, legales y económicos, y haber efectuado el concurso respectivo, se seleccionó a Hughes como el proveedor del reemplazo del Morelos II y Telecomm reservó la ventana de lanzamiento con Ariane entre Julio y Septiembre de 1998³.

- Los satélites que conforman el Sistema Satelital Mexicano están ubicados en la órbita geoestacionaria, en las posiciones de 109.2°, 113° y 116.8°, longitud oeste y los centros de control se encuentran en la Ciudad de México, el principal, y en Hermosillo, Son., el de respaldo.



SOLIDARIDAD
Banda C



MORELOS III
Banda C



SOLIDARIDAD
Banda Ku

- La capacidad de los satélites Morelos II, Solidaridad 1 y Solidaridad 2, es de un total de 92 transpondedores, lo que representaría una equivalencia de 36 MHz de 114, misma que se incrementará a 130 tomando en cuenta las características del Satmex 5 (ver tabla 1.5).
- Actualmente el sistema se utiliza en aproximadamente un 75% considerando los diversos servicios de televisión, radio, telefonía y datos.

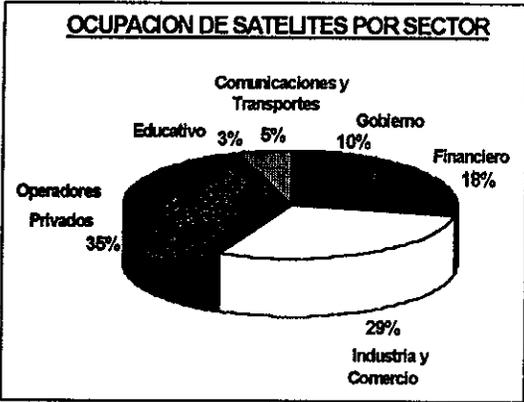
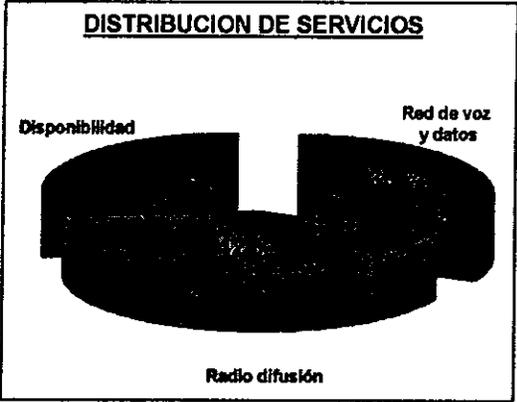


SATMEX 5
Bandas Ku

SISTEMA SATELITAL MEXICANO				
	MORELOS II	SATMEX 5	SOLIDARIDAD 1	SOLIDARIDAD 2
CAPACIDAD EN TRANSPONDEDORES	- 12 (36 MHz) Banda C - 6 (72 MHz) Banda C - 4 (108 MHz) Banda Ku	- 24 (36 MHz) Banda C - 24 (54 MHz) Banda Ku	- 12 (36 MHz) Banda C - 6 (72 MHz) Banda C - 16 (54 MHz) Banda Ku - 1 Banda L	- 12 (36 MHz) Banda C - 6 (72 MHz) Banda C - 16 (54 MHz) Banda Ku - 1 Banda L
COBERTURA	Banda C Nacional Banda Ku Nacional	Banda C Regional Banda Ku Regional	Banda C Regional Banda Ku México-E.U. parcialmente	Banda C Regional Banda Ku México-E.U. parcialmente
POTENCIA (WATTS)	677	10800	3720	3720
PIRE (dbw)	Banda C (36 MHz) 36 Banda C (72 MHz) 39 Banda Ku 44	Banda C (36 MHz) 38 Banda Ku 46-49	Banda C (36 MHz) 37 Banda C (72 MHz) 40 Banda Ku 48	Banda C (36 MHz) 37 Banda C (72 MHz) 40 Banda Ku 48
VIDA ÚTIL DISPONIBLE (AÑOS)	1.4	15 años	10.5	11.5
INVERSIÓN (MILLONES DOLARES)	80	236	210	210
LANZAMIENTO	NOVIEMBRE 1985	1998	NOVIEMBRE 1993	OCTUBRE 1994
OCUPACIÓN	90%		80%	60%

Tabla 1.5

Para televisión y radio se destinan más de 40 transpondedores, que representan el 42 % de ocupación; mientras que para las más de 300 redes privadas de organismos gubernamentales y privados, se utilizan 37 transpondedores, que representan el 33%.



1.7 Potencialidades y retos

En general, los satélites de telecomunicaciones son un negocio atractivo si se toman en cuenta los ingresos que se tienen anualmente para renta o venta de transpondedores que, comparados con los costos de adquisición y operativos dan un importante margen de utilidad. La ubicación estratégica de las posiciones orbitales del Sistema Satelital Mexicano y la creciente demanda de servicios tanto nacional como de los diversos países de América Latina y Estados Unidos, hacen que las expectativas en este negocio sean especialmente favorables.

En América Latina la penetración del servicio a los hogares es de menos del 10% (DTH y Cable), teniendo un mercado con 78 millones de hogares por lo que el potencial de crecimiento es muy amplio. En este mercado se competirá con Intelsat, Panmasat, Galaxy Latinoamérica, Nahuelsat y Brasilsat. Adicionalmente hay que considerar el mercado que representa la población de habla hispana en los Estados Unidos.

En un análisis de rentabilidad preliminar, los flujos de efectivo hasta el año 2007 del Sistema Satelital Mexicano, considerando la demanda esperada así como la inversión total y los costos y gastos operativos a precios constantes, se estima una tasa interna de retorno superior al 20% que se considera muy aceptable para un proyecto de estas características.

Las grandes tasas de crecimiento que no se encuentran en otros países como en América del Norte, Francia, Alemania, Japón e Italia son el atractivo principal para la inversión en el sistema mexicano. La tabla 1.6 nos muestra las proyecciones de demanda en México:

Demanda y Oferta Esperadas de Transpondedores en México*
Transpondedores equivalentes de 36 Mhz

	1995	1996	1997	1998	1999	2000	2001	2002	2003	2004	2005	2006	2007
Televisa	3	3	3	4	4	4	4	4	4	4	4	4	4
Cablevisión	2	4	5	6	6	6	6	6	6	6	6	6	6
Televisión Azteca	2	2	2	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3
Multivisión	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2
S. Ocasionales	3	4	6	8	8	10	10	10	10	10	12	12	12
Telev. Estatales	2	2	4	4	4	4	4	4	4	5	5	5	5
Difusión Directa	4	4	10	12	12	16	16	16	18	18	18	18	18
Radio	2	2	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3
Educación	2	3	4	4	4	4	4	4	4	4	5	5	5
Redes Privadas	27	32	37	47	52	57	60	62	64	66	70	72	74
Servicios Regionales	0	1	3	6	8	12	18	29	30	34	38	44	50
Otros	1	1	2	2	2	2	2	2	3	3	3	3	3
Total Demanda	50	60	81	101	108	123	132	145	151	158	169	177	185
Oferta	112	112	112	128	128	128	128	128	128	128	128	128	128
Superávit (Déficit)	64	54	33	29	22	7	(2)	(15)	(21)	(28)	(39)	(47)	(55)

*Estimación

Tabla 1.6

La tabla 1.7 muestra la demanda probable de Transpondedores en América Latina

DEMANDA PROBABLE DE TRANSPONEDORES EN AMERICA LATINA

PAIS	1997	1998	1999	2000	2001	2002	2003	2004	2005	2006	2007
México	60	68	74	81	83	87	89	93	94	96	98
Brasil	42	44	46	48	50	52	54	56	58	60	62
Argentina	26	34	42	44	46	48	50	52	54	56	58
Chile	10	14	18	22	26	28	30	32	36	40	44
Venezuela	10	14	18	22	26	28	30	32	36	40	44
Colombia	10	14	18	22	26	28	30	32	36	40	44
Perú	6	8	10	12	14	16	18	20	22	24	26
Otros	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75
Total	210	259	295	333	365	395	418	442	476	507	538

Tabla 1.7

La tabla 1.8 muestra la capacidad disponible de transpondedores en América Latina. En base a la demanda esperada, la capacidad existente será insuficiente hacia el año 2007 lo cual resalta las oportunidades de inversión en la región.

CAPACIDAD SATELITAL DISPONIBLE EN AMERICA LATINA

SISTEMA	CAPACIDAD (TRANSPONEDORES)		POTENCIA DBW	SERVICIOS
Morelos	12x36	Banda C	36	Voz, Video y Datos
	6x72	Banda C	39	
	4x108	Banda Ku	44	
Solidaridad	24x36	Banda C	37	Voz, Video, Datos y DTH
	12x72	Banda C	40	
	32x54	Banda Ku	48	
Nahuelsat	18x54	Banda Ku	41 – 48	Voz, Video, Datos y DTH
Basilsat	54x36	Banda C	36 – 39	Voz, Video, Datos y DTH
	2x33	Banda C		
	2x60	Banda X		
Panamsat	12x54	Banda C	27 – 41	Voz, Video, Datos y DTH
	4x64	Banda C		
	12x54	Banda Ku	40 – 54	
	4x64	Banda Ku		
Galaxy	16x27	Banda Ku	49	DTH
	8x54	Banda Ku		
Intelsat	130x36	Banda C	40 – 41	Voz, Video, Datos y DTH
	50x36	Banda Ku	51- 54	
TOTAL	292	Banda C		
	184	Banda Ku		
	478	2	Banda X	

Tabla 1.8

1.8 Retos del futuro sistema satelital

Competencia

El potencial de crecimiento debe aprovecharse adecuadamente, ya que un reto importante en las regiones de América es la reciente competencia en el mercado Latinoamericano con los satélites Nahuelsat, Brasilsat, los consorcios Intelsat y Panamsat con flotillas de 24 y 4 satélites respectivamente, de los cuales Intelsat dedica cuatro y Panamsat 2 a la región, así como la madurez de la industria satelital de Estados Unidos. Particularmente se requiere, en base a una mercadotecnia agresiva, bases de servicio de calidad y tarifas competitivas, incrementar el número de clientes para hacer un negocio cada vez más rentable, con el objeto de participar en el desarrollo de la infraestructura satelital de la región.

En el caso particular de las tarifas se deben establecer esquemas más flexibles, en los que se incluyan descuentos por tiempo contratado y fijar la tarifa en base a criterios internacionales por tipo de servicio dependiendo del grado de disponibilidad que se requiere.

Aun cuando los nichos de mercado están bien definidos para los sistemas satelitales y las fibras ópticas, en algunos servicios digitales se tendrá una competencia mutua, especialmente por el amplio crecimiento de las redes de fibra óptica que se ha tenido en México.

Se deberá de mantener una plantilla de personal técnico-operativo de alta capacidad, para lo cual es necesario establecer niveles competitivos laborales en relación con el mercado nacional e internacional de las telecomunicaciones.

Regulación

Pese a la tendencia mundial de desregulación de la industria de telecomunicaciones, siempre existirá la posibilidad de cambios en legislaciones locales o internacionales que afecten el desarrollo comercial del sistema. En este sentido, las autoridades mexicanas jugarán un papel muy importante en la protección de los intereses nacionales ante otros gobiernos y las organizaciones internacionales de comunicación satelital.

Tecnología

Uno de los factores que darán competitividad al sistema es la utilización de tecnologías modernas en todo momento lo cual resalta la importancia de la participación de empresas de tecnología y de comunicación en el sistema así como asegurar las inversiones que se requerirán en el mediano y largo plazo.

Transcurrirá un período mínimo de cinco años antes de poderse determinar si el sistema va en la dirección correcta hacia el logro de los objetivos marcados para el país y la industria por lo que el diseño de estructura y funcionamiento del nuevo sistema deben hacerse con una visión de largo plazo.

1.9 Análisis sobre el proceso de apertura a la inversión privada

Objetivos de la apertura

La apertura a la inversión del sistema satelital Mexicano tiene por objetivos primordiales:

- 1. Aumentar la competitividad internacional del sistema*
- 2. Procurar su rentabilidad económica y social*
- 3. Propiciar las condiciones que mejoren la calidad y eficiencia de sus servicios*
- 4. Incrementar su papel como sector fundamental para el desarrollo nacional.*

Lo anterior se logrará mediante los siguientes objetivos intermedios:

- 1. La modernización y ampliación del sistema*
- 2. Garantizar el acceso equitativo y no discriminatorio a todos los usuarios del país*
- 3. Asegurar la disponibilidad de capacidad satelital para las redes de seguridad nacional y de servicios sociales*
- 4. Disponer de un sistema que facilite la difusión de la cultura y programación nacionales*
- 5. Promover la inversión privada nacional y extranjera vinculando al sistema a alianzas estratégicas que favorezcan la innovación tecnológica y el acceso a nuevos mercados*
- 6. Generar ingresos para el Estado por el aprovechamiento de activos y concesiones del sistema*

Todo lo anterior sobre la premisa básica de mantener la rectoría del Estado en la comunicación vías satélite y el dominio sobre las posiciones orbitales y las frecuencias asociadas.

Efectos esperados

La expectativa a futuro al concretarse la apertura a la inversión privada en el sistema satelital mexicano es muy positiva debido a que:

- 1. La experiencia internacional en el sector de telecomunicaciones ha demostrado que la privatización es el medio más rápido y económico para lograr un desarrollo importante y ser un competidor global.*
- 2. La apertura a la inversión permitirá la expansión y modernización del sistema satelital ya que hay un número importante de interesados en participar lo cual asegura el flujo de inversiones así como asociaciones estratégicas que incrementarán la competitividad.*
- 3. El Tratado de Reciprocidad Satelital recientemente firmado con EE.UU. permitirá un acceso ampliado a dicho mercado y a otros países, lo cual incrementará de manera importante el valor de las empresas concesionarias*

motivando una rápida expansión así como el incremento en los niveles de competitividad.

Además de estos factores asociados directamente al sistema satelital están los efectos económicos y sociales:

- 1 La ampliación y modernización de la infraestructura en telecomunicaciones es un factor de vital importancia para aumentar la competitividad en general del país, elevando su atractivo para la inversión extranjera.*
- 2. La expansión esperada en tamaño y servicios de comunicación vía satélite tendrá efectos sobre la creación de empleos.*

Factores críticos de éxito

El principal reto que enfrentará el o los concesionarios del sistema satelital será el de la competitividad. La industria mundial de telecomunicaciones es altamente competitiva y el surgimiento de nuevas empresas privadas así como la posible reestructuración de los consorcios internacionales como Intelsat no hará más que incrementar las exigencias a los participantes en esta industria. En este contexto, el esquema de venta, la regulación aplicable así como la selección del comprador serán factores críticos que impulsarán u obstaculizarán la competitividad del sistema.

Regulación

La Ley Federal de Telecomunicaciones⁶⁹ ya establece lineamientos favorables para dar competitividad a los concesionarios ya que:

- Establece un plazo de concesión de hasta 30 años renovable lo cual da un periodo más que razonable a los inversionistas para la consolidación de la o las empresas participantes y la recuperación de la inversión.*
- Otorga facilidades para la instalación de estaciones terrenas receptoras sin permiso de la SCT y abre la posibilidad de exentar de este permiso a estaciones transmisoras con ciertas características. De esta manera se facilita la expansión de usuarios y por tanto de la demanda de servicios.*
- Se establece la libre fijación de tarifas. Con esta medida se elimina la posibilidad de posibles topes a tarifas que limiten la rentabilidad de los concesionarios e inclusive inhiban la creación de empleos en el sistema satelital como ha ocurrido en empresas telefónicas de otros países.*

El Reglamento de la Ley que en este momento se está elaborando debe de igual manera tener un espíritu de fomento de la competitividad, ya que como se mencionó, una reglamentación restrictiva puede afectar de manera importante el desarrollo de largo plazo de la industria. Lo anterior sin perder los objetivos planteados por el Gobierno Federal para la apertura del sistema satelital.

Uno de los factores que darán competitividad al sistema es la utilización de tecnologías modernas que permitan transmitir mayor capacidad de información con infraestructuras económicas.

El desarrollo creciente de las comunicaciones por satélite depende también del desarrollo de los servicios, los cuales incluyen comunicaciones digitales de negocios de alta velocidad, televisión directa a los hogares y comunicaciones móviles.

En el área de comunicaciones de negocios y de servicios multimedia y televisión directa el mercado continuará creciendo. En comunicaciones móviles el servicio de comunicaciones personales será explosivo.

Los satélites Solidaridad hacen uso de las bandas C, Ku y L mientras que el Satmex 5 tendrá solamente las bandas C y Ku.

En el mercado internacional, se tienen satélites que operan exclusivamente en las bandas C, o en la banda Ku, sin embargo al igual que los Morelos y Solidaridad, también existen importantes sistemas de satélites híbridos. Los sistemas experimentales en la banda Ka han permitido demostrar el potencial que tiene esta banda en cuanto a la transmisión de grandes cantidades de información con antenas pequeñas y relativamente económicas. Más allá de los satélites experimentales en la banda Ka, existen más de 15 proyectos concretos en Europa, Estados Unidos y Japón para colocar constelaciones o flotillas de satélites en la banda Ka dentro de los próximos 10 años. De hecho la UIT ya tiene solicitudes de más de 50 posiciones en la banda Ka.

Considerando las tendencias del mercado, se observa que las bandas C y Ku, ya sea en forma independiente o en forma híbrida, continuarán utilizándose para servicios de radiodifusión punto a punto o punto multipunto y para servicios de VSAT'S. Cabe destacar que la banda Ku continuará utilizándose para difusión directa.

La banda K en satélites geoestacionarios se ve limitada por el tamaño de las terminales en comparación con las de satélites de órbitas bajas, tanto para servicios personales como en todo tipo de vehículos.

El satélite Satmex, que será colocado en órbita en noviembre de 1998, podría haber sido una oportunidad para que, además de las bandas C y Ku, llevara a bordo algunos transpondedores en la banda Ka, a efecto de iniciar una cultura tecnológica en dicha banda en la región. Así, se estima que el reemplazo de este satélites Solidaridad en 15 y 10 años respectivamente, será en las mismas bandas de frecuencia, independientemente de que en esas fechas o tal vez antes, se coloquen satélites en la banda Ka en dicha región.

1.10 La siguiente generación de satélites

La desregulación de las telecomunicaciones en diversos países ha contribuido a eliminar fronteras entre sistemas domésticos, regionales e internacionales. Se están incrementando nuevos sistemas de satélites de propósito múltiple para proveer todo tipo de servicios tales como telefonía, televisión, transferencia de datos y comunicaciones móviles.

El creciente crecimiento de comunicaciones por satélite depende del desarrollo de muchos servicios, los cuales incluyen comunicaciones digitales de negocios en forma descentralizada, DTH y comunicaciones móviles.

En el área de comunicaciones de negocios, el mercado para redes privadas dispersas continúa creciendo. Este crecimiento ha sido posible por el avance tecnológico en estaciones terrenas y por la relajación de la regulación.

Las fibras ópticas para comunicaciones de alta velocidad representan una importante competencia para los satélites. Las inversiones realizadas para instalar fibras ópticas para larga distancia son mayores que para los sistemas de satélites, siendo la tendencia contraria hace 10 años. Sin embargo, con proyectos satelitales de alta capacidad y potencia, ya sea de órbita baja o geoestacionaria, será posible establecer enlaces de baja y alta capacidad que permitan competir con los enlaces de fibras ópticas.

Está claro que los nichos de mercado para los satélites seguirán siendo los servicios de DTH, las comunicaciones móviles, las redes de VSAT's y con posibilidades los servicios de gran capacidad con satélites inteligentes de alta potencia.

Descripción del sistema de comunicaciones de un satélite con tecnologías inteligentes regenerativas.

Los satélites regenerativos⁽³³⁾ son la base para el desarrollo de las tecnologías futuras de las comunicaciones satelitales. Estas tecnologías involucran la creación de antenas capaces de generar múltiples haces pincel dirigidos electrónicamente, sistemas de alta velocidad, procesamiento y conmutación digital de señales en banda base a bordo del satélite y técnicas de compensación de radiofrecuencia para su uso en comunicaciones satelitales, ya que usarán frecuencias en la banda Ka para los enlaces de subida y bajada.

Las tecnologías de los satélites regenerativos incluyen antenas con haces puntuales electrónicamente dirigidos, procesamiento y conmutación a bordo, transmisión en banda Ka y enlaces por láser entre satélites.

El uso de haces puntuales y tecnologías de conmutación habilitan al satélite para proporcionar múltiples canales de voz para terminales de apertura muy pequeña (VST's) durante un solo salto del haz. Un satélite regenerativo puede operar en uno de dos modos de conmutación. Para una troncal con alto volumen de tráfico se usa una matriz de conmutación en IF; para terminales locales con bajo volumen de tráfico, la conmutación se realiza con un procesador en banda base. En cada caso, el acceso al

sistema de basa en acceso múltiple por división de tiempo (TDMA) y con asignación por demanda por medio de la estación maestra del control de la red.

Los haces móviles ofrecen ciertas ventajas con respecto a los haces estacionarios. En un periodo de tiempo equivalente al de una trama TDMA, puede ser 1 ms, un haz puede moverse a muchos lugares, permaneciendo en ellos lo suficiente para recoger el tráfico disponible. Sin embargo, en donde la demanda de tráfico sea predecible y grande, y exista una troncal de tráfico uniforme, un sistema con haz estacionario puede proporcionar una solución menos compleja.

Además de proporcionar mayor ganancia, los satélites multihaz tienen una ventaja adicional. Usando separación especial y antenas con pequeños lóbulos laterales, la misma banda de frecuencia puede ser rehusada en muchos haces separados geográficamente, incrementando así la disponibilidad del ancho de banda varias veces sobre los satélites con un solo haz, además del rehuso por separación de la polarización.

El producir múltiples haces puntuales, estacionarios o móviles, requiere de relativamente grandes antenas con complejas redes de formación de haces (BNF). Para proporcionar comunicaciones entre haces se necesita un mecanismo de enrutamiento a bordo de la nave. En general el tráfico puede ser enrutado en el nivel de paquetes, circuitos o multicircuitos, utilizando conmutadores rápidos para conectar dinámicamente el enlace de subida de un haz al enlace de bajada del otro. En este satélite se pretenden 2 tipos de conmutación, banda base con almacenamiento y conmutación de microondas en IF.

La conmutación en banda base opera basada en TDMA con conmutación y almacenamiento a bordo (OSBS/TDMA). La operación de conmutación en FI está basada en TDMA de satélite conmutado (SS/TDMA).

Capítulo 2

Subsistema de Comunicaciones

Considerando que la demanda de transpondedores equivalentes a 36 Mhz para el año 2007 será de 185 para satisfacer las necesidades nacionales y regionales y de 353 para Latinoamérica, se proponen la siguiente alternativa para el reemplazo de los satélites Solidaridad.

ALTERNATIVA			
Banda C	24 Transpondedores	36 MHZ	36 W
Banda Ku	24 Transpondedores	36 MHZ	135 W
Banda Ka	2 Transpondedores	450 MHZ	200 W

Esta alternativa equivale a 68 transpondedores de 36 MHZ.

En la Banda Ka se proponen 2 haces móviles para bajas velocidades y 2 posibilidades para haces estacionarios con 8 haces para México, Estados Unidos y España en la primera, y en la segunda 10 haces para México, Estados Unidos, España y América del Sur. En estas alternativas se tiene como objetivo comunicar con enlaces de alta capacidad las principales ciudades indicadas y las más distantes, así como las de mayor interés de tráfico de Estados Unidos. Es importante destacar que por limitaciones de peso y potencia, el número de haces no puede ser muy grande, por lo cual se está seleccionando un número adecuado de ciudades que esté en función de la capacidad permitida.

Las figuras 2.1 a 2.9 muestran las coberturas propuestas en las bandas C, Ku y Ka.

Cobertura para la banda C



Fig. 2.1.

Cobertura para la banda Ku-1



Fig. 2.2

Cobertura para la banda Ku-2



Fig. 2.3

Cobertura para la banda Ka con haces móviles conmutables electrónicamente



Fig. 2.4

Cobertura para la banda Ka con haces móviles conmutables electrónicamente

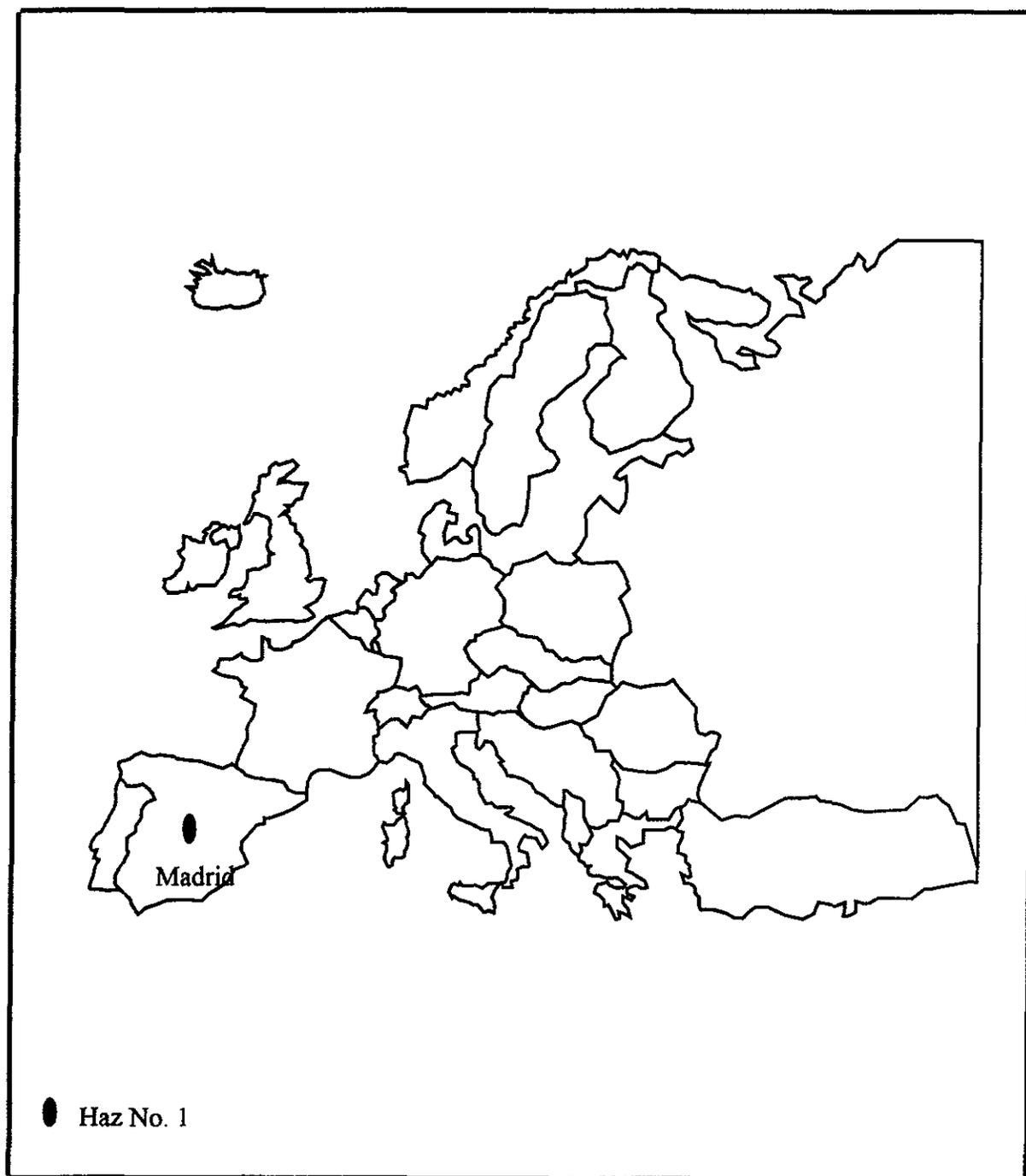


Fig. 2.5

*Cobertura para la banda Ka con haces estacionarios
(Posibilidad 1)*

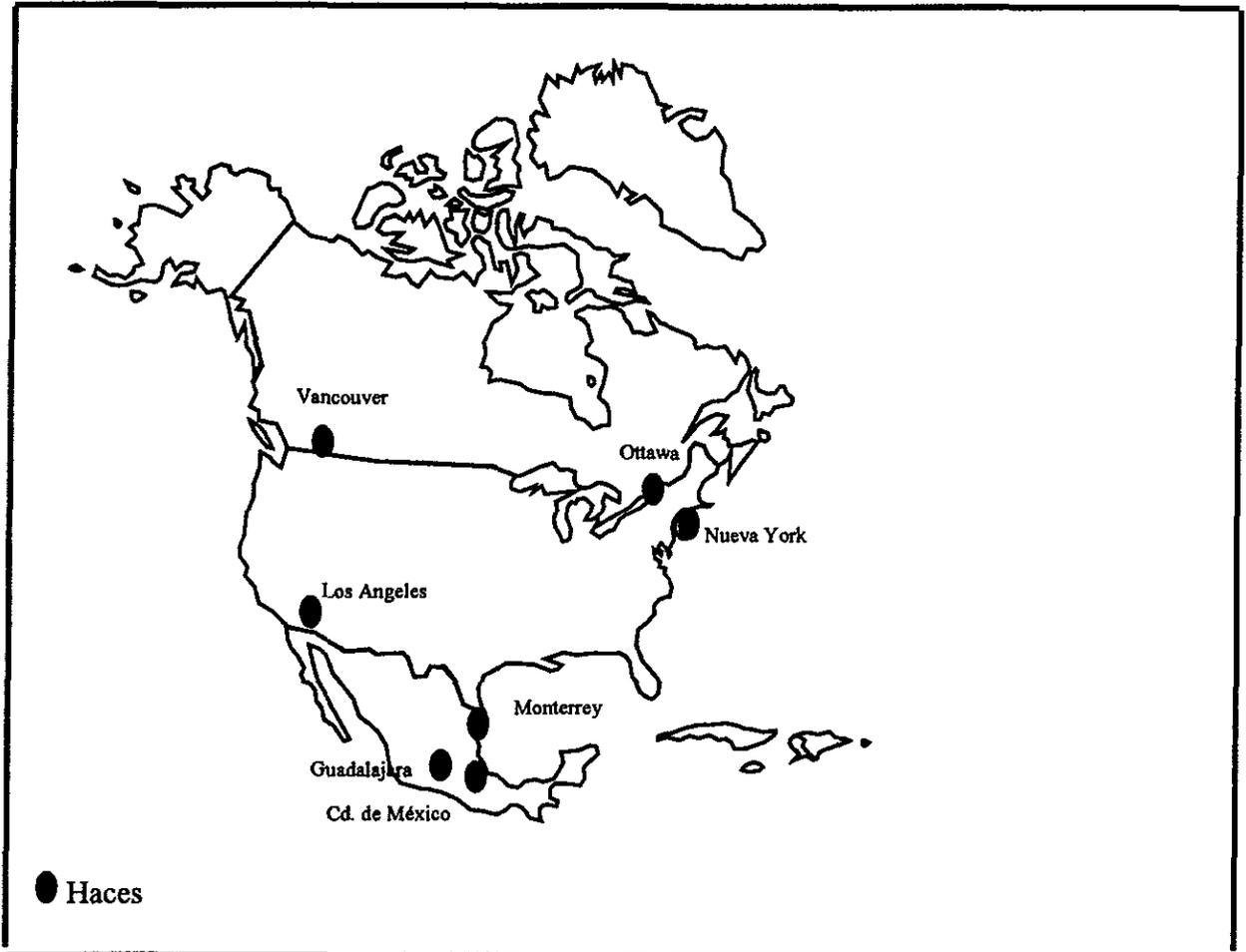


Fig. 2.6

Cobertura para la banda Ka con haces estacionarios

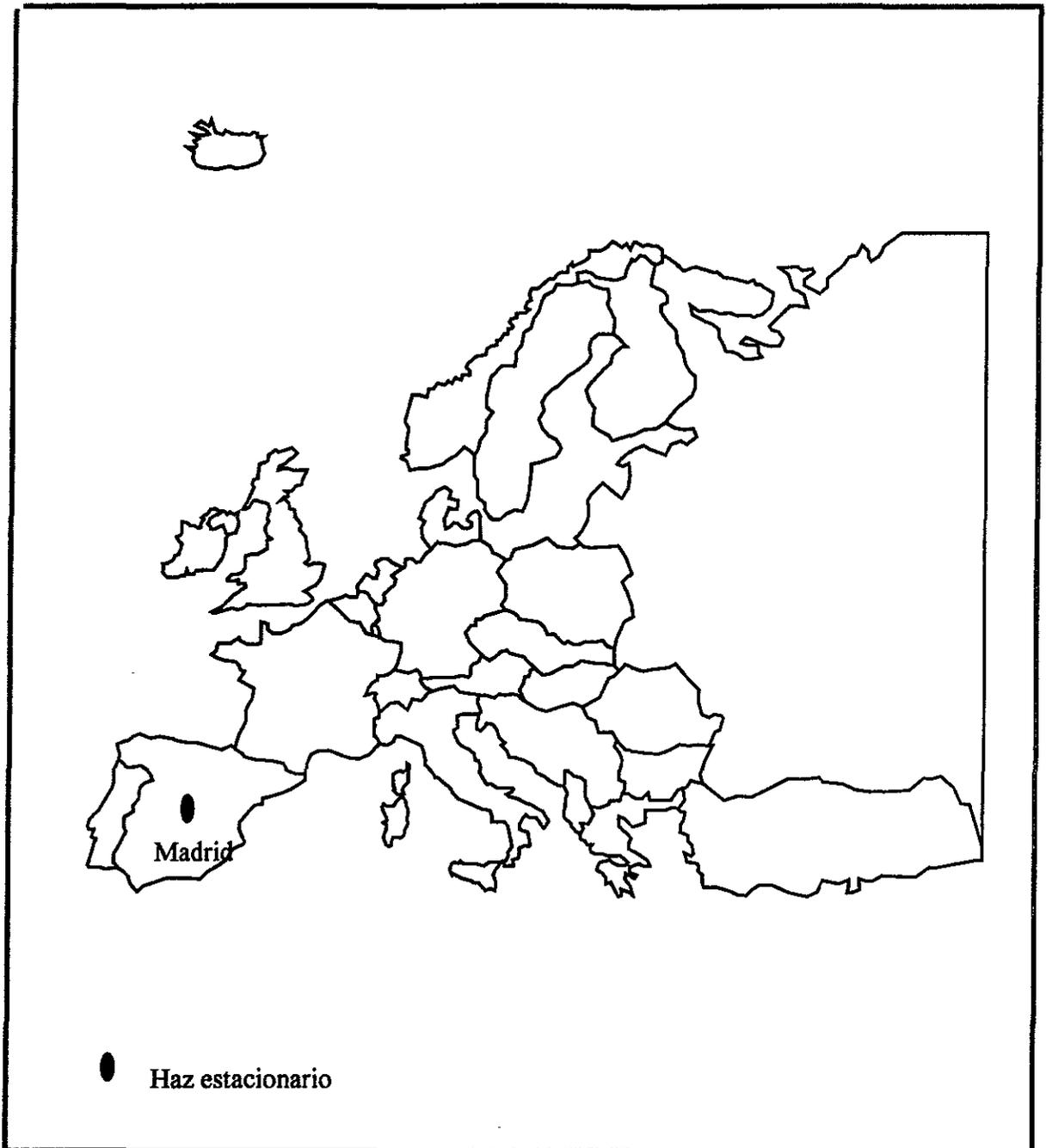


Fig. 2.7

Cobertura para la banda Ka con haces estacionarios *(Posibilidad 2)*



Fig. 2.8

Cobertura para la banda Ka con haces estacionarios

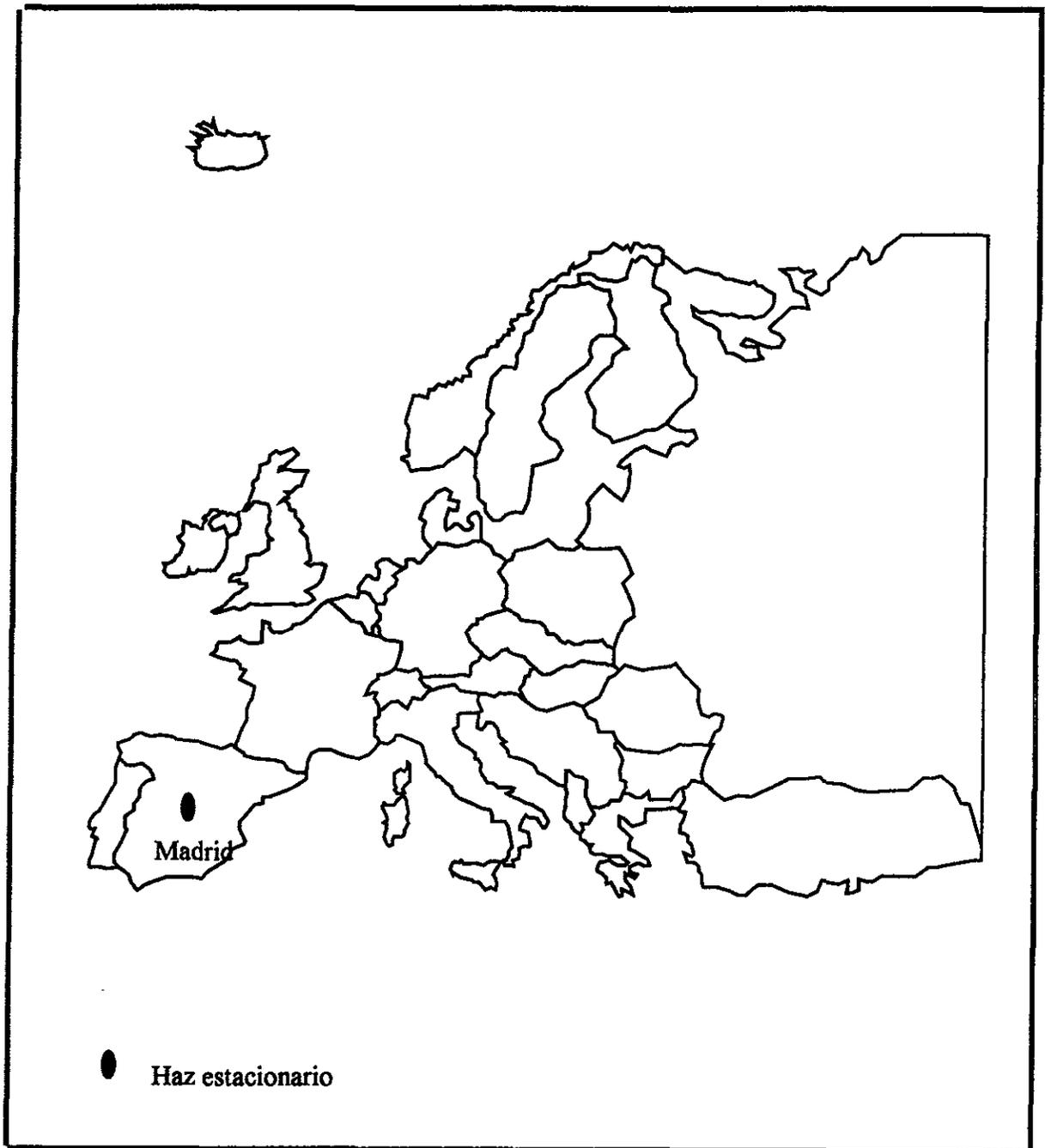


Fig. 2.9

2.1 Propuesta de acomodo de antenas

Conforme a los requerimientos de cobertura del satélite y a las necesidades de bajo peso y eficiencia de alimentación, se propone el siguiente arreglo (Fig. 2.10).

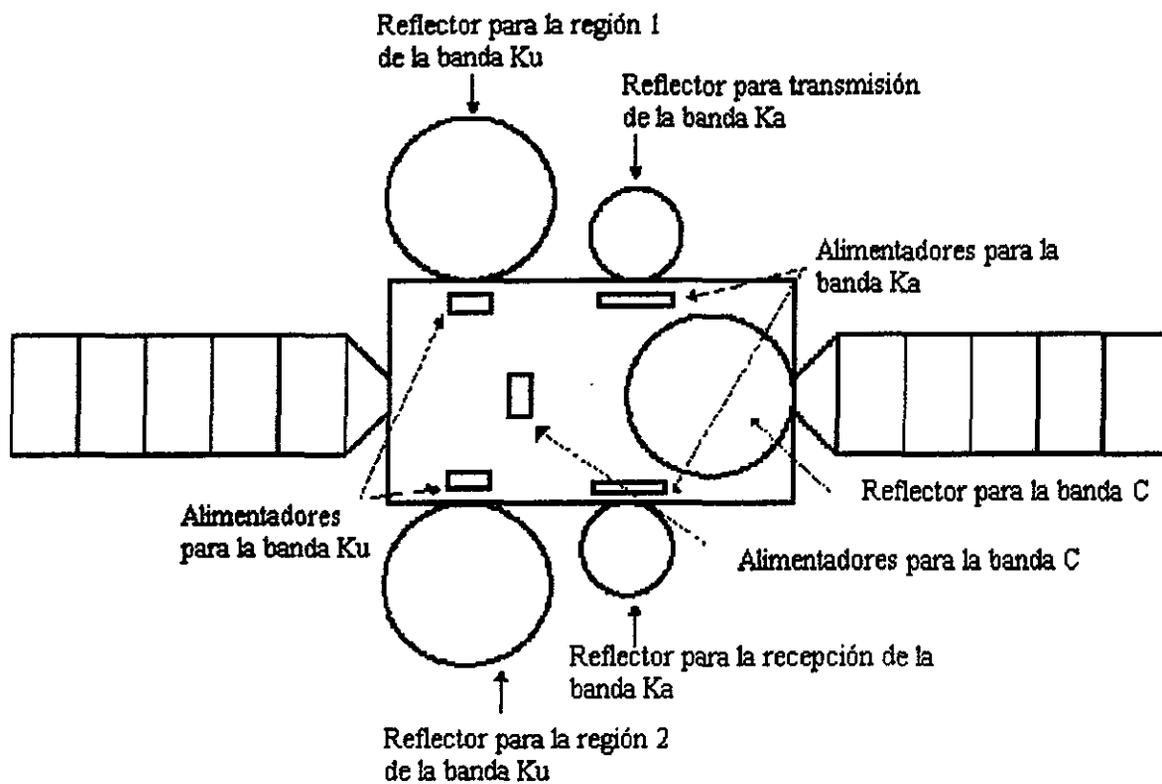


Figura 2.10

Configuración de Transpondedores

2.1a Banda C

El diagrama de la Fig. 2.11 muestra una propuesta de configuración de los transpondedores de la banda C. En dicha figura se observa la división en 4 secciones (Fig. 2.12). En la primera sección se efectúa la amplificación de bajo ruido y la traslación de frecuencia de 6 a 4 GHz. Las entradas de guías de onda con polarización horizontal y vertical que vienen de las antenas pasan a un grupo de amplificadores de bajo ruido a fin de proporcionar los niveles adecuados para minimizar el ruido. Los filtros paso banda se encargan de eliminar las señales no deseadas, permitiendo pasar únicamente la banda de frecuencias del enlace de subida. El filtro direccional hace la conexión de comandos para operación en órbita de estacionamiento. Las híbridas permiten la distribución de la potencia de entrada a los grupos multiplexores pares e impares³.

En la sección 2 se lleva a cabo la selección de canales y la canalización de transpondedores. Se utilizan 4 x 6 multiplexores de canal para separar los 24 canales en pares e impares. Cada multiplexor utiliza filtros pasabanda de cavidad coaxial en un arreglo de canales acoplados por circuladores.

En la sección 3, la señal seleccionada por cada multiplexor sé enruta de la red de conmutación a la unidad de control de canal, la cual ajusta el nivel de operación del TWT y realiza las funciones de atenuación de casos con rangos de 0 a 14db en pasos de 2 db. Se recomienda tecnología MMIC para estos atenuadores para lograr alta estabilidad, tamaño compacto y bajos niveles de potencia de dc.

Se utilizará tecnología avanzada para los TWT'S, con cátodos tipo M de larga duración, con la espiral rematada en punta para obtener una excelente linealidad y alta eficiencia y un colector de carbón rebajado para alta eficiencia.

En esta sección también se incluyen atenuadores pasivos para reducir variaciones de ganancia de canal a canal debido a las tolerancias de ganancia de canal individual. En esta sección se utilizan algunas cadenas para recepción y transmisión de telemetría y comando.

La sección 4, la cual es la de salida, provee el enrutamiento, filtrado y multiplexaje antes de pasar a la antena transmisora. Esta sección empieza con los conmutadores de guías de onda que permiten la conmutación en presencia de una portadora de subida en saturación, para posteriormente pasar a los multiplexores de salida que integran las señales de los 24 canales respectivos. Estos multiplexores, uno por cada polarización, forman las 12 señales canalizadas, utilizando filtros con diseño de función elíptica de seis secciones y combinándolos en un solo paquete. Los elementos finales de la sección 4 son los filtros pasabanda y los acopladores. La función de los filtros pasabanda es la de suprimir cualquier armónica de los productos de intermodulación activos y pasivos, ruido y señales.

Transpondedores en banda C

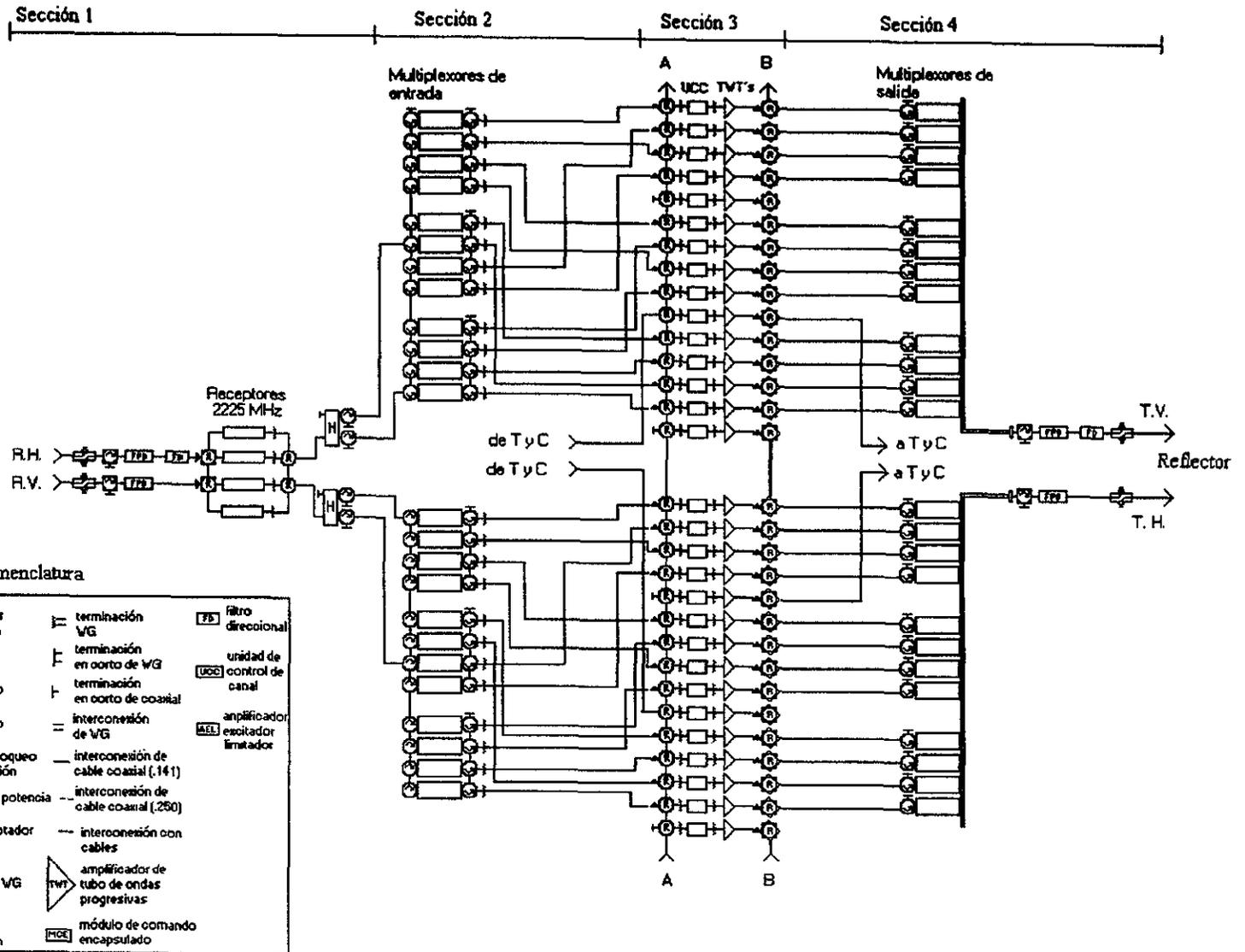


Fig. 2.11

Transpondedores de banda C

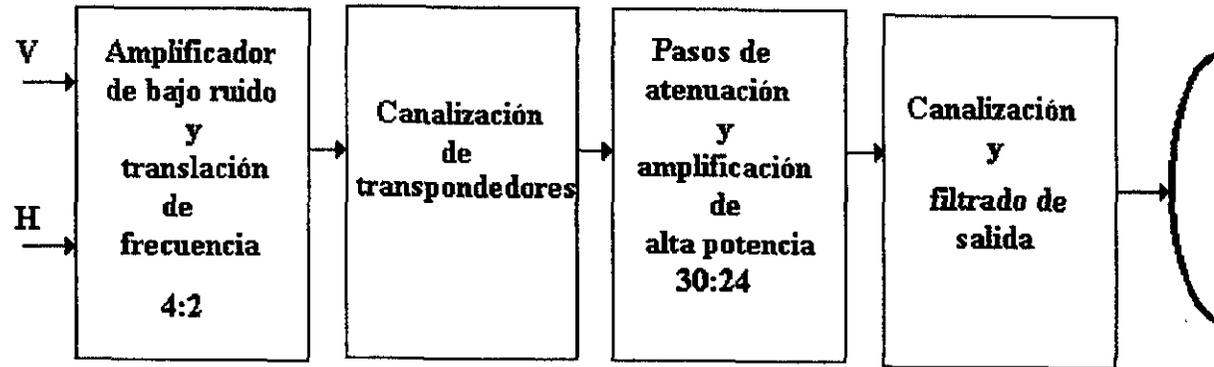


Fig. 2.12

espurias, generadas en el repetidor. El acoplador se utiliza para facilitar la prueba del sistema. Se propone un filtro direccional para telemetría y comando.

2.1b Banda Ku

El diagrama de la fig. 2.13 muestra la configuración propuesta general y la fig. 2.14 la división de las 4 secciones. En la sección 1 se realiza la amplificación de bajo ruido y la traslación de frecuencia de 14 a 12 GHz. Las entradas de las dos regiones con polarizaciones vertical y horizontal pasar a los receptores de redundancia 6 a 4, en los cuales se efectúa la amplificación de bajo ruido y la traslación de frecuencia. En la sección 2 se lleva a cabo la selección de canales. Se utilizan 8x3 multiplexores para separar los 24 canales, con la observación de que se proponen conmutadores comandables a fin de que cada región tenga la opción de utilizar los otros 8 transpondedores. Es decir se tiene la siguiente tabla de posibilidades:

Transpondedores	Región 1	Región 2	Región 1	Región 2
Impares V	4	2	6	0
Pares H	4	2	6	0
Pares H	2	4	0	6
Impares V	2	4	0	6
Total	12	12	12	12

Obsérvense también los conmutadores propuestos para darle redundancia no sólo a cada uno de los grupos de 6 transpondedores sino también entre grupos de transpondedores.

En la sección 3 se tiene la unidad de control de canal y los TWT'S. Los pasos de atenuación son de 2 db hasta obtener un total de 24 db.

En la sección 4 se proponen 8 conmutadores para obtener mayor flexibilidad, como se hizo a la entrada. Así, se tiene las siguientes posibilidades de salida:

Transpondedores	Región 1	Región 2	Región 1	Región 2
Impares V	4	2	6	0
Pares H	4	2	6	0
Pares H	2	4	0	6
Impares V	2	4	0	6

En esta última sección se propone un sistema de radiofaro para el control de potencia a la subida. Es un sistema redundante 2 a 1, en el cual, una "T" orto-modal ubicada antes de la corneta genera las 2 polarizaciones. Como todo el espectro se utiliza para la parte de comunicaciones, el filtro del radiofaro no se puede agregar a la salida del multiplexor ya

Transpondedores en la banda Ku

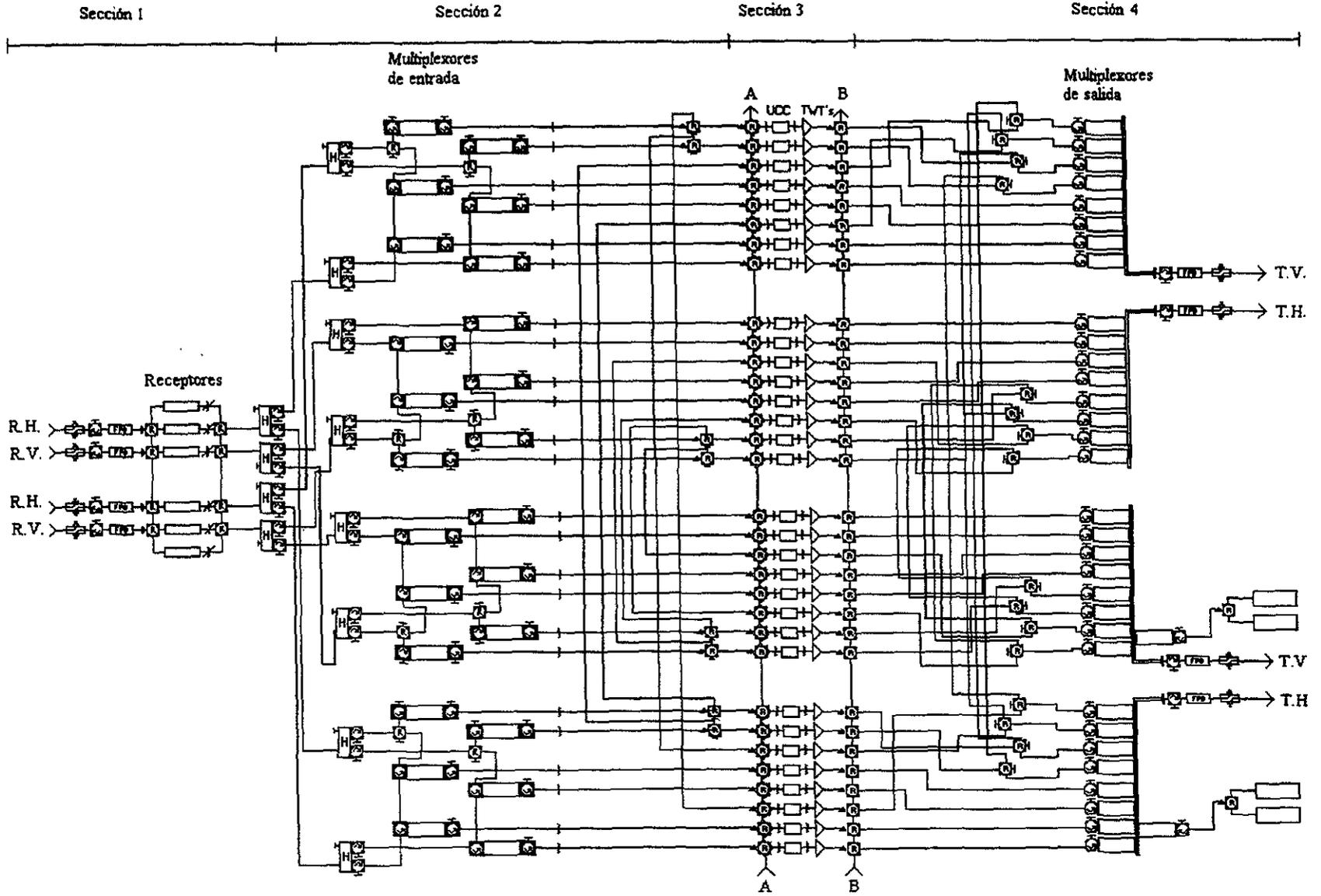


Fig. 2.13

Transpondedores de banda Ku

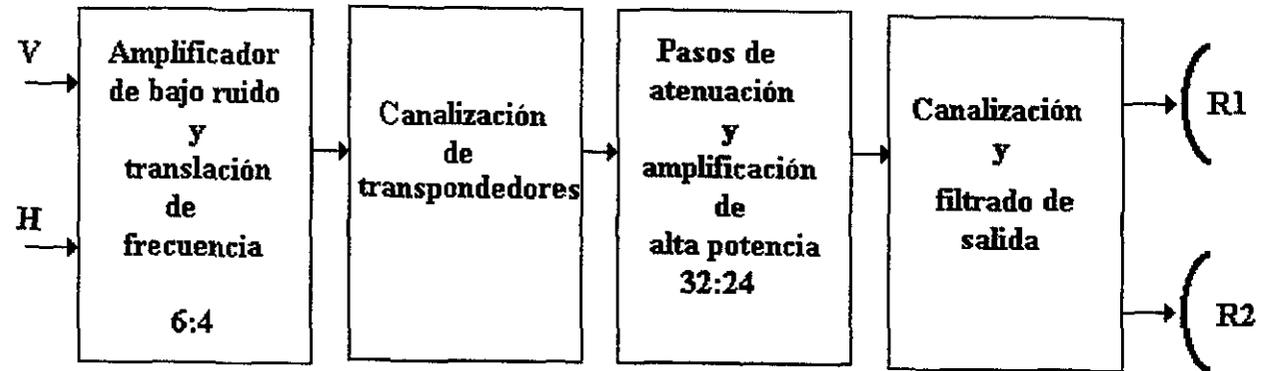


Fig.2.14

que distorsionaría los canales de frecuencias bajas. Normalmente estas señales de radiofaro se utilizan para el control de potencia de subida, sin embargo, durante la revisión del satélite antes de que inicie operaciones, esas señales se utilizan para calibrar el apuntamiento de las antenas y eliminar posibilidades de apuntamientos fijos tipo "offset". Durante esta calibración la señal se enruta a alguna cadena de amplificación y los patrones de nulos de Azimuth y elevación resultantes se utilizan para dicha calibración.

2.1c Banda Ka

La experiencia que se tiene en satélites operando en la banda Ka^{6,7,8}, es con aplicación en 2 modos. El primero es el de procesamiento y almacenamiento a bordo (OSBS/TDMA) y el segundo es sólo conmutación en FI (SS/TDMA) (Fig. 2.15⁶⁰).

En el modo OSBS se regeneran y almacenan las señales en banda base a bordo del satélite, lo cual se realiza por el procesador, que demodula y almacena las señales recibidas de cada uno de los haces móviles. El conmutador en banda base dentro del procesador enruta los datos desde la entrada a las localidades de almacenamiento y a las de salida. Durante el proceso interconecta los haces de subida con los de bajada.

Los principales elementos del procesador de banda base son los modems, codecs, memorias de entrada/salida, conmutador de rutas y el procesador central.

Los moduladores y los demoduladores se basan en una implementación serial de MSK, referido como SMSK. El desempeño teórico de SMSK es idéntico al de MSK, sin embargo, a altas velocidades de transmisión, SMSK una implementación más simple.

La señal de entrada de FI a los demoduladores pueden ser aproximadamente de 3 GHz. Una vez demodulada, la señal de salida en banda base es enrutada a la memoria de entrada.

El código adaptivo de corrección directa de errores (FEC) se aplica selectivamente por el procesador bajo, la dirección de la estación maestra terrestre de control. Cuando se realiza la decodificación, la salida de la memoria de entrada es enrutada a través de un convertidor paralelo a serial a un decodificador convencional (MCD).

El retardo de procesamiento y enrutamiento a través del procesador en banda base puede variar entre 1 y 3 periodos de trama. Durante el primer periodo de trama, por ejemplo la trama que llega al satélite, el dato es escrito en la memoria de entrada. En la segunda trama el contenido de la memoria de entrada es enrutado, una palabra en un tiempo, a una de las memorias de salida, dependiendo del destino final del canal. Finalmente en el tercer periodo de trama, el dato es leído de la memoria de salida y transmitido sobre el enlace de bajada.

Interconexión de dos redes con portadoras de diferente capacidad

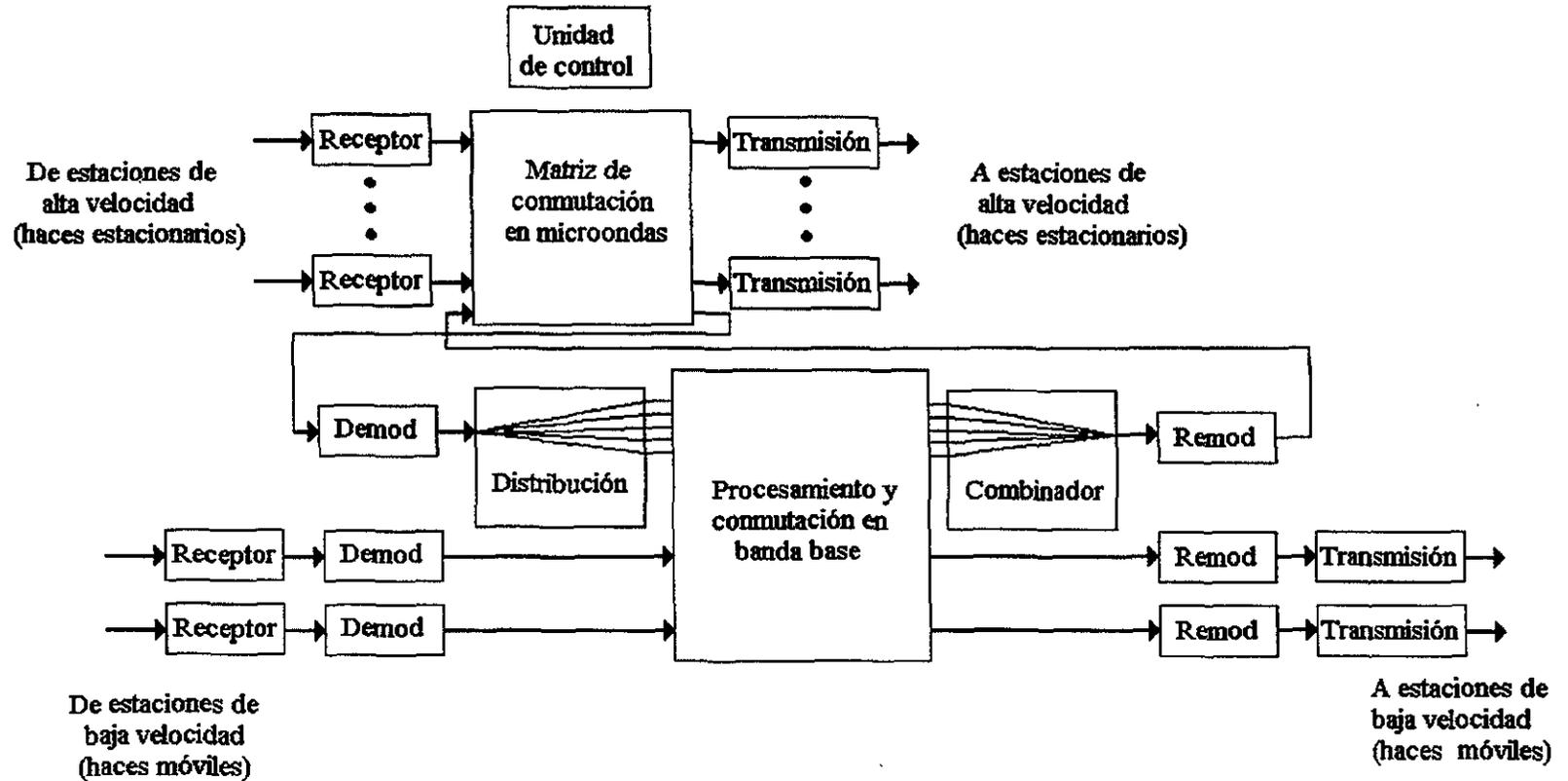


Fig. 2.15

Los haces móviles pueden mantenerse estacionarios en cualquiera de sus localidades de salto y ser usados en el modo SS/TDMA.

La conmutación en banda base con almacenamiento a bordo, aunque es más compleja, ofrece dos ventajas sobre la conmutación FI. Primero, la regeneración de señales a bordo, necesaria como parte de la conmutación en banda base, proporciona varios decibeles de mejoramiento del enlace. Segundo, es más eficiente en la utilización de la capacidad del sistema, especialmente en sistemas que tengan muchas terminales no troncales, del tipo clientes locales. Por otro lado, el procesamiento en banda base a bordo es algo restrictivo en cuanto a que requiere que las terminales terrenas usen una técnica de modulación particular y transmisión de datos solamente a ciertas velocidades. Para la operación del satélite, está la estación maestra de control (MCS), la cual realiza las funciones de sincronización entre los segmentos espacial y terrestre; el control de la red de las ráfagas de tráfico, transmitidas por todas las terminales del satélite. Este sistema es responsable de administrar la asignación de la capacidad del segmento espacial para la demanda normal de tráfico y selectivamente administrar la aplicación de codificación para disminuir el desvanecimiento de la señal.

Aunque la transmisión en banda Ka ofrece la oportunidad para explotar una porción no usada del espectro de frecuencias, también presenta un reto considerable debido al severo desvanecimiento por degradación^(A2). Se puede usar una técnica adaptiva, en donde solamente las terminales que experimentan desvanecimiento se proveen de protección adicional.

Para el modo de procesamiento en banda base, las terminales que experimentan desvanecimiento de la señal pueden ser dotadas dinámicamente de protección contra el desvanecimiento. Por ejemplo, Señales radiofaro que pueden ser transmitidas por el satélite en 20 y 27 GHz, serán continuamente recibidas y procesadas en cada terminal terrena para detección de desvanecimiento. Una vez que la potencia recibida del radiofaro cae por debajo de un cierto umbral, la terminal afectada envía una solicitud a través del satélite a la estación maestra de control de la red (MCS) para protección.

En respuesta, la MCS toma dos acciones:

1. Envía un comando sobre el satélite hacia la terminal, con instrucciones de solicitud de codificación. Cualquiera de los enlaces, el de subida, el de bajada o ambos pueden ser codificados, dependiendo de si la estación experimenta desvanecimiento en el enlace de subida y/o en el de bajada. Correspondiendo a la acción de codificación tomada por la estación, el MCS también envía un comando al satélite, ordenándole al procesador de banda base conmutar al decodificador y/o codificador a bordo para procesamiento de la señal que llega desde y/o hacia la terminal afectada.

2. Si el desvanecimiento está en el enlace de subida, la MCS ordena a la terminal afectada reducir su velocidad de transmisión de enlace de subida por un factor. Si el desvanecimiento está sobre el enlace de bajada, la MCS ordena al satélite reducir su velocidad de transmisión sobre el enlace de bajada por un factor, cuando se transmita hacia la estación terrena específica. La reducción de la velocidad de transmisión

proporciona una recuperación adicional en el margen de ganancia cuando se suma a la recuperación por codificación.

La reducción de la velocidad de transmisión y la codificación no son medidas independientes, esto es, una acción no es tomada sin la otra. Por lo tanto, una vez que un evento de desvanecimiento aparece, la combinación de reducir la velocidad de transmisión e invocar una codificación (variar la redundancia de codificación) resulta en una ráfaga de velocidad de transmisión menor que la de operación normal. Por ejemplo, si las estaciones terrenas normalmente transmiten a una velocidad de 110 Mbps, transmitirán a 55 Mbps durante un evento de desvanecimiento, al cambiar la tasa de codificación de redundancia a $\frac{1}{2}$ (4 dB de recuperación) y al reducir la velocidad de transmisión por un factor de 4 (recuperación de 6 dB), el margen de ganancia adicional será de 10 dB.

Se hace notar que mientras la velocidad de transmisión es reducida, la velocidad de información actual (velocidad a la cual la estación transferirá información a través de su interface con el equipo de usuario) permanece sin cambio durante el desvanecimiento, de esta forma, se hace transparente toda la operación para el usuario.

Para el modo SS/TDMA, la técnica de compensación del desvanecimiento difiere de la del modo OSBS/TDMA, en donde los TWTAs siempre operan en el nivel de alta potencia. Los enlaces de operación SS/TDMA deben ser diseñados para que en condiciones de cielo despejado los TWTAs operen en niveles de baja potencia. Ante la solicitud de una terminal para protección contra desvanecimiento, el controlador de red SS/TDMA ordena a la terminal afectada y al satélite incrementar su potencia de transmisión. En el satélite, esto se hace conmutando la potencia del TWTa.

SS/TDMA vs OSBS/TDMA.

Los sistemas basados en SS/TDMA operan como un conmutador distribuido de tiempo-espacio-tiempo. La conmutación en espacio se hace a bordo del satélite por el MSM, que conecta dinámicamente a los haces de subida con los haces de bajada, mientras que la conmutación en el tiempo es hecha por las terminales terrenas a cada término de un enlace. La terminal terrena funciona como un conmutador en tiempo, al organizar sus ráfagas de tráfico de tal forma que cada ráfaga llegue al satélite durante el intervalo en el cual la MSM es configurada para enrutar a la ráfaga recibida a su haz de bajada destino. El estado del conmutador cambia varias veces durante una trama; así en un sistema de este tipo, cada terminal terrestre debe transmitir ráfagas de enlace de subida varias veces durante una sola trama TDMA.

Los encabezados, tales como preámbulos y tiempos de guarda asociados con cada una de las muchas ráfagas resultantes, hacen a esta técnica relativamente ineficiente, particularmente para un sistema que tiene muchas terminales que transportan cargas de bajo tráfico y que son repartidas en haces múltiples.

Pero cuando el tráfico entre haces es pesado y se realiza entre un número relativamente pequeño de terminales (menor que 100), el encabezado asociado con múltiples ráfagas no

es tan ineficientes. Debido a esto, el modo SS/TDMA normalmente se usa en redes que transportan troncales medias a pesadas implicando menos de 100 terminales.

En contraste a la MSM, un procesador en banda base puede realizar ambas conmutaciones en el tiempo y en el espacio a bordo del satélite. Aquí, las terminales terrenas dependen del satélite para clasificar correctamente el tráfico del enlace de subida por medio del almacenamiento y enrutamiento a bordo. Así, durante cualquier trama TDMA, una terminal terrena necesita proporcionar solamente una ráfaga de enlace de subida conteniendo todo su tráfico para todos los haces, de ese modo, se reducen los encabezados. Debido a esto, las redes de satélite OSBS/TDMA son más adecuadas para aplicaciones en donde muchas terminales locales transportan tráfico ligero (esto es unos pocos canales de voz) para ser interconectadas juntas. En este caso, aunque el peso y potencia asociados con el procesador en banda base excede al del MSM, el costo de un satélite más complejo se compensa por la economía lograda a través de una red más eficiente.

Finalmente, el procesamiento a bordo permite conversión de la velocidad de transmisión a bordo del satélite. Sobre el enlace de subida, las estaciones terrenas pueden transmitir portadoras de velocidad relativamente baja, lo cual reduce el requerimiento de potencia pico de la estación terrena y por lo tanto, su costo, mientras que en el enlace de bajada se pueden hacer altas transmisiones de ráfagas TDM, incrementando así la eficiencia en potencia de los amplificadores del satélite.

La Fig. 2.16 muestra la configuración de transpondedores en la banda ku y en la Fig. 2.17 se muestran las 3 secciones correspondientes.

En la primera sección se muestra la etapa de recepción, en la cual se tiene un sistema de conmutación que permite conectar cualquier entrada a cualquier salida. Después de la etapa de amplificación de bajo ruido y de traslación de frecuencia, la señal se enruta vía el procesador de banda base o a la matriz de conmutación de microondas. Se propone una configuración de receptores y transmisores 3 a 2 tanto para los haces fijos como para los móviles. Esto significaría que no es posible utilizar ambas aplicaciones simultáneamente.

El procesador de banda base demodula y almacena las señales recibidas, vía el arreglo de cables coaxiales, de cada uno de los dos haces móviles. Dentro del procesador de banda base, un conmutador enruta los datos de las direcciones de almacenamiento de la entrada a la salida y en ese proceso se interconectan los dos haces de subida con los correspondientes de bajada. Los datos son leídos subsecuentemente de las direcciones de almacenamiento de salida, se modulan y son transmitidos en el enlace de bajada.

La técnica de modulación utilizada es SMSK. La velocidad de transmisión puede ser 110 ó 27.5 Mbps en el enlace de subida y 110 Mbps en el de bajada. (Fig. 2.18). En este procesador, en un instante se reciben datos de cualquiera de los dos haces móviles de subida, ya sea en un canal de 100 Mbps o en dos canales FDM de 27.5 Mbps. La máxima eficiencia del procesador de banda base es de 110 Mbps por haz, de tal forma que los dos haces suman un total de 220 Mbps. Obsérvese que se está proponiendo que el demodulador de 110 Mbps también maneje ráfagas de 55 Msps y el de 27.5 Mbps de 13.75 Msps, considerando codificaciones de $\frac{1}{2}$ como se indica en la siguiente tabla:

<i>Modo de operación</i>	<i>Sin codificar, Mbps</i>		<i>Codificación (1/2), Msps</i>	
	<i>Subida</i>	<i>Bajada</i>	<i>Subida</i>	<i>Bajada</i>
<i>Procesador de banda Base</i>				
<i>Un solo canal TDMA</i>	<i>110</i>	<i>110</i>	<i>55</i>	<i>55</i>
<i>Dos canales FDM/TDMA</i>	<i>27.5</i>	<i>110</i>	<i>13.75</i>	<i>55</i>
<i>Conmutador de Microondas</i>				
<i>Nominal</i>	<i>220</i>	<i>220</i>	<i>-</i>	<i>-</i>

Dependiendo de la posición de una palabra de 64 bit dentro de una trama dada, el retraso de procesamiento y enrutamiento en el procesado puede variar entre 1 y 3 periodos de trama, esto es entre 1 y 3 ms. Durante el primer periodo de trama, es decir, la trama de arribo al satélite, los datos se registran en la memoria de entrada. En la segunda trama, el contenido de la memoria de entrada se enruta, una palabra de 64 bit en un instante, a una de las 2 memorias de salida, dependiendo del destino final del canal. Finalmente en la tercera estructura, los datos se leen de la memoria de salida y son transmitidos en el haz de bajada. Para que el proceso se lleve en no más de 3 periodos de trama, cada memoria de entrada y de salida consiste realmente de áreas de

Transpondedores en la banda Ka

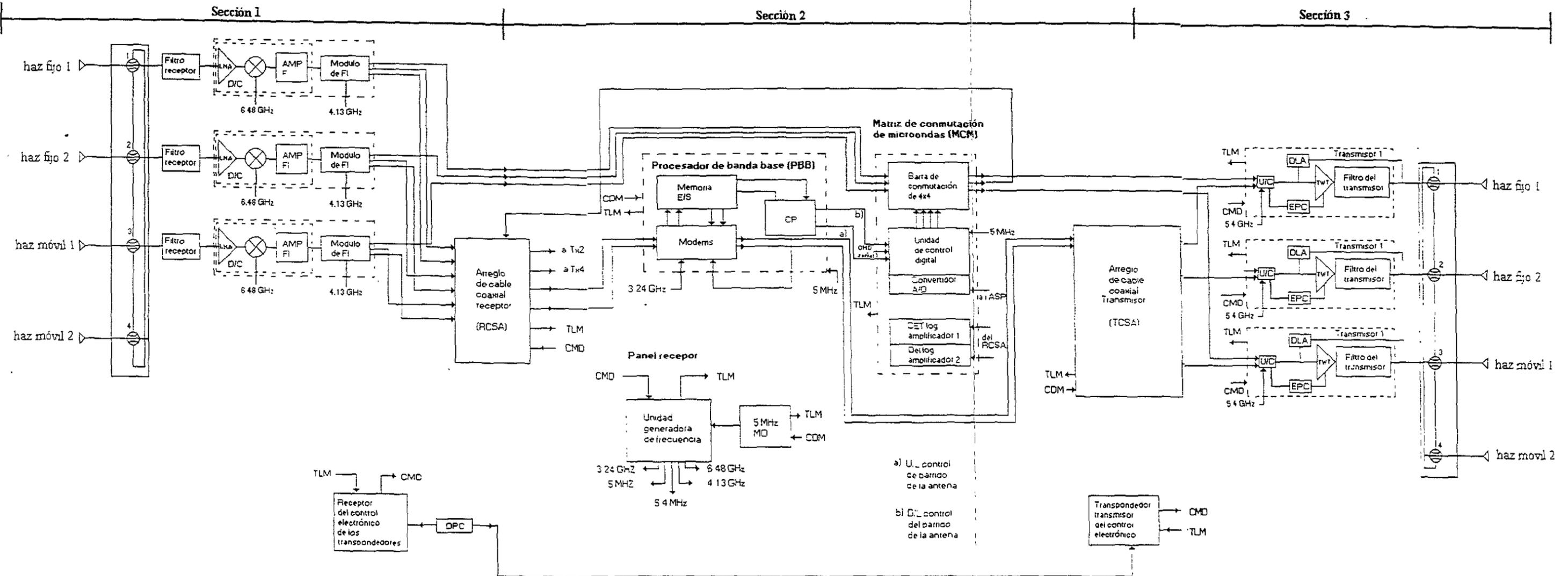


Fig 2 16

Transpondedores de banda Ka

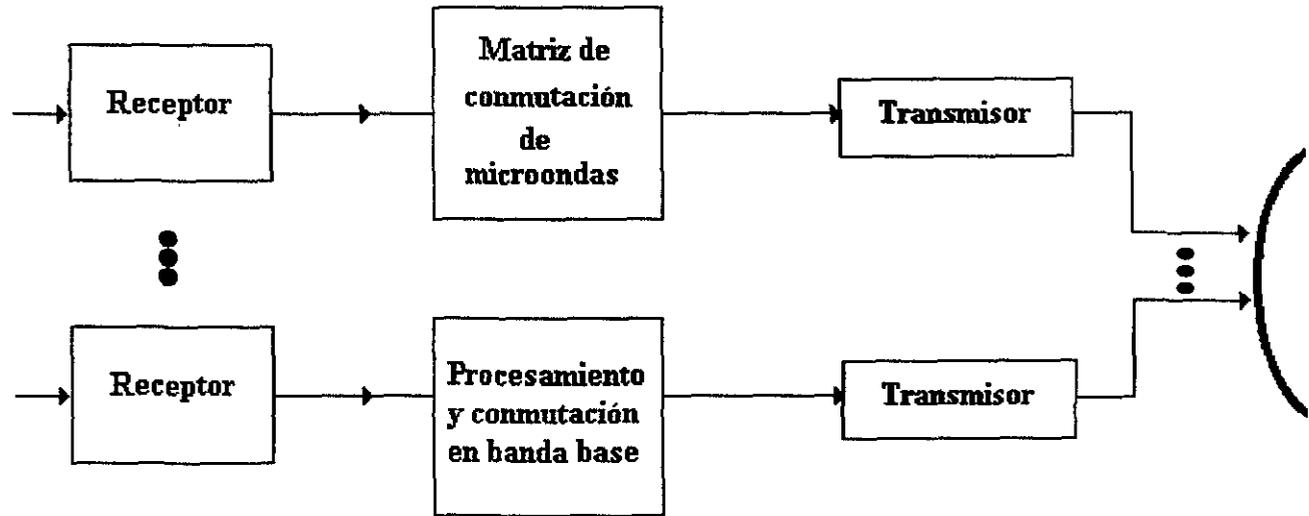


Fig. 2.17

almacenamiento tipo ping-pong de 2 Kx64 bit, como se muestra en la Fig. 2.18. En las Figs. 2.19 y 2.20 se muestran las estructuras de trama para los enlaces de subida y de bajada.

En la Fig. 2.21 cada trama de 1-ms, se divide en tres segmentos: clima despejado, paquete de desvanecimiento y campo de adquisición.

El primer segmento se localiza para terminales en clima despejado. Además, este segmento se divide en periodos de N residencias, una para cada una de las direcciones N a las cuales se mueve el haz móvil. Durante cada periodo de residencia, todas las terminales activas dentro del área de residencia transmiten una ráfaga de subida cuya estructura se define en la figura 2.22.

El siguiente segmento es el paquete de desvanecimiento. A todas las terminales que tienen desvanecimiento se les asigna un tiempo de transmisión en este periodo. Durante este periodo, saltan los haces móviles a todas las direcciones de residencia que contienen terminales, mismas que se comunican en un ambiente de desvanecimiento. Si una terminal experimenta desvanecimiento después de que, primero le ha sido asignada una ranura del tiempo en el segmento de clima despejado, esta se moverá, por petición de protección de desvanecimiento, al paquete de desvanecimiento. Finalmente, el último segmento se utiliza por las terminales para la adquisición inicial cuando principalmente se ha registrado en el sistema.

Una trama TDMA de 1-ms se divide en 1728 ranuras de tiempo cada una de 0.579 ms de duración. Ya que la capacidad de direccionamiento se hace en incrementos de 64 Kbps, en cada periodo de trama de 1-ms, un canal puede transmitir una palabra de 64 bit. Si se transmite a una velocidad de ráfaga de 110.592 Mbps, esta utilizará una ranura de tiempo. A velocidades menores, y/o cuando se utiliza codificación, una palabra de 64 bit ocupará varias ranuras por lo que disminuye la eficiencia del sistema.

Por otro lado, cada terminal en cada área de residencia transmite una ráfaga de tráfico a la subida (UTB) durante cada trama TDMA. Cada UTB consiste de un preámbulo de 2 palabras (cada palabra es de 64 bits), una orden de entradas de 2 palabras y una cadena de 4 palabras, una para cada canal que sea transmitido por la j terminal en la residencia i a varios destinos. Cuando la terminal esta ociosa, solamente se transmiten las 4 palabras asociadas con el preámbulo y la orden de entrada.

Los 128 bit de preámbulo se utilizan por el demodulador para recobrar la portadora y el tiempo de simbolo y para lograr la sincronización. La orden de entrada se utiliza para llevar mensajes al MCS, incluyendo peticiones de capacidad, desconexión del canal después de que se completa la llamada, protección contra desvanecimientos tanto en el enlace de subida como en el de bajada, y el estado de la terminal.

Conforme el satélite recibe las ráfagas del tráfico de subida, el BBP quita todas las órdenes de entrada de los canales de todas las terminales en ambos haces de subida y los combina en una ráfaga de bajada que transmite al MCS.

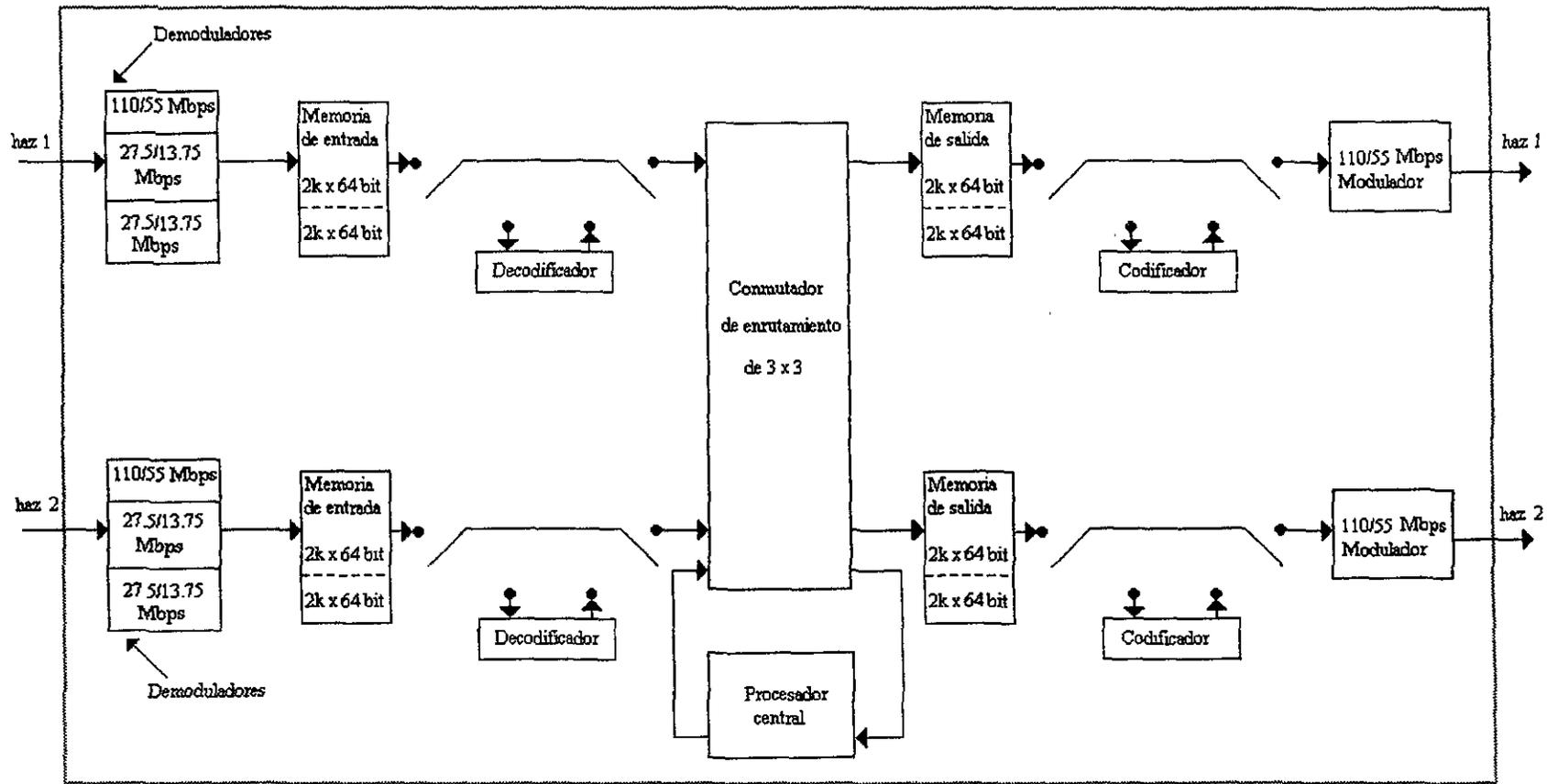
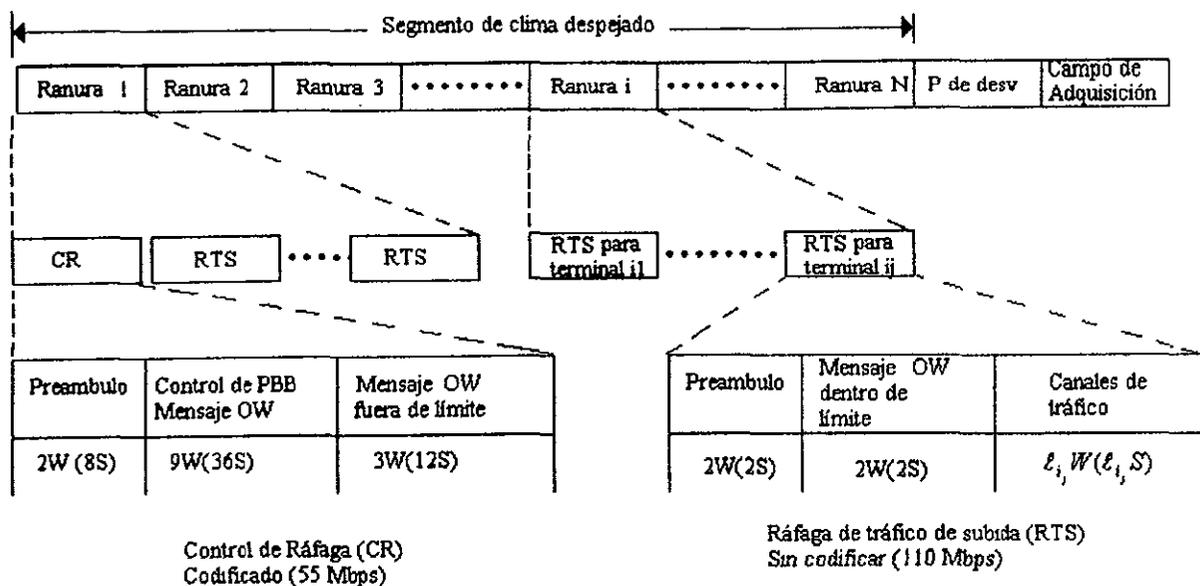


Fig. 2.18 Diagrama a bloques del procesador en banda base



$S = 0.579 \text{ s}$ (ranura de tiempo)

OW = orden del cable

W = palabra de 64 bits (si esta sin codificar), palabra de 128 símbolos (si esta codificada)

ℓ_j = número de circuitos de 64 kbps para la terminal j en la ranura i

Fig 2.19 Estructura de la trama de enlace de subida

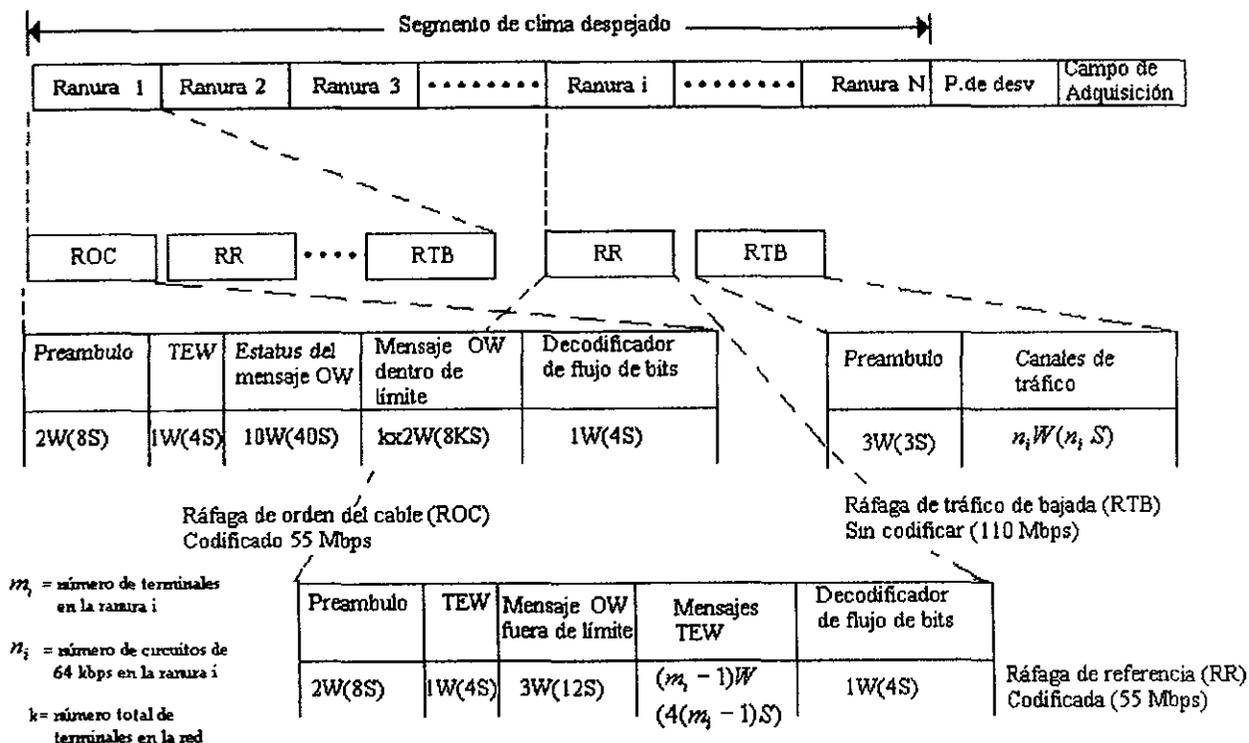


Fig. 2.20

Por otra parte, la matriz de conmutación (Fig. 2.21) provee la conectividad para los dos haces estacionarios. A diferencia del procesador de banda base que regenera y conmuta datos a nivel de banda base, la MSM conmuta a nivel de FI (3 GHz). Se propone un conmutador de barras cruzadas programable (Ga As FET de doble compuerta) con tiempos de conmutación menores a 100 ms. Es un conmutador de 3 x 3, pero sólo 2 entradas y 2 salidas son utilizadas en cualquier instante. El controlador programable regula el estado de los conmutadores Ga As FET tal que en cualquier instante cada entrada es conectada a una diferente salida. La Fig. 2.22 siguiente muestra la representación matricial de los estados de conmutación.

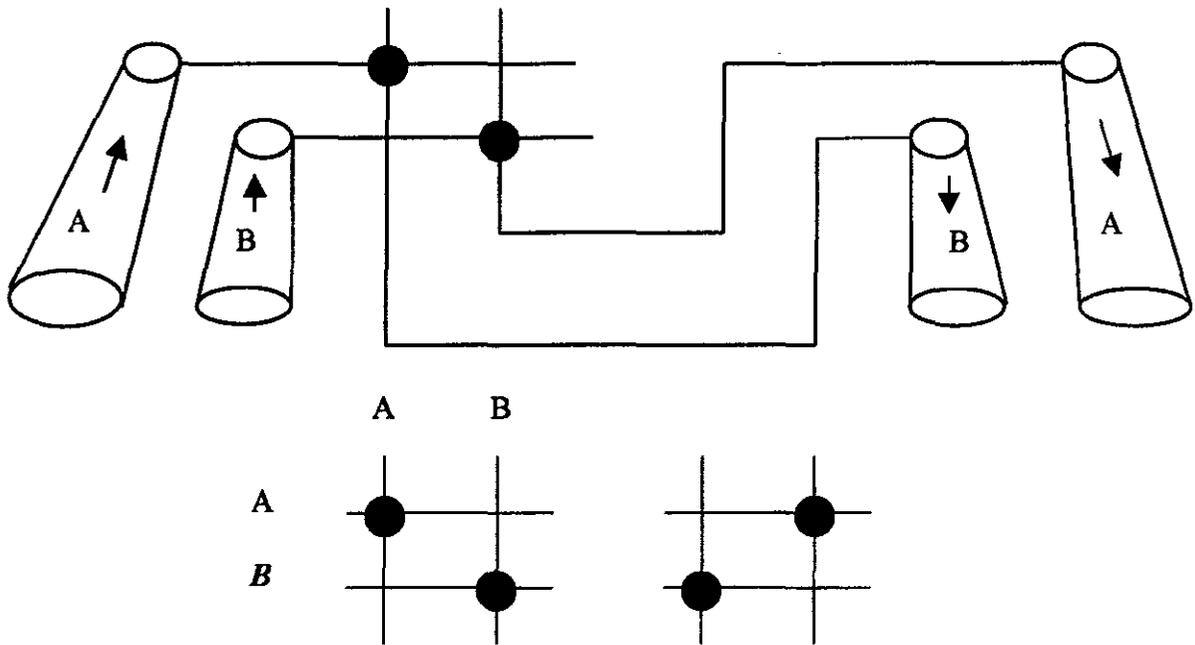


Fig. 2.21

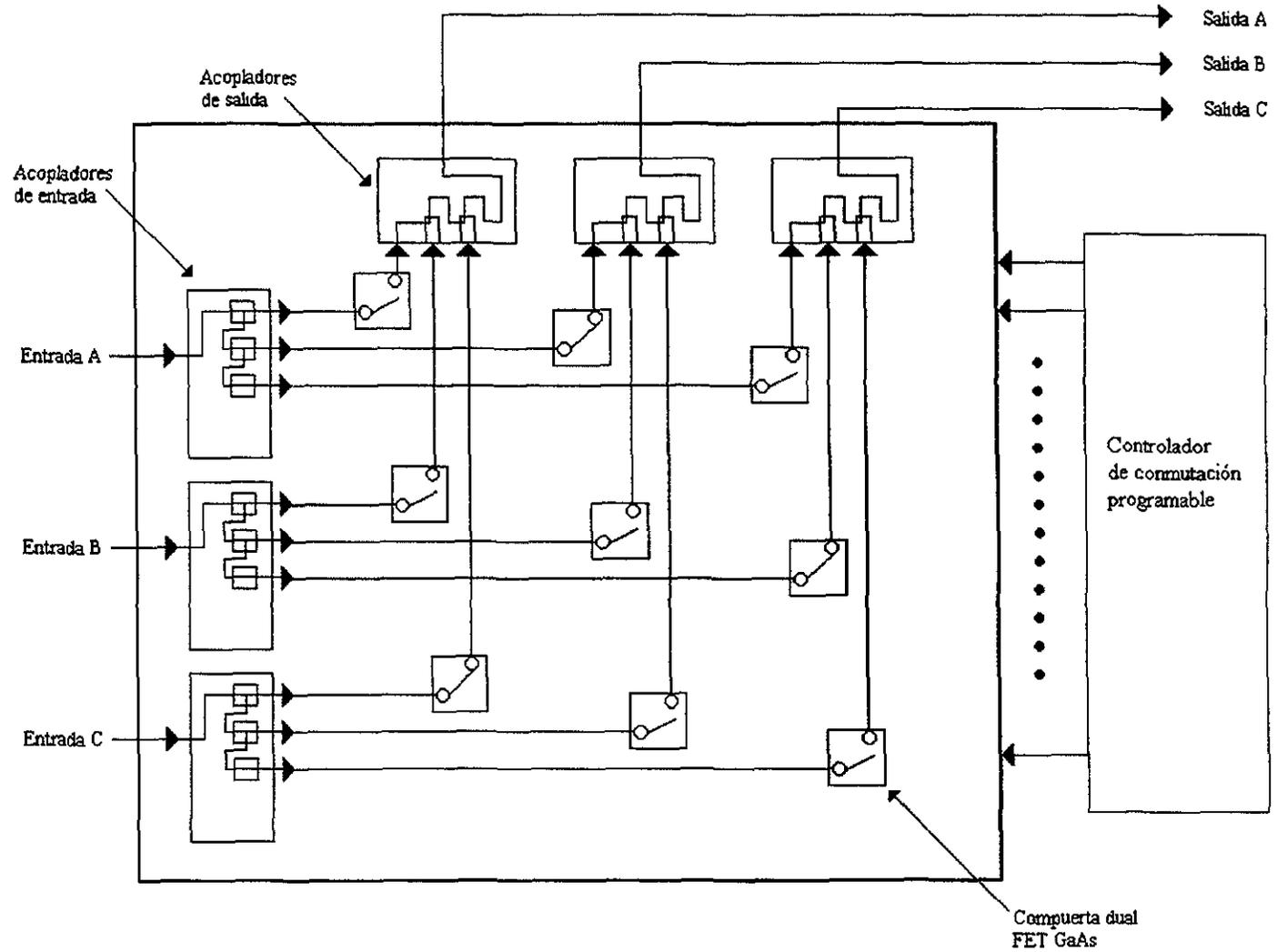


Fig. 2.21 La matriz de conmutación de microondas proporciona la conectividad para los haces estacionarios propuestos

2.2 Plan de frecuencias y polarización

Banca C

La Fig. 2.22 muestra el plan de frecuencias en ambas polarizaciones, así como las frecuencias utilizadas para telemetría y comando.

Banda Ku

La Fig. 2.23 muestra las correspondientes frecuencias y polarizaciones así como las frecuencias empleadas para el control de potencia. Obsérvese los transpondedores propuestos para cada región y los que se pueden conmutar entre las 2 regiones.

Banda Ka

Los dos haces estacionarios utilizan la misma frecuencia con diferente polarización. Los dos haces móviles también usan la misma frecuencia con polarizaciones ortogonales. Las transmisiones de subida y bajada están en 29-30 Ghz y en 19.2-20.2 GHz, respectivamente. Se propone utilizar diversidad tanto de polarización como espacial para poder utilizar la misma frecuencia. (Fig. 2.24).

PLAN DE FRECUENCIAS Y POLARIZACIÓN BANDA C

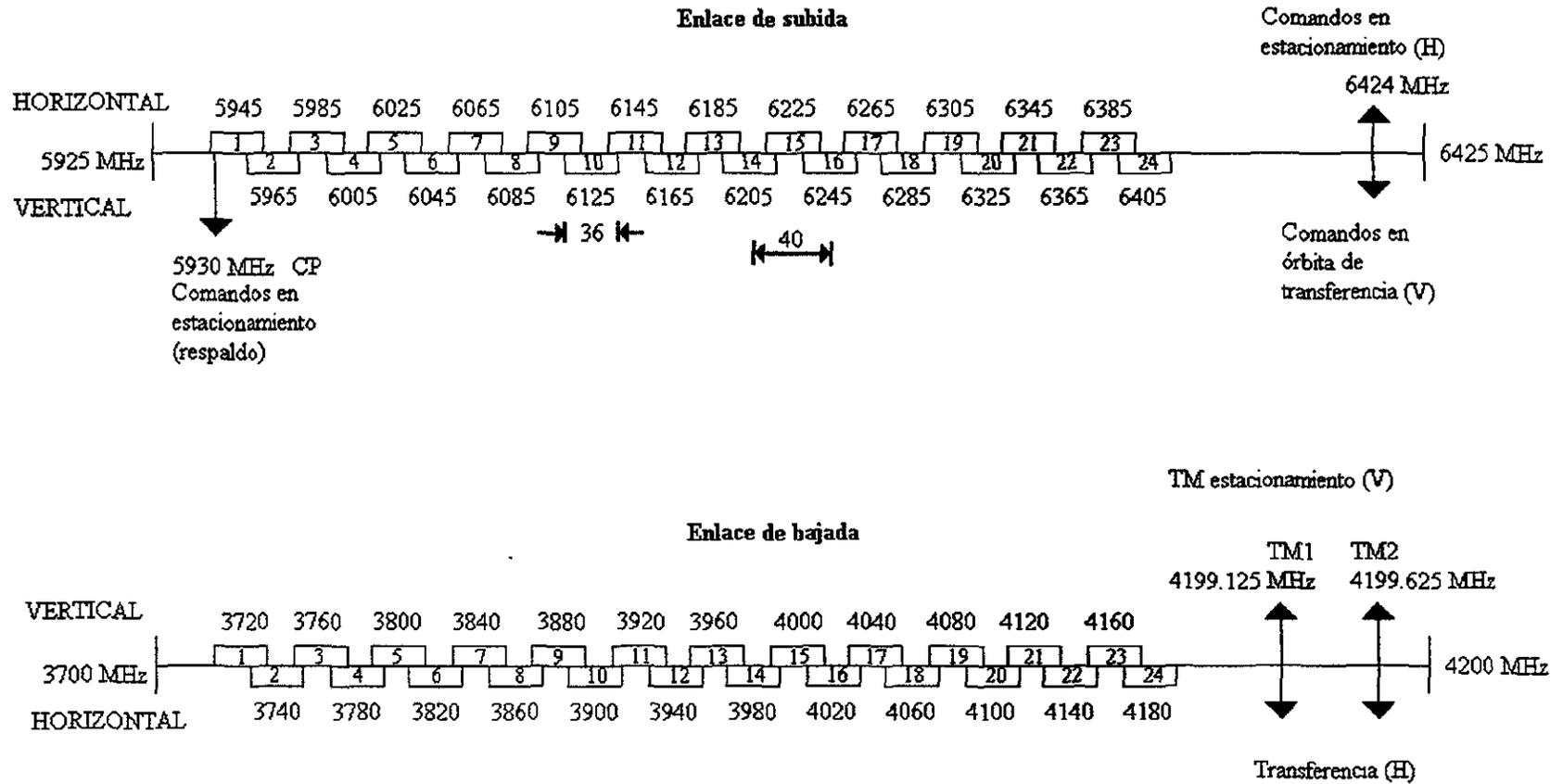
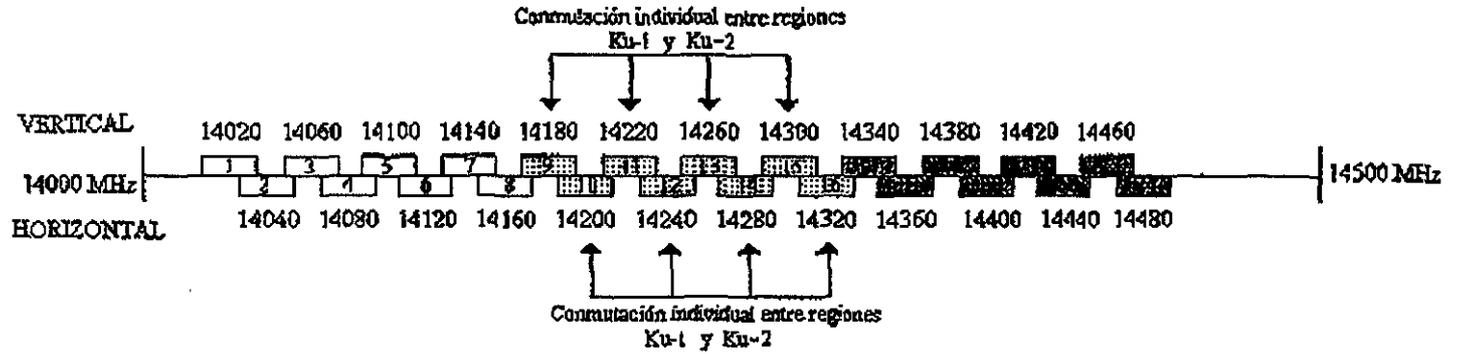


Fig. 2.22

PLAN DE FRECUENCIAS Y POLARIZACIÓN

BANDA Ku Enlace de subida



Enlace de bajada

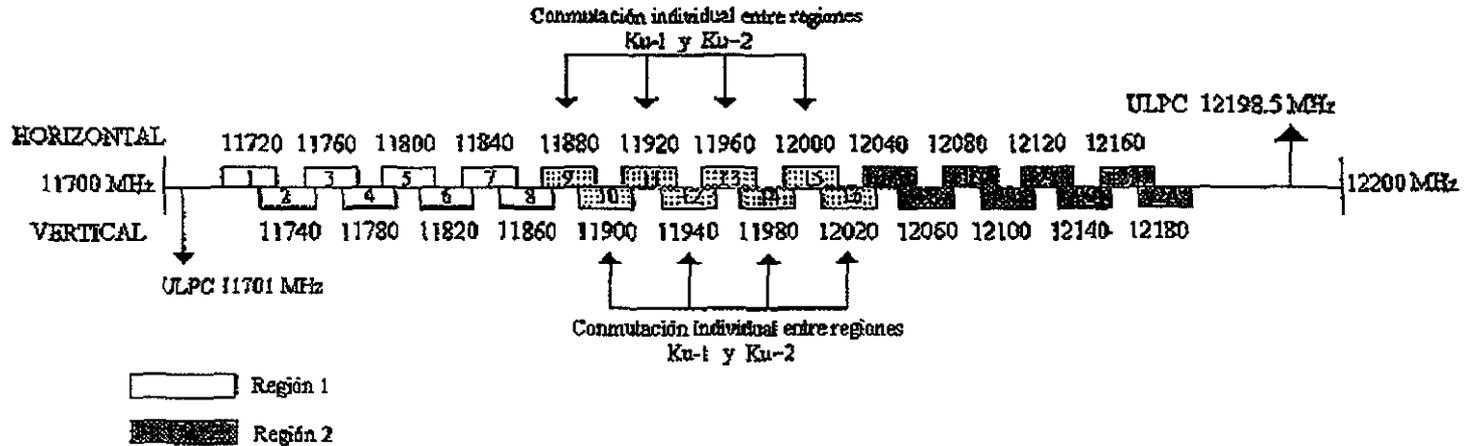


Fig. 2.23

PLAN DE FRECUENCIAS Y POLARIZACION

Banda Ka

Enlace de Subida

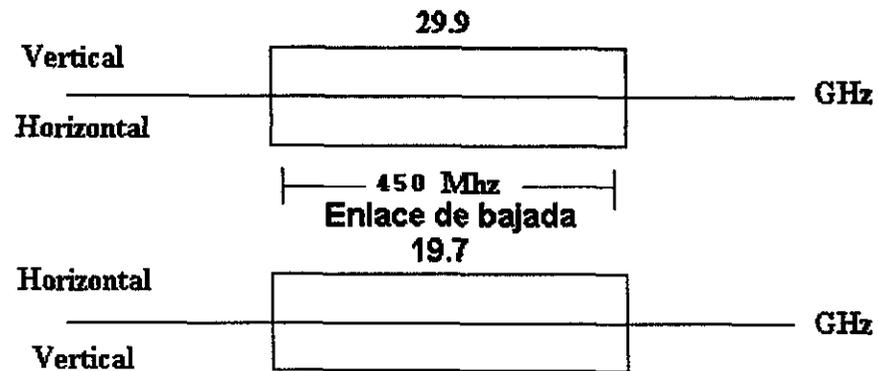


Fig. 2.24

2.3 Método para producir un patrón de radiación usando un reflector modificado, utilizando un solo alimentador.

Tradicionalmente, las antenas de los satélites de telecomunicaciones se han diseñado con arreglos de alimentadores para conformar el patrón de radiación, sin embargo, este tipo de diseños, además de ser caros, representan exceso en el peso y tienen importantes pérdidas de radio frecuencia. Una forma de producir la huella de radiación sin utilizar una red de alimentación, es utilizar un sólo alimentador con un reflector cuya superficie conforme el patrón de radiación (Fig. 2.25)²⁴.

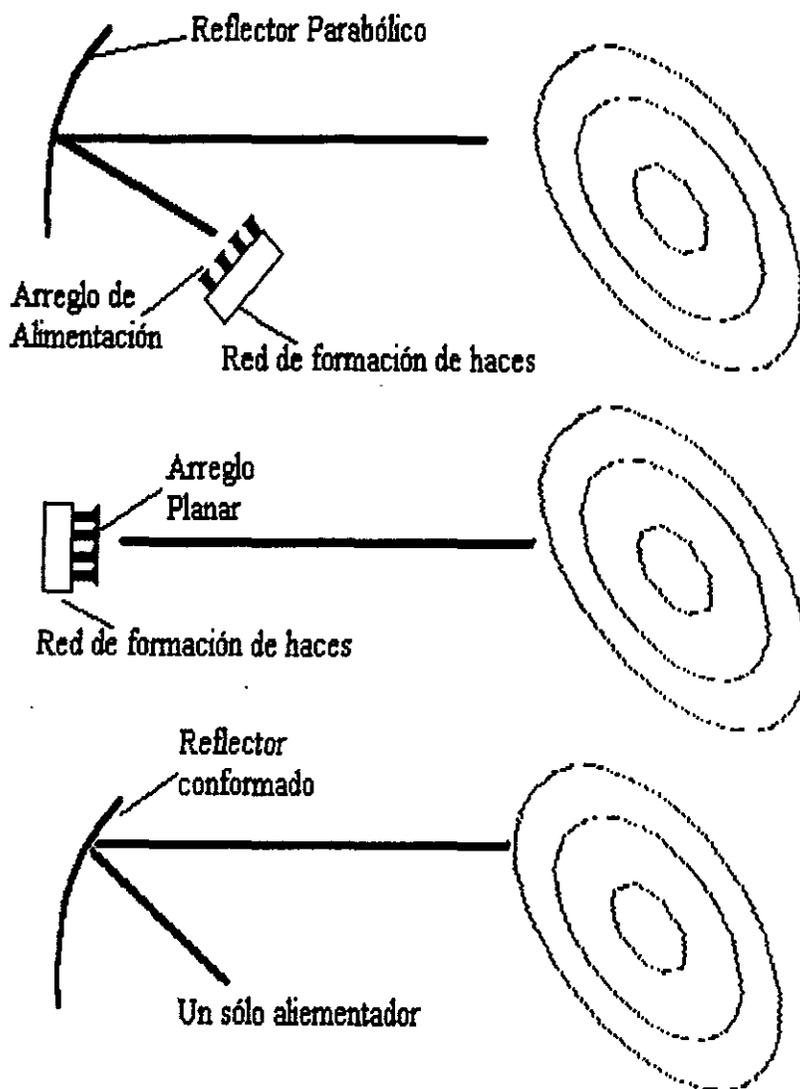


Fig. 2.25

Aún cuando no se ha utilizado ampliamente esta técnica en forma práctica y comercial, desde principios de los años 70s existen importantes desarrollos teóricos y de investigación relacionados con el tema⁴².

La técnica de conformación de reflectores consiste en la repetición de tres procedimientos básicos. Considérese la figura 2.26 compuesta por un sistema de alimentación y por un plano de apertura de campo cercano. El primer paso es optimizar la distribución de fase en el plano del campo cercano para una distribución fija de amplitud en dicho campo. Para esto, se aplica una rutina de optimización de fase con el método de mínimos cuadrados con el objeto de encontrar la mejor distribución de fase del arreglo, para una distribución de amplitud dada⁴⁴

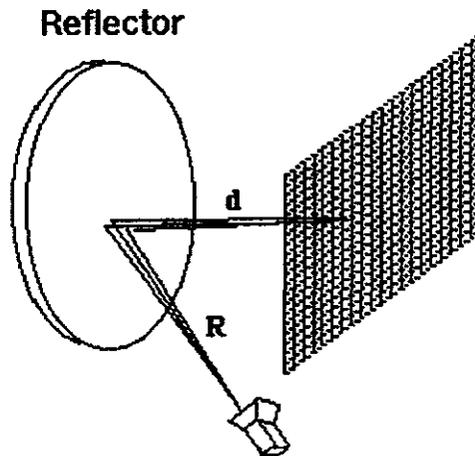


Figura 2.26 Geometría del reflector y su plano de apertura.

El segundo procedimiento consiste en calcular las coordenadas de la superficie del reflector que producen la distribución de fase dada. La superficie del reflector puede determinarse a partir de la distribución de fase, aplicando los principios de óptica geométrica. El tercer paso es calcular la distribución de amplitud producida por la superficie del reflector. Así, la nueva distribución de amplitud será utilizada en la siguiente iteración del procedimiento para optimizar la fase (Fig. 2.27).

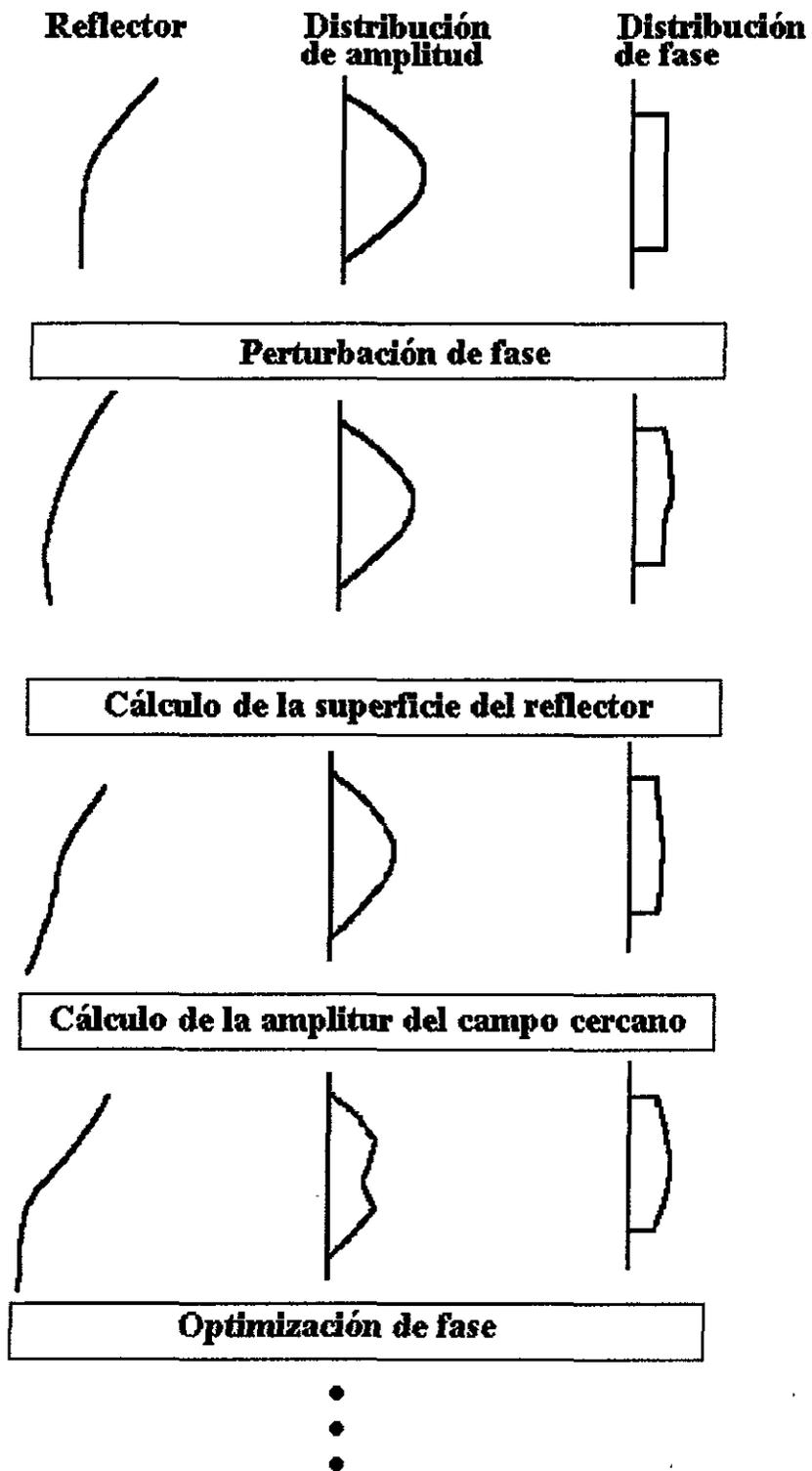


Fig. 2.27

El reflector produce una cierta distribución de amplitud que depende del patrón de alimentación y de una distribución uniforme de fase. Entonces el primer paso se lleva a cabo, optimizando la fase. Como resultado, se obtiene una combinación de amplitud y fase optimizada, que produce el patrón de radiación con la forma deseada. El segundo procedimiento es llevado a cabo al determinar la superficie del reflector que produce la distribución de fase optimizada. Una vez que dicha superficie es conocida, se lleva a cabo el tercer procedimiento, obteniéndose la nueva distribución de amplitud. A partir de la amplitud y fase, se calcula, por medio de la transformada de Fourier, el patrón de radiación del campo lejano que produce la superficie del reflector. Si el patrón del campo lejano cumple con los requerimientos, el proceso concluye, si no, se utiliza una nueva distribución de amplitud para la siguiente iteración de optimización de fase⁽⁴³⁾.

2.4 Modelo matemático.

El alimentador

Aun cuando las antenas de corneta no tienen un patrón de radiación idéntico en los planos E y H, conviene simplificar el modelo matemático suponiendo un alimentador con patrones de amplitud y fase que sean iguales no sólo en los planos E y H, sino también en cualquier otro plano perpendicular al eje de la corneta. Es decir, el patrón de radiación del alimentador tiene simetría rotacional o circular con relación a su eje. Al ser satisfecha esta condición, la corneta no tiene polarización cruzada y sólo existe la componente E_y , tanto en puntos sobre el eje z como en los demás puntos fuera de dicho eje, de acuerdo con el sistema de coordenadas de la Fig. 2.28. Por conveniencia, el alimentador se ubica en el origen⁽⁶¹⁾.

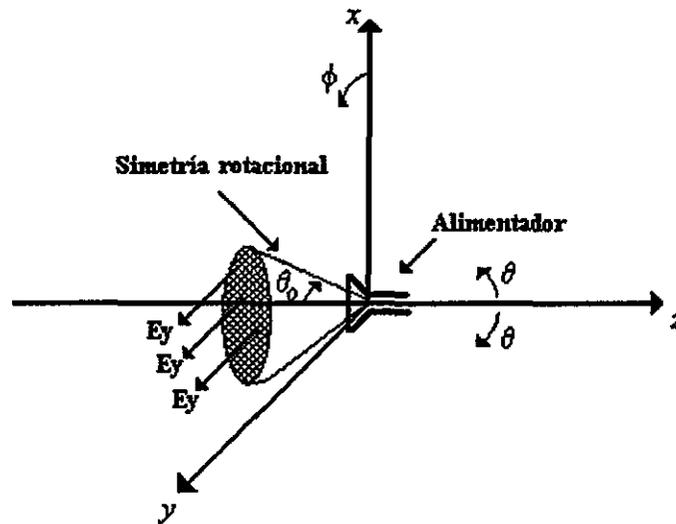


Fig.2.28 Patrón de radiación con simetría rotacional y campo eléctrico en la dirección y.

Entonces, la corneta que alimentaría a un reflector parabólico situado a la izquierda de la Fig. 2.28 radiaría un campo eléctrico dado por la ecuación siguiente:

$$\mathbf{E} = E_y \mathbf{a}_y = (E_\theta \sin \phi + E_\phi \cos \phi) \mathbf{a}_y \quad (2.1)$$

en donde:

$$E_\theta(\theta, \phi) = e(\theta) \sin \phi \quad (2.2)$$

$$E_\phi(\theta, \phi) = e(\theta) \cos \phi \quad (2.3)$$

Al sustituir las ecs. (2.2) y (2.3) en la ec. (2.1):

$$E_y = e(\theta) \sin^2 \theta + e(\theta) \cos^2 \theta = e(\theta) \quad (2.4)$$

De la ec. (2.4) se observa que E_y es igual para toda ϕ y cierto valor de θ , comprobándose la simetría circular del patrón.

Un ejemplo de alimentador real con muy poca polarización cruzada es una antena de corneta cónica con ángulo de ensanchamiento pequeño y con su superficie interior corrugada. Esta antena radia como modo dominante una combinación de los modos TE_{11} y TM_{11} , llamada modo híbrido HE_{11} , y la polarización cruzada está por debajo de los -30 dB, sobre un ancho de banda de 1.5 a 1 o más.

Los patrones de radiación de antenas de corneta corrugadas han sido estudiados ampliamente por Clarricoats⁽⁴⁶⁾ y otros autores. Obviamente, su directividad es mayor que la de simples guías circulares, cuyo campo radiado es proporcional a la siguiente expresión:

$$e(\theta_o) = (1 + 0.81 \cos \theta_o) \frac{J_1(\pi \text{sen } \theta_o)}{\text{sen } \theta_o} \quad (2.5)$$

La gráfica de la ec. (2.5) se muestra en las Figs. 2.29a y 2.29b. En la mismas figuras se muestran graficadas otra funciones $\cos^q \theta$ que darían mayor directividad y que permiten aproximar al campo radiado por antenas de corneta. Todas las funciones están normalizadas con relación a su valor máximo respectivo.

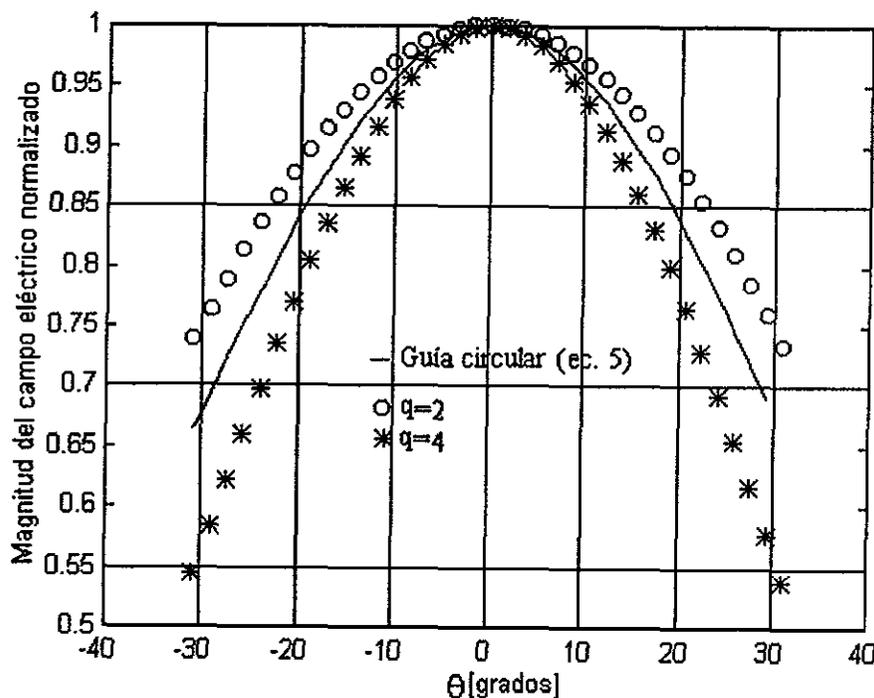


Fig. 2.29a Patrón de radiación de diferentes alimentadores

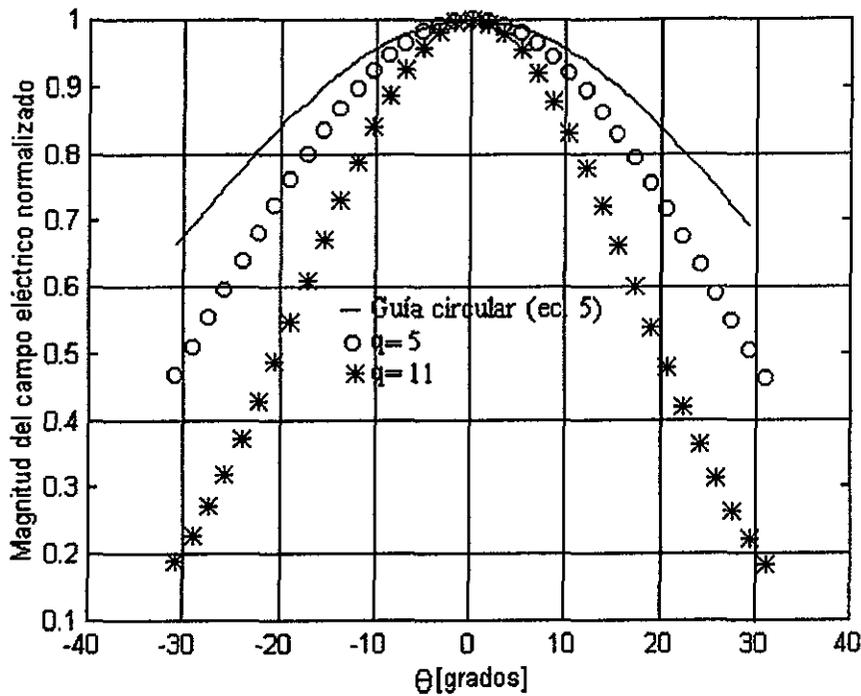


Fig. 2.29b Patrón de radiación de diferentes alimentadores

En base a los resultados mostrados en las Figs. 2.29a y 2.29b, en este trabajo se considerará que el patrón del alimentador tiene simetría circular y está dado por la expresión:

$$\|e(\theta)\| = (\cos\theta_0)^{11} \quad (2.6)$$

Por lo que se refiere a la fase, se supondrá que el frente de onda radiado por el mismo alimentador es esférico. Tal consideración permite que, después de que el campo se refleja en la superficie parabólica, la fase sea constante en todos los puntos del plano de apertura¹⁵³.

En cuanto a la distribución de la amplitud del campo en el mismo plano de apertura, ésta se puede calcular por el método de la óptica geométrica, a partir de la ec. (2.6) y el procedimiento que se describe a continuación.

2.5 El reflector parabólico con alimentador.

En la Fig. 2.30 se muestra el sistema de coordenadas a emplear y la ubicación del reflector y el alimentador, con el fin de calcular la distribución del campo eléctrico en el plano de apertura o en un plano paralelo a éste. El alimentador está en el origen, al igual que en la Fig 2.28, y está inclinado un ángulo ψ con relación al eje polar-z. El campo eléctrico reflejado en cada punto del plato está dado por:

$$\mathbf{E}_r = -\mathbf{E}_f + 2(\mathbf{n} \cdot \mathbf{E}_f)\mathbf{n} \quad (2.7)$$

en donde E_f es el campo del alimentador que llega al reflector (campo incidente), y depende de $e(\theta_o)$, r y la constante de propagación. Después de muchas operaciones algebraicas, se llega a que el campo en el plano de apertura que coincide con el foco geométrico está dado por:

$$E_y = \left[\frac{4f \cdot e(\theta_o) \cdot e^{-j2k_o f}}{(4f^2 + \rho^2)[4f^2 + \rho^2 - 4fy \sin \psi + (4f^2 - \rho^2) \cos \psi]} \right] x \quad (2.8)$$

$$x \left[(4f^2 + \rho^2 - 2x^2) + (4f^2 - \rho^2 + 2x^2) \cos \psi - 4fy \sin \psi \right]$$

E_z vale cero y, aunque también existe una componente de polarización cruzada E_x , ésta es pequeña si el ángulo ψ es pequeño y, por lo tanto, será considerada despreciable. De esta forma, el campo eléctrico en la apertura a partir del cual se calcularán el campo radiado de la antena y la huella de iluminación, está polarizado totalmente en la dirección y .

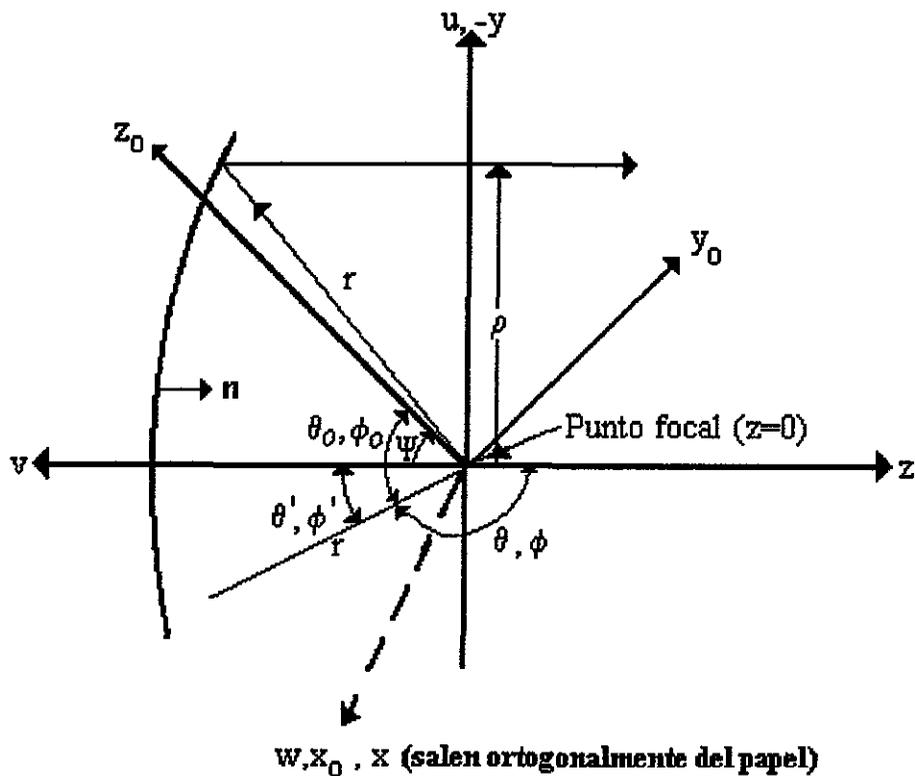


Fig. 2.30 Sistema coordinado usado en el análisis.

En las Figs. 2.31a y 2.31b se muestran los resultados obtenidos para la distribución de la amplitud del campo eléctrico en una rejilla de 11x11 elementos cuadrados en el plano de apertura, tomado en $z=0.5m$, a partir de la ec. (2.8) y con $e(\theta_o)$, dado por la ec. (6). El ángulo de inclinación del alimentador es $\psi = 40.88^\circ$. Este valor es el que nos

permite que los ángulos $\angle FAC$ y $\angle FBC$ de la Fig. 7 sean iguales (30.8096°), tomándose como el punto F al mismo punto focal.

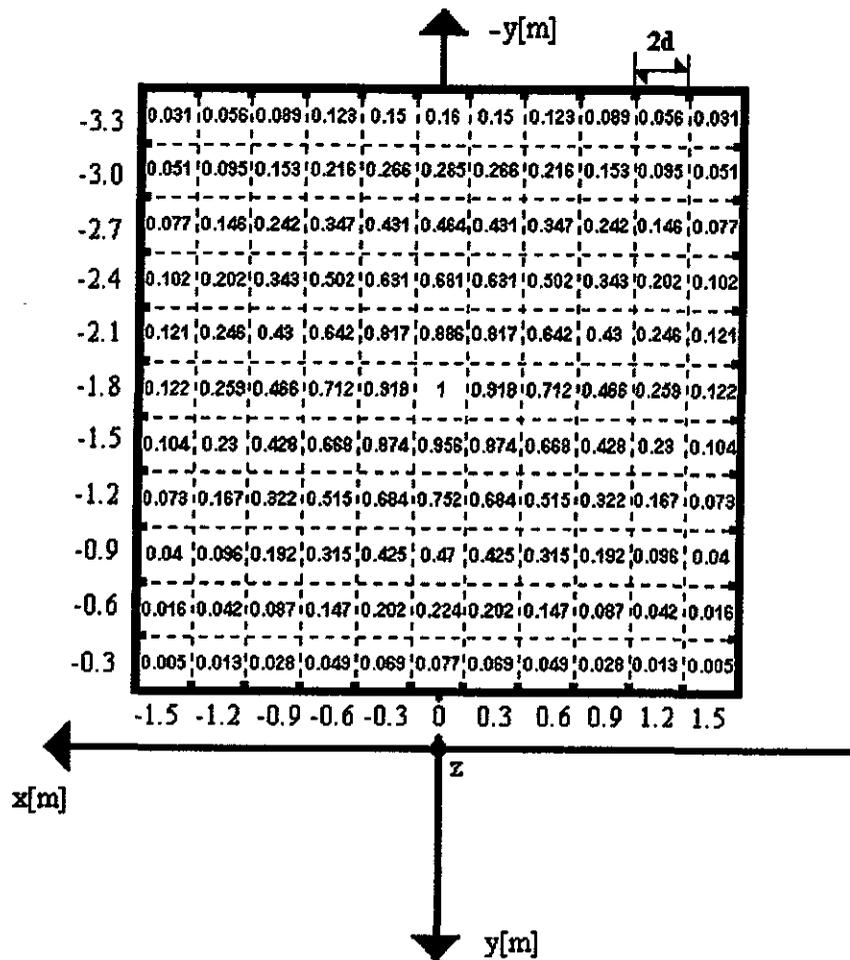


Fig. 2.31a Valores del campo eléctrico normalizado en el plano de apertura con $z = 0.5m$

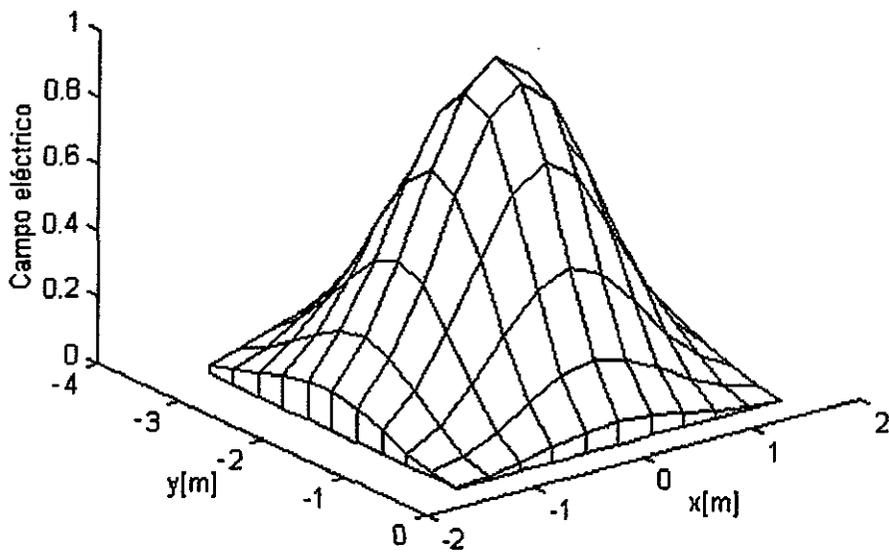


Fig. 2.31b Perspectiva tridimensional de los valores del campo eléctrico normalizado en el plano de apertura con $z = 0.5\text{m}$ (rejilla de 11×11 elementos)

De las Figs 2.31a y 2.31b se verifica que hay simetría de amplitud con relación al eje x , y que el valor máximo se encuentra en el centro de la rejilla, para un plato offset con toda su superficie en $y < 0$ y en un plano de apertura como el mostrado en la Fig. 2.32. La representación del campo eléctrico de la Fig. 2.31b se muestra con más definición en la Fig 2.33, que se obtuvo con una rejilla de 51×51 elementos.

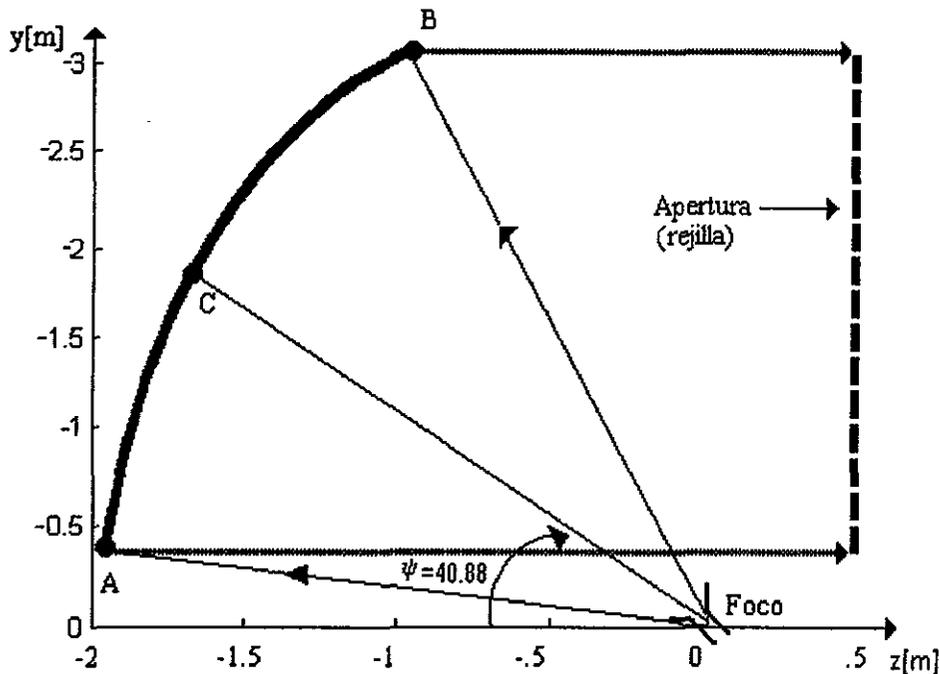


Fig. 2.32 Plano de apertura en $z=0.5\text{m}$. El reflector parabólico off-set se encuentra detrás de la rejilla.

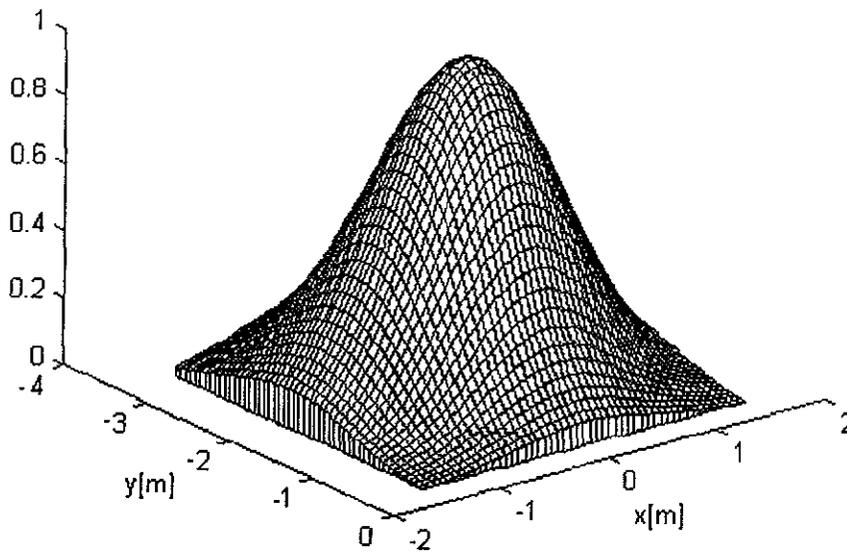


Fig. 2.33 Valores del campo eléctrico normalizado en el plano de apertura $z=0.5m$ (rejilla de 51×51 elementos)

De esta forma, ya se tiene la distribución de partida, con fase constante y amplitud variable, para el proceso iterativo que se describe en la sección siguiente.

2.6 Optimización de la distribución del campo eléctrico en el plano de apertura.

El perfil inicial que produjo la distribución de la Fig. 2.33 se muestra en la Fig. 2.34. Dicho perfil será modificado iterativamente hasta encontrar la solución deseada, es decir, una nueva distribución en el plano de apertura que produzca la huella de iluminación pre-establecida.

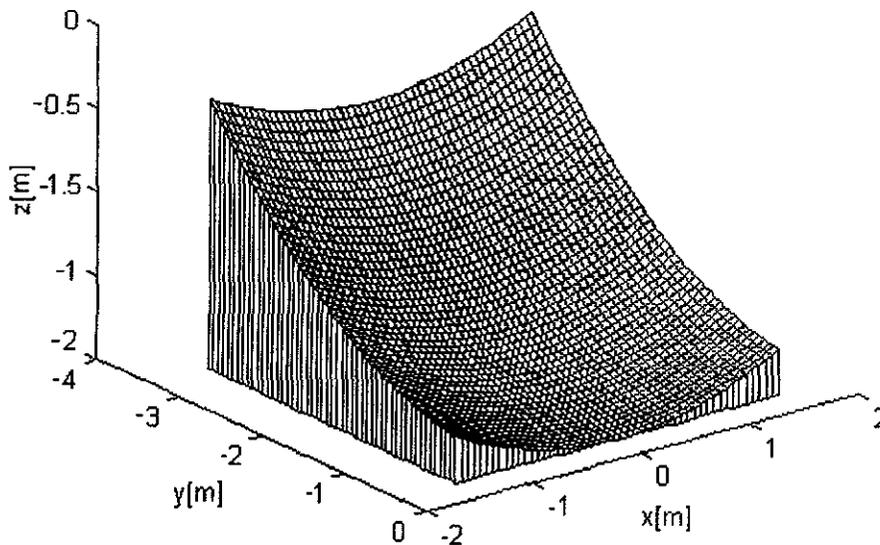


Fig. 2.34 Perfil inicial (superficie parabólica perfecta)

La rejilla de la Fig. 2.31a puede ser considerada como un arreglo de pequeñas aperturas cuadradas independientes. Mientras mayor sea el número de cuadrados, se puede justificar mejor el tomar al campo eléctrico como constante en amplitud y fase en toda el área de cada cuadro. Esta representación por pulsos del campo eléctrico en el plano de apertura permite que la doble integral de la transformada de Fourier se pueda aproximar por una sumatoria vectorial, de acuerdo con el siguiente desarrollo.

En primer lugar, considérese la pequeña apertura cuadrada situada en el centro de la rejilla, cuya amplitud relativa del campo eléctrico con relación a la amplitud de los demás cuadrados será designada como A , (nótese que, según el perfil del plato, en el centro de la apertura la amplitud del campo eléctrico no será necesariamente la máxima en todos los casos). Asimismo, la fase relativa del campo eléctrico en ese cuadrado central, con relación a las fases de los campos en los demás cuadrados se designará como β .

Para una distribución continua de campo eléctrico en el plano de una apertura cuadrada, la teoría nos dice que el campo radiado (patrón de radiación) es proporcional a la transformada de Fourier del campo en la apertura. Sea \mathbf{E}_a el campo uniforme en la apertura elemental bajo consideración:

$$\mathbf{E}_a = E_0 \mathbf{a}_y \text{ (en toda el área del cuadrado, de dimensiones } 2d \times 2d) \quad (2.9)$$

Entonces:

$$\mathbf{f}_t = \left\{ E_0 \int_{-d}^d \int_{-d}^d \left[e^{jk_x x + jk_y y} \right] d_y d_x \right\} \mathbf{a}_y \quad (2.10)$$

en donde $k_x = k_0 \sin \theta \cos \phi$ y $k_y = k_0 \sin \theta \sin \phi$.

Realizando la integral:

$$\mathbf{f}_t = \left[\underbrace{4d^2 E_0 \frac{\sin m \sin n}{m n}}_{f_y} \right] \mathbf{a}_y \quad (2.11)$$

con $m = k_0 d \sin \theta \cos \phi$, $n = k_0 d \sin \theta \sin \phi$ y $k_0 = 2\pi/\lambda_0$.

Como \mathbf{f}_t sólo tiene componente en y , el campo radiado por esta pequeña apertura cuadrada de dimensiones $2d \times 2d$ está dado por:

$$\begin{aligned} \mathbf{E}(\mathbf{r}) &= jk_o \frac{e^{-jk_o r}}{2\pi r} \left[f_y \sin \phi \mathbf{a}_\theta + f_y \cos \theta \cos \phi \mathbf{a}_\phi \right] \\ &= \left(\frac{jk_o 4d^2 E_o}{2\pi r} \right) \left(\frac{\sin m}{m} \right) \left(\frac{\sin n}{n} \right) e^{-jk_o r} \left[\sin \phi \mathbf{a}_\theta + \cos \theta \cos \phi \mathbf{a}_\phi \right] \end{aligned} \quad (2.12)$$

En esta expresión, la magnitud E_o sería equivalente a A_i . Además, si se desea considerar la sumatoria de los campos radiados por otros cuadrados de la rejilla, es necesario añadir a esta misma expresión el desfaseamiento relativo dado por β_i . De tal modo que la expresión final para la radiación de cada cuadrado de la rejilla es:

$$\mathbf{E}(\mathbf{r}) = \left(\frac{jk_o 4d^2 A_i}{2\pi r} \right) \left(\frac{\sin m}{m} \right) \left(\frac{\sin n}{n} \right) e^{-jk_o r} e^{j\beta_i} \left[\sin \phi \mathbf{a}_\theta + \cos \theta \cos \phi \mathbf{a}_\phi \right] \quad (2.13)$$

ó bien:

$$\mathbf{E}_i(\mathbf{r}) = A_i e^{j\beta_i} \left(\frac{jk_o 4d^2}{2\pi r} \right) \left(\frac{\sin m}{m} \right) \left(\frac{\sin n}{n} \right) e^{-jk_o r} \left[\sin \phi \mathbf{a}_\theta + \cos \theta \cos \phi \mathbf{a}_\phi \right] \quad (2.14)$$

Como el vector \mathbf{r} queda definido por los ángulos θ y ϕ , y obteniendo la componente del campo eléctrico polarizada en la dirección y , a través de las relaciones:

$$\mathbf{a}_\theta = (\cos \theta \cos \phi) \mathbf{a}_x + (\cos \theta \sin \phi) \mathbf{a}_y - \sin \theta \mathbf{a}_z \quad (2.15)$$

y

$$\mathbf{a}_\phi = -\sin \phi \mathbf{a}_x + \cos \phi \mathbf{a}_y \quad (2.16)$$

se tiene finalmente que:

$$\mathbf{E}_i(\theta, \phi)|_y = A_i e^{j\beta_i} \left(\frac{jk_o 4d^2}{2\pi r} \right) \left(\frac{\sin m}{m} \right) \left(\frac{\sin n}{n} \right) e^{-jk_o r} \left[\cos \theta \sin^2 \phi \mathbf{a}_y + \cos \theta \cos^2 \phi \mathbf{a}_y \right] \quad (2.17)$$

y simplificando:

$$\mathbf{E}_i(\theta, \phi)_y = A_i e^{j\beta_i} \left(\frac{jk_0 2d^2}{\pi r}\right) \left(\frac{\sin m}{m}\right) \left(\frac{\sin n}{n}\right) e^{-jk_0 r} [\cos \theta] \mathbf{a}_y \quad (2.18)$$

Sólo falta considerar ahora la suma de las radiaciones de todos los cuadrados de la rejilla en el plano de apertura, pero tomando en cuenta el desfase adicional por las pequeñas diferencias de trayectoria medidas hacia cada punto de campo, respetando así la teoría de los arreglos. El trabajo se simplificará enormemente si usamos el método de multiplicación de patrones. Es decir:

$$\mathbf{E}_{\text{arreglo}} = [\mathbf{E}_{\text{unitario}}] \text{factor del arreglo} \quad (2.19)$$

La expresión para el campo eléctrico radiado por la antena elemental de referencia (es decir, $\mathbf{E}_{\text{unitario}}$) está dada por la ecuación (2.18), quitando los coeficientes A_i y $e^{j\beta_i}$, que ahora conviene traspasar matemáticamente al factor del arreglo $F(\theta, \phi)$:

$$F(\theta, \phi) = \sum_{i=1}^N (A_i e^{j\beta_i}) e^{jk_0 \mathbf{a}_r \cdot \mathbf{r}_i} \quad (2.20)$$

en donde \mathbf{a}_r es el vector unitario en la dirección de la trayectoria hacia el punto de campo definido por los ángulos θ y ϕ , y \mathbf{r}_i es el vector de posición del punto central de cada cuadro i de la rejilla radiante, con relación al origen del sistema de coordenadas empleado. El producto escalar $k_0 \mathbf{a}_r \cdot \mathbf{r}_i$ toma en cuenta los desfases por diferencia de trayectoria mencionados anteriormente.

La expresión final normalizada de la magnitud del campo eléctrico radiado a graficar, para una distancia r fija, es entonces:

$$|\mathbf{E}_{\text{arreglo}}|_y = \left| \left(\frac{\sin m}{m}\right) \left(\frac{\sin n}{n}\right) \cos \theta \right| \left| \sum_{i=1}^N A_i e^{j(\beta_i + k_0 \mathbf{a}_r \cdot \mathbf{r}_i)} \right| \quad (2.21)$$

Ahora bien, el vector unitario de trayectoria en coordenadas cartesianas está dado por:

$$\mathbf{a}_r = x\mathbf{a}_x + y\mathbf{a}_y + z\mathbf{a}_z \quad (2.22)$$

y el vector de posición r_i , de acuerdo con la Fig. 6a, es:

$$\mathbf{r}_i = x_i \mathbf{a}_x + y_i \mathbf{a}_y \quad (2.23)$$

Por lo tanto:

$$\mathbf{a}_r \cdot \mathbf{r}_i = x_i x + y_i y \quad (2.24)$$

Pero $x = r \sin \theta \cos \phi$ y $y = r \sin \theta \sin \phi$. Si a r se le da un valor unitario, entonces:

$$\mathbf{a}_r \cdot \mathbf{r}_i = x_i (\sin \theta \cos \phi) + y_i (\sin \theta \sin \phi) \quad (2.25)$$

y la ecuación (2.21) queda finalmente como:

$$|\mathbf{E}_{\text{arreglo}}|_y = \left| \left(\frac{\sin m}{m} \right) \left(\frac{\sin n}{n} \right) \cos \theta \right| \left| \sum_{i=1}^N A_i e^{j\beta_i} e^{jk_o(x_i \sin \theta \cos \phi + y_i \sin \theta \sin \phi)} \right| \quad (2.26)$$

con β en radianes y k_o en rad/m.

A continuación, en las Figs. 2.35, 2.36, 2.37 y 2.38, se muestran, respectivamente, las gráficas obtenidas para la radiación normalizada de una apertura individual cuadrada de $4\lambda \times 4\lambda$, en los planos $\phi=0^\circ$, $0^\circ \leq \theta \leq 3.5^\circ$; $\phi=90^\circ$, $0^\circ \leq \theta \leq 3.5^\circ$; $\phi=180^\circ$, $0^\circ \leq \theta \leq 3.5^\circ$; $\phi=270^\circ$, $0^\circ \leq \theta \leq 3.5^\circ$. Los cálculos se hicieron para una frecuencia de 4GHz ($\lambda=0.075\text{m}$ y $k_o=83.7758$ rad/m) y evaluando el primer factor de la ec.(2.26). En cada una de estas figuras se muestra también la gráfica del arreglo, cuyo campo total está dado por la ec.(2.26). El incremento en directividad, con relación a la de un solo elemento, es evidente. Ambos campos se muestran normalizados con relación a sus máximos respectivos. Asimismo, al comparar estas cuatro figuras, se observa una cuasi-simetría circular en el patrón de radiación del arreglo, lo cual concuerda con la cuasi-simetría de la distribución de amplitud de la Fig. 2.31a.

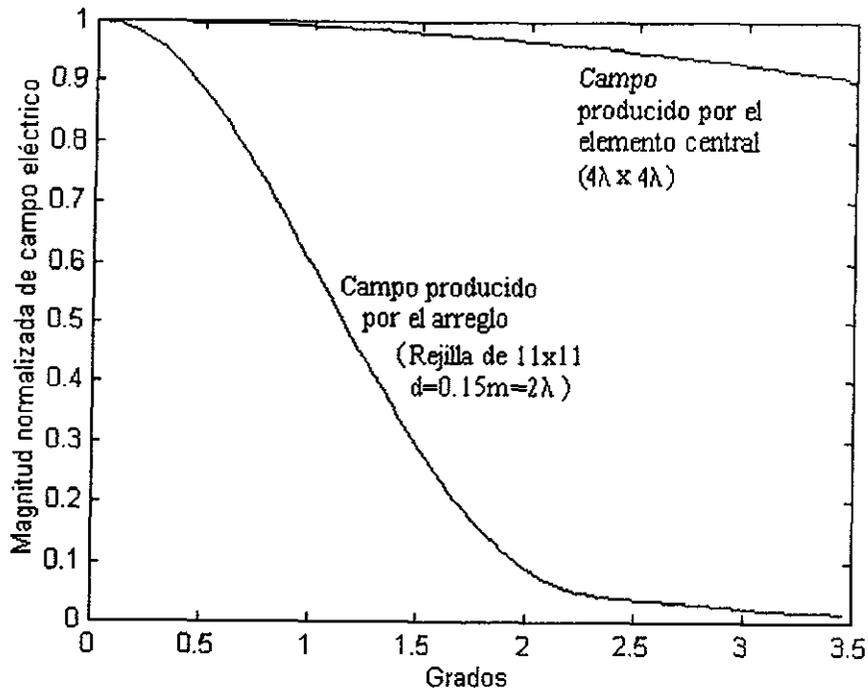


Fig. 2.35. $\phi=0^\circ, 0^\circ \leq \theta \leq 3.5^\circ$

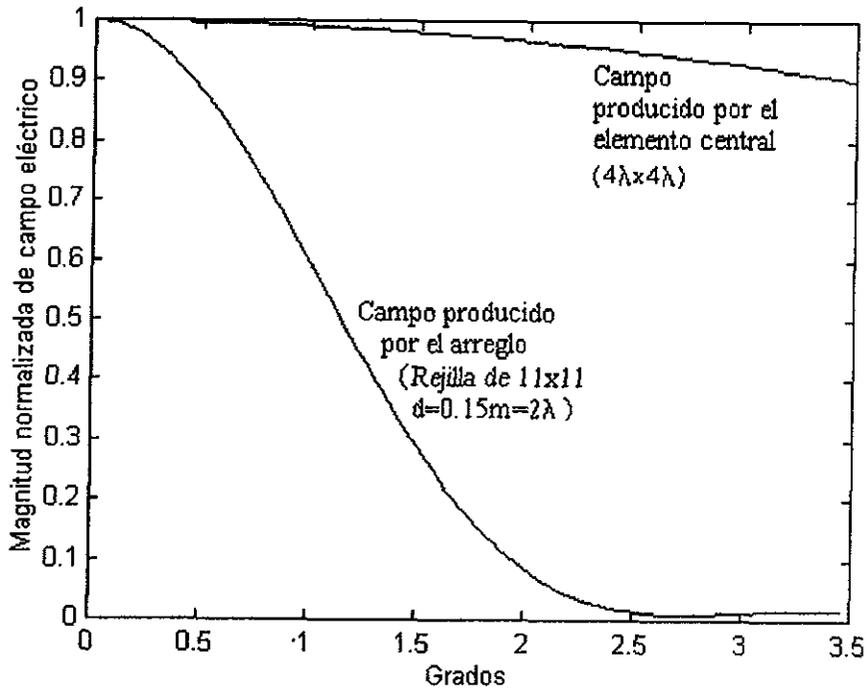


Fig. 2.36 $\phi=90^\circ, 0^\circ \leq \theta \leq 3.5^\circ$

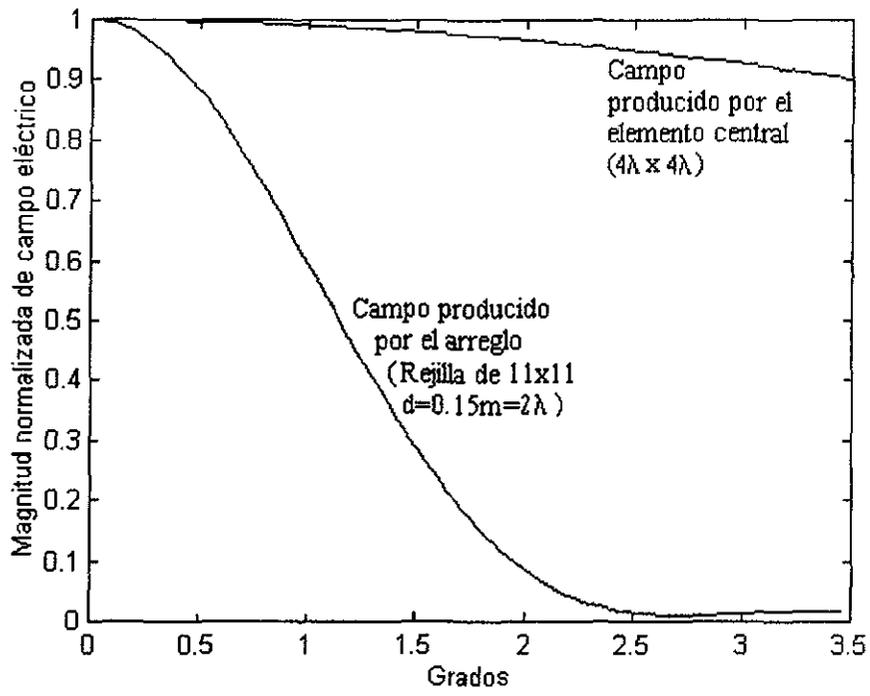


Fig. 2.37 $\phi=180^\circ, 0^\circ \leq \theta \leq 3.5^\circ$

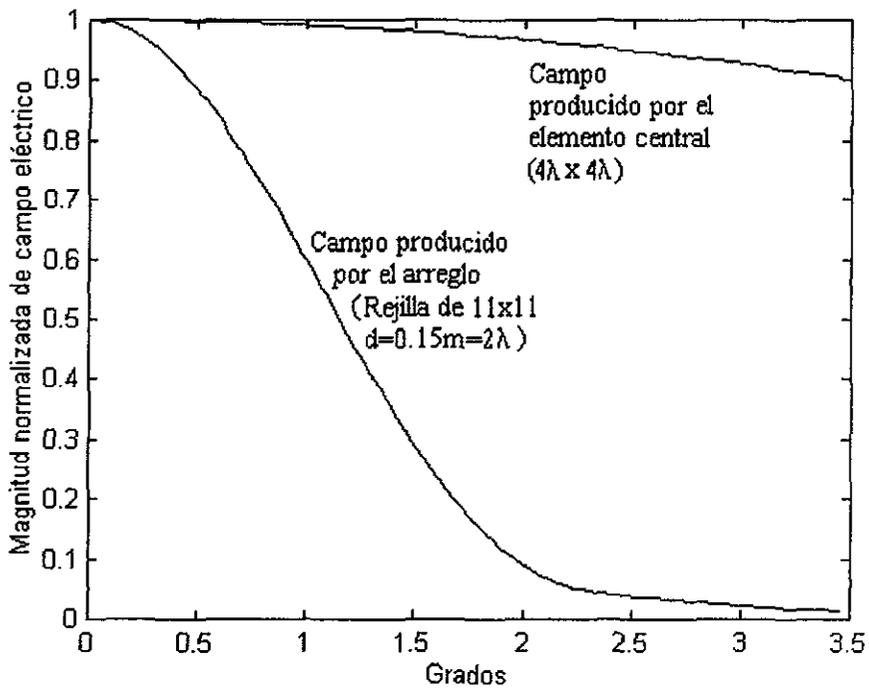


Fig. 2.38 $\phi=270^\circ, 0^\circ \leq \theta \leq 3.5^\circ$

Como paso siguiente, conviene verificar que las ecuaciones encontradas producen huellas de iluminación con geometría variable, según la distribución de fase que se le asigne a una rejilla en particular. Para esto, hay que tener especial cuidado en la definición y programación de los ángulos de elevación y azimut empleados para delimitar la huella de iluminación. Haciendo referencia a la figura 2.39, se observa que los ángulos θ y ϕ que definen la dirección del vector de trayectoria a_r , están asociados con una pareja única de ángulos de elevación y azimut en el plano donde se proyecta la huella. Nótese que $\theta \geq 0^\circ$ y $0^\circ \leq \phi \leq 360^\circ$, mientras que los ángulos de elevación y azimut pueden tomar valores positivos y negativos.

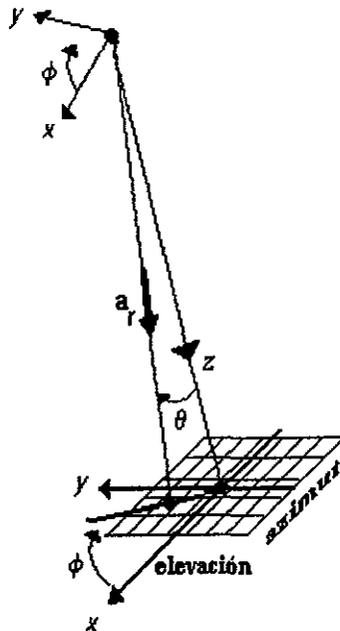


Fig. 2.39 Convención para definir los ángulos de "elevación" y "azimut", medidos sobre un mismo plano de tierra.

La verificación de nuestras ecuaciones se hará progresivamente con tres grupos de distribución de fase.

1er grupo/Anillo de fase constante α , con fase 0° en el resto de la rejilla.

Las figuras 2.40, 2.41 y 2.42 muestran las distribuciones de fase y las huellas obtenidas para $\alpha=0^\circ$ (distribución uniforme), 30° y 60° . Al comparar las tres figuras, se observa que el haz radiado por la apertura es más directivo conforme α aumenta. Debido a la simetría (o cuasi-simetría) de cada distribución, la máxima intensidad se obtiene en el centro de los ejes elevación-azimut.

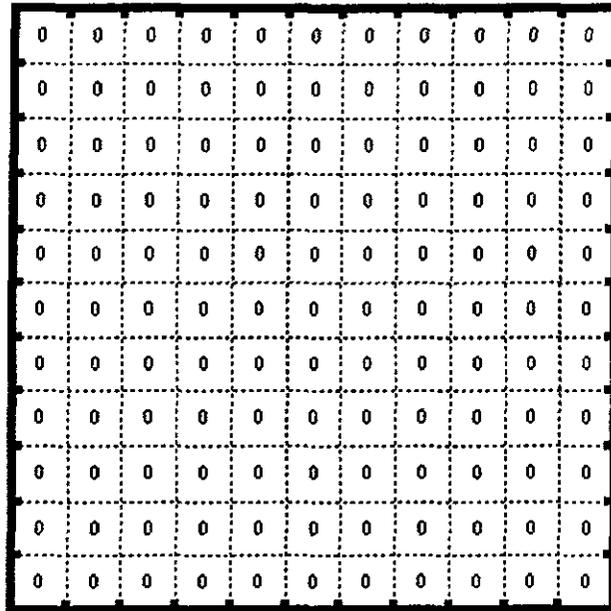


Fig 2.40a Anillo de la rejilla con $\alpha=0^\circ$ (distribución uniforme)

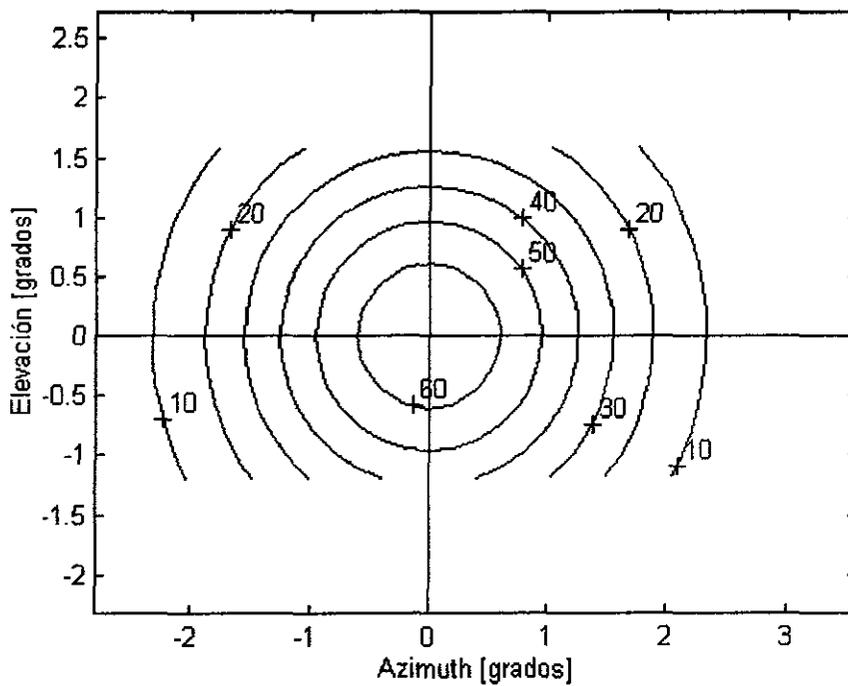


Fig. 2.40b Huella de cobertura

ESTA TESIS NO DEBE
SALIR DE LA BIBLIOTECA

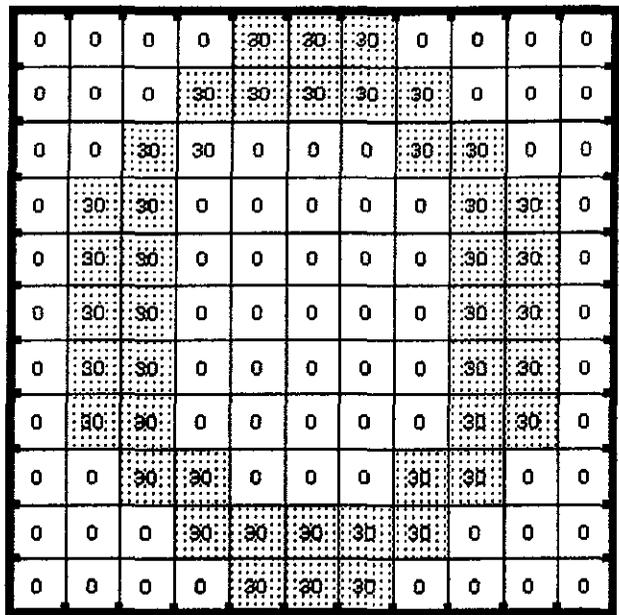


Fig. 2.41a Anillo de la rejilla con $\alpha=30^\circ$

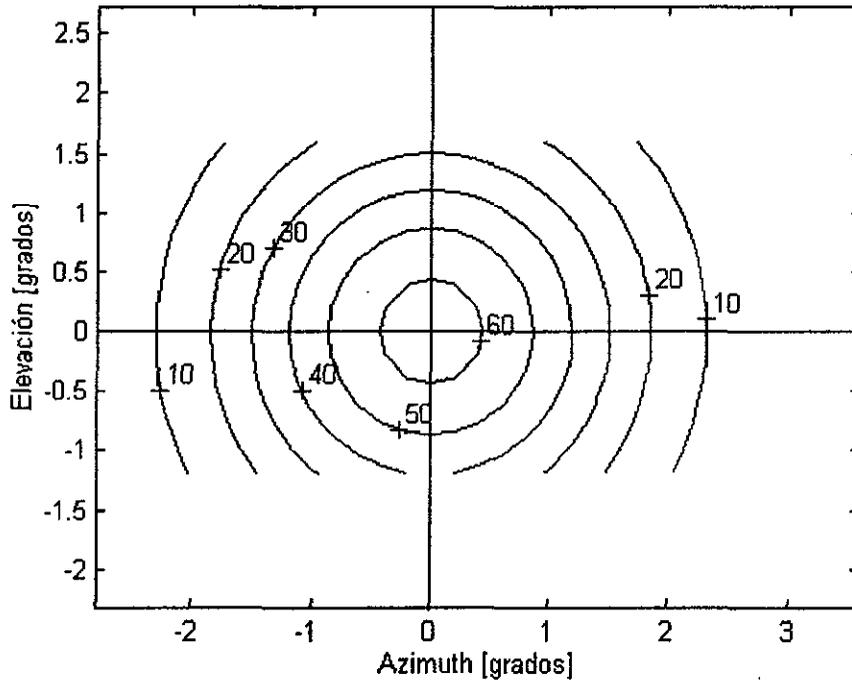


Fig. 2.41b Huella de cobertura

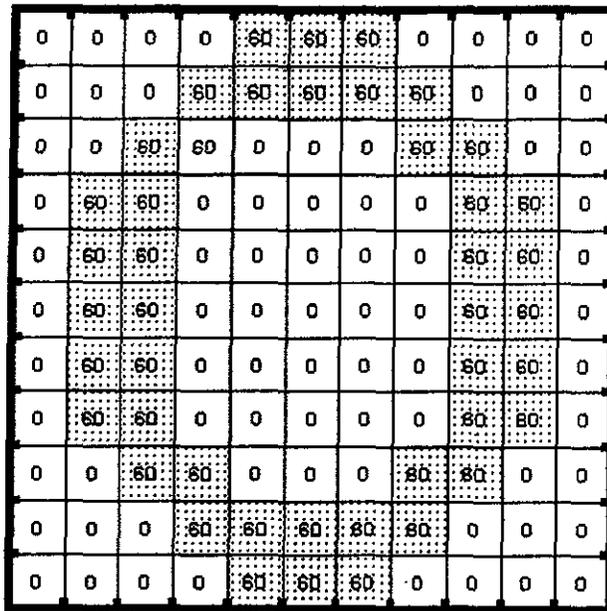


Fig. 2.42a Anillo de la rejilla con $\alpha=60^\circ$

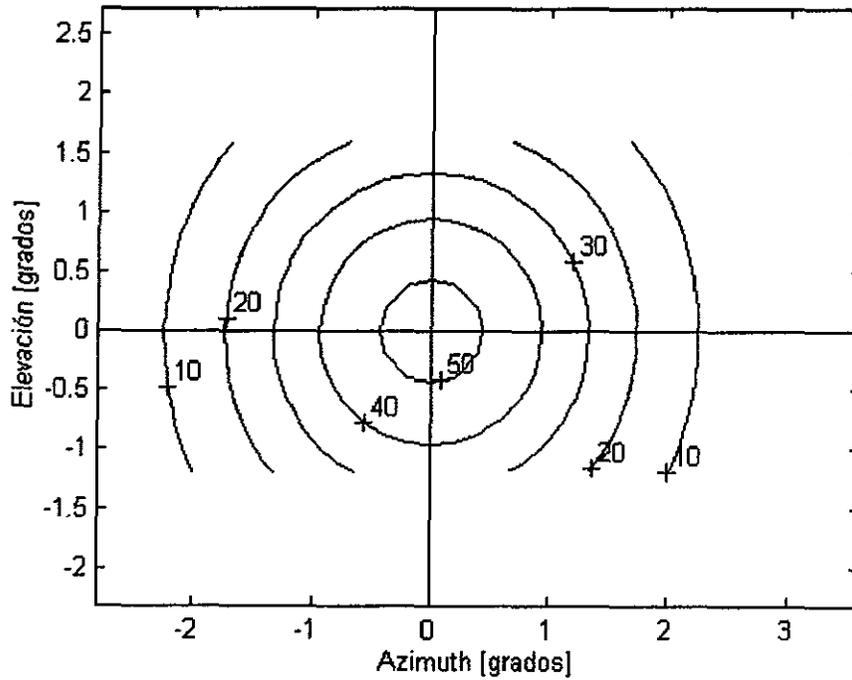


Fig. 2.42b Huella de cobertura

2do grupo/Rejilla dividida en tres regiones con fase constante en cada una de ellas (α_1 , α_2 , y α_3).

El efecto de estas nuevas distribuciones de fase en la apertura se puede apreciar al comparar las Figs. 2.43, 2.44 y 2.45 con la Fig. 2.40, correspondiente a una distribución uniforme. Al pasar de una distribución a otra, se observan ligeras modificaciones en la geometría de los contornos de ganancia, pero es mucho más evidente el cambio producido en la dirección de máxima radiación. Es decir, el haz es dirigible según los valores que α_1 , α_2 , y α_3 adopten. Los contornos de 50 dB de las Figs. 2.43, 2.44, y 2.45 se reproducen juntos en la Fig. 2.46, con el fin de ilustrar los desplazamientos del haz principal de radiación. Nótese que la concentración de potencia disminuye conforme el haz se aleja del centro 0° - 0° en el plano elevación-azimut, lo cual concuerda con la teoría de los arreglos, en el sentido de que el haz se ensancha a cambio de desviar su dirección con relación a la de máxima radiación.

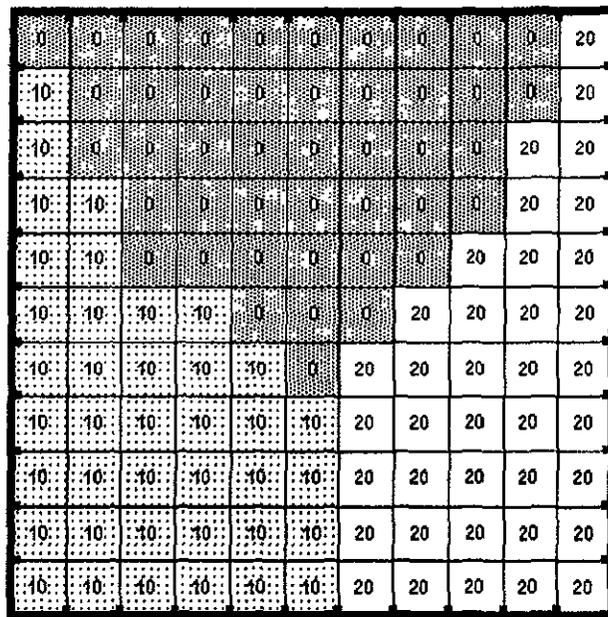


Fig. 2.43a Regiones con $\alpha_1=0^\circ$, $\alpha_2=10^\circ$, $\alpha_3=20^\circ$

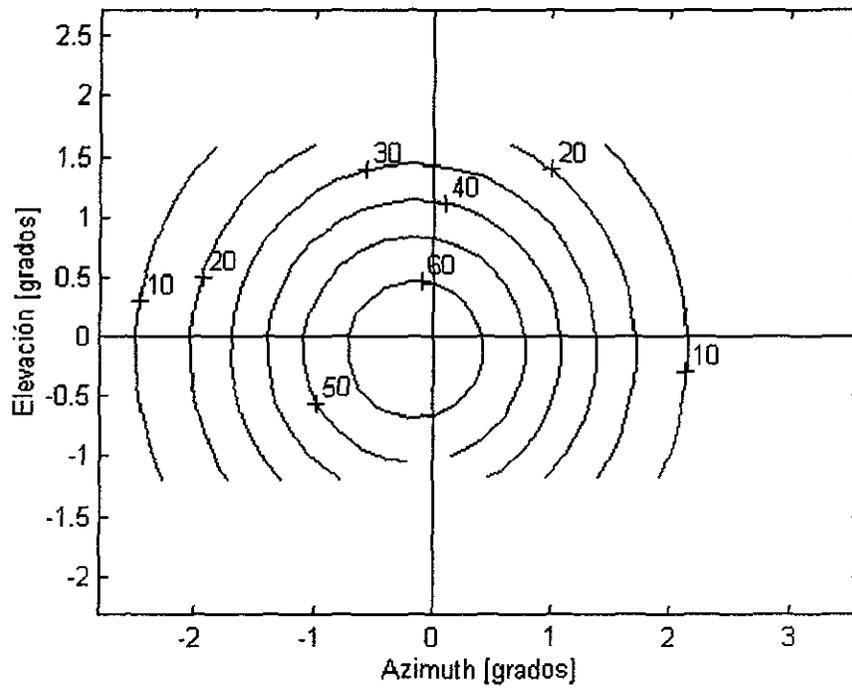


Fig. 2.43b Huella de cobertura

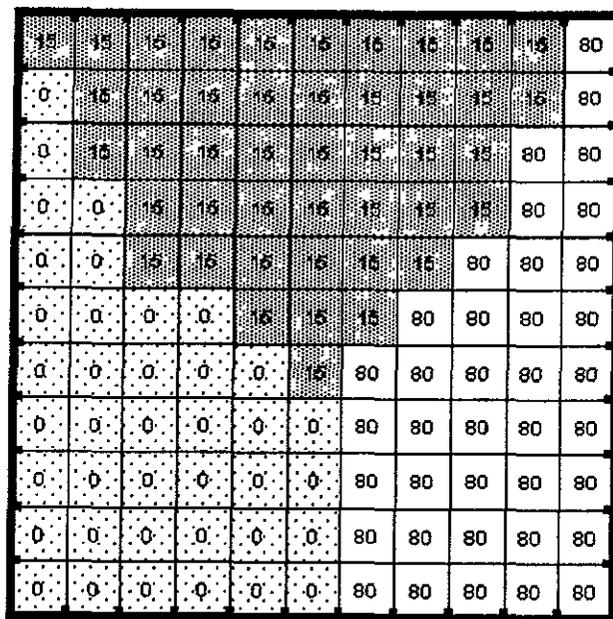


Fig. 2.44a Regiones con $\alpha_1=15^\circ$, $\alpha_2=0^\circ$, $\alpha_3=80^\circ$

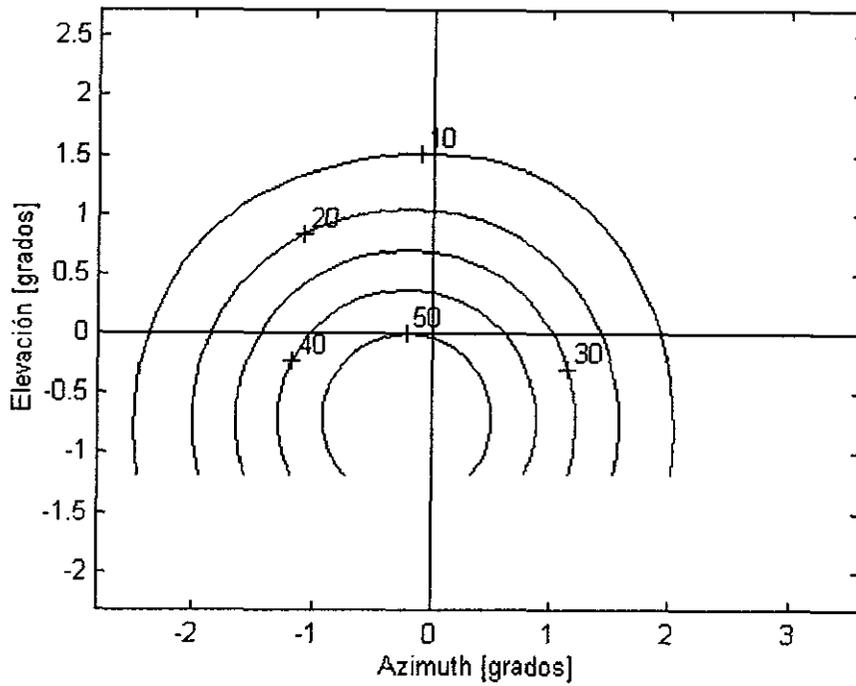


Fig. 2.44b Huella de cobertura

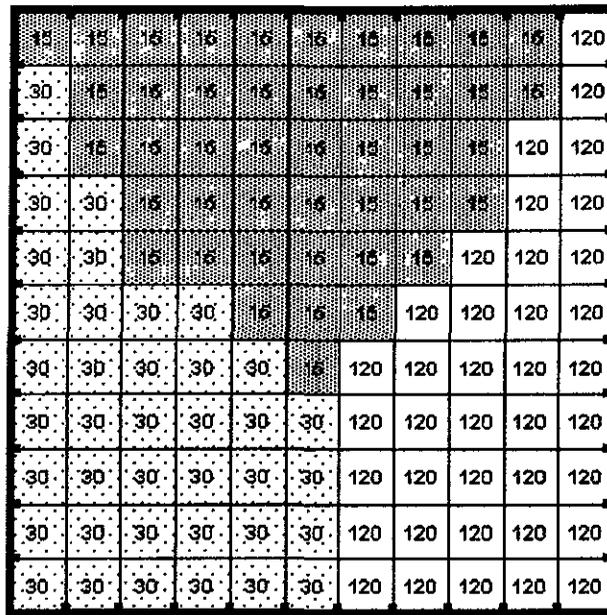


Fig. 2.45a Regiones con $\alpha_1=15^\circ$, $\alpha_2=30^\circ$, $\alpha_3=120^\circ$

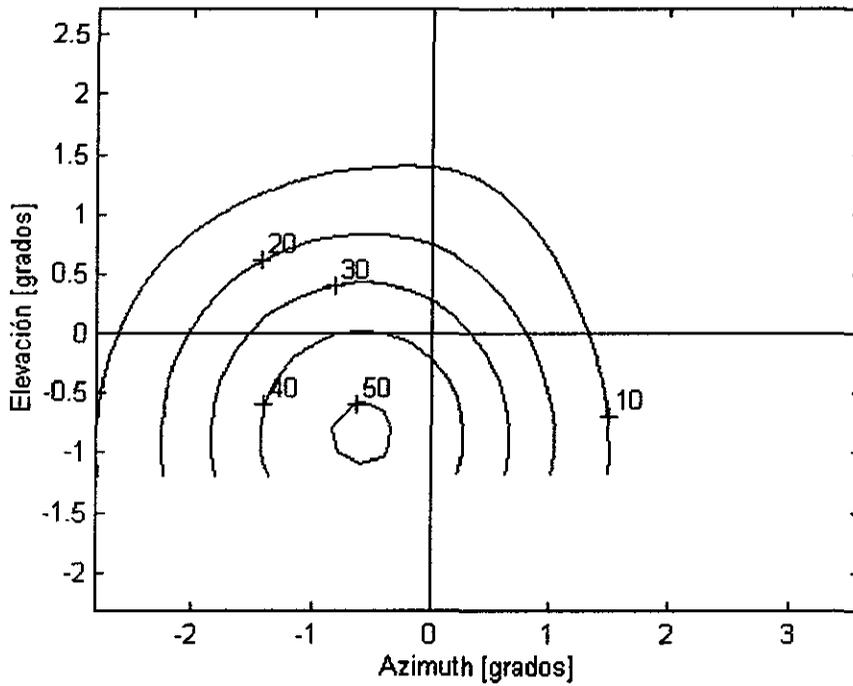


Fig. 2.45b Huella de cobertura

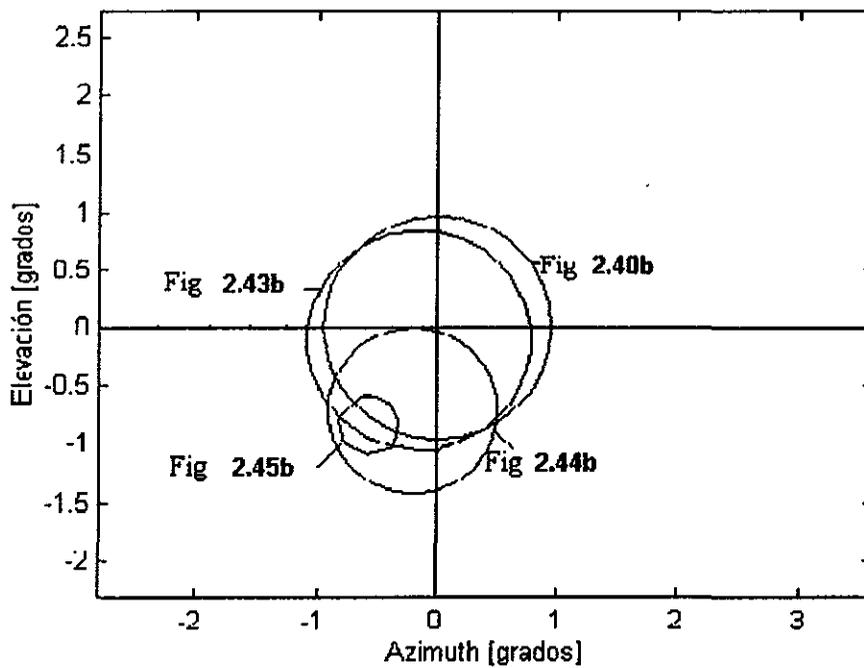


Fig. 2.46 Contornos de ganancia de 50 dB obtenidos con las distribuciones de fase de las Figs. 40a (uniforme) 43a, 44a, y 45a.

3er grupo/ Anillo dividido en seis secciones de fase constante ($\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4, \alpha_5, \alpha_6$), con fase de 0° en el resto de la rejilla.

Las Figs. 2.47, 2.48, 2.49, 2.50, 2.51 y 2.52 muestran los resultados obtenidos para seis anillos diferentes, de acuerdo con la tabla siguiente:

	Anillo 1 Fig. 2.47	Anillo 2 Fig. 2.48	Anillo 3 Fig. 2.49	Anillo 4 Fig. 2.50	Anillo 5 Fig. 2.51	Anillo 6 Fig. 2.52
Sección 1	0°	0°	0°	0°	0°	0°
Sección 2	20°	40°	60°	90°	120°	180°
Sección 3	60°	60°	60°	60°	60°	60°
Sección 4	0°	0°	0°	0°	0°	0°
Sección 5	20°	40°	60°	90°	120°	180°
Sección 6	20°	40°	60°	80°	100°	120°

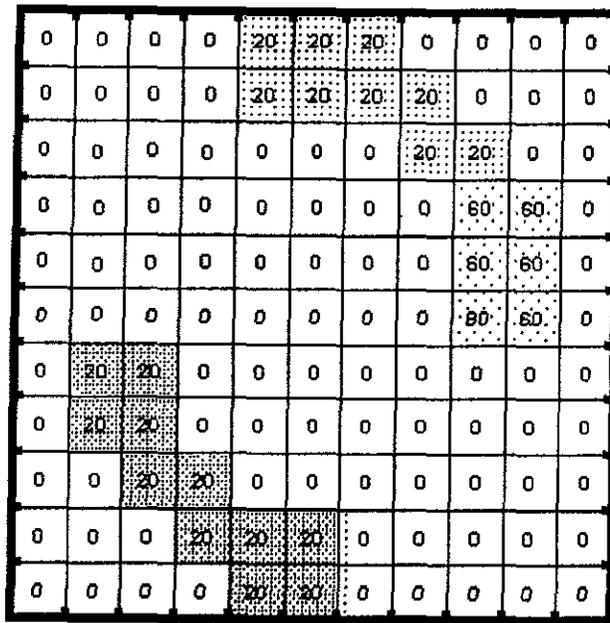


Fig. 2.47a. Anillo 1

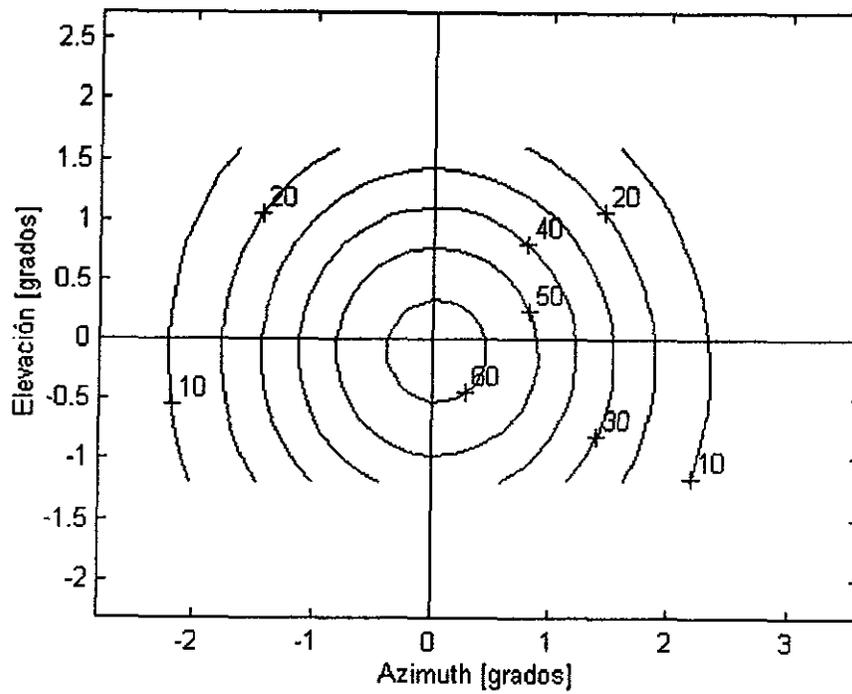


Fig. 2.47b Huella de Cobertura

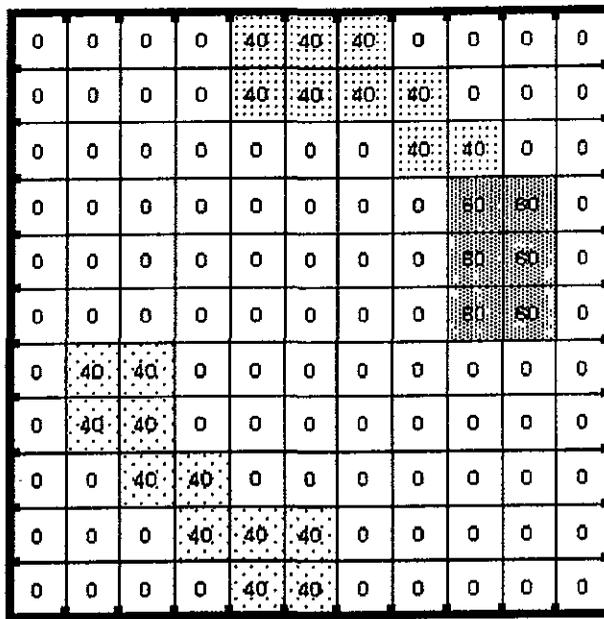


Fig. 2.48a Anillo 2

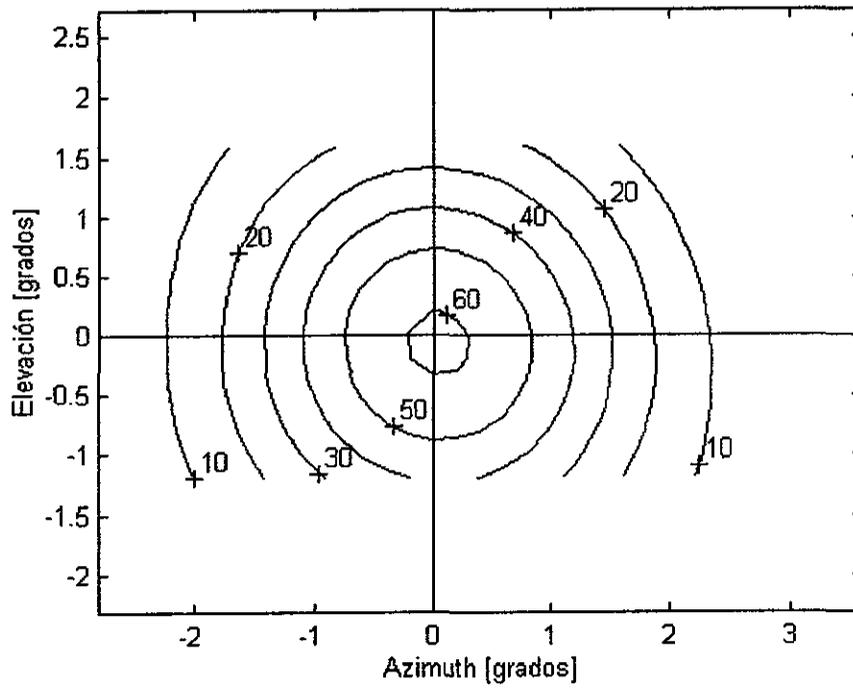


Fig. 2.48b Huella de Cobertura

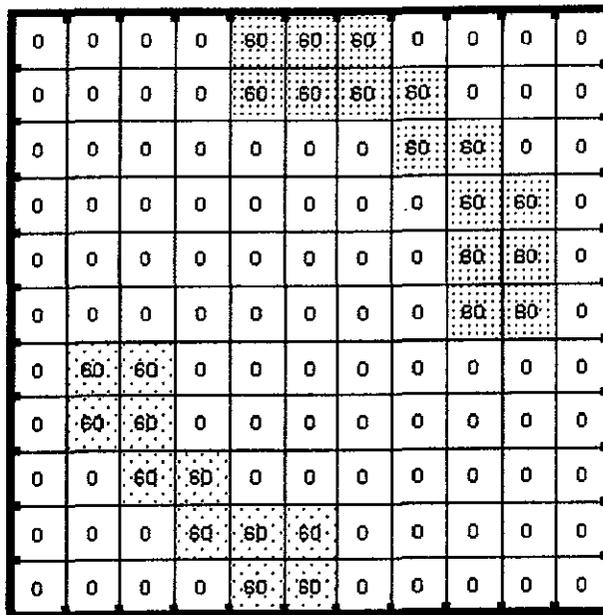


Fig. 2.49a Anillo 3

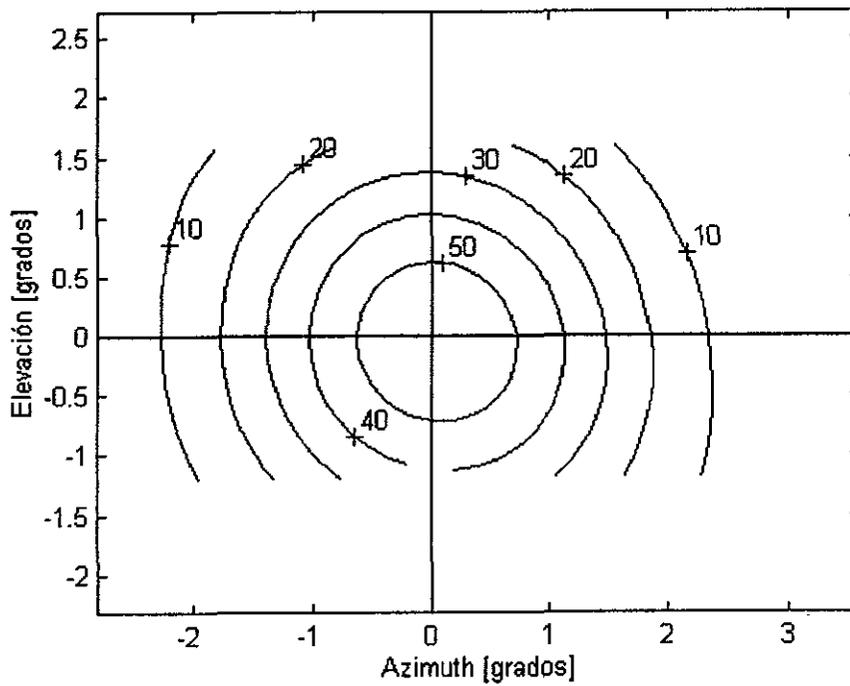


Fig. 2.49b Huella de Cobertura

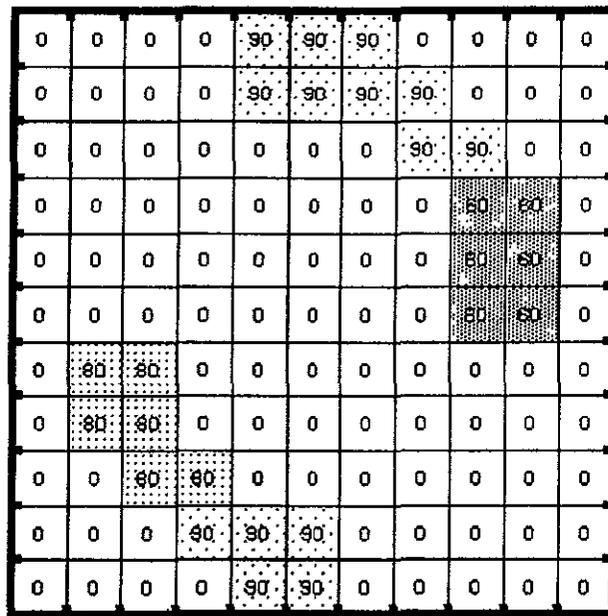


Fig. 2.50a Anillo 4

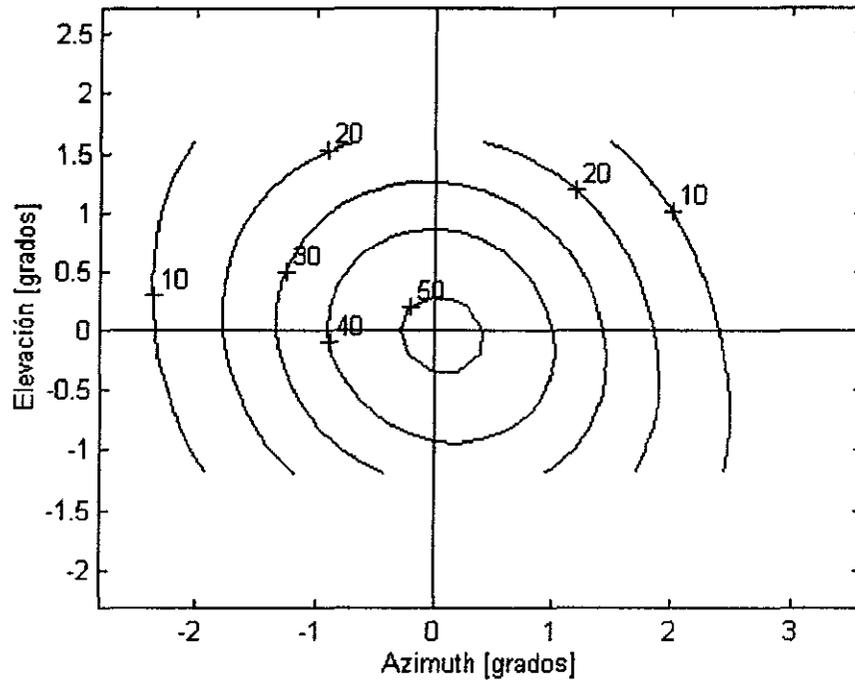


Fig. 2.50b Huella de Cobertura

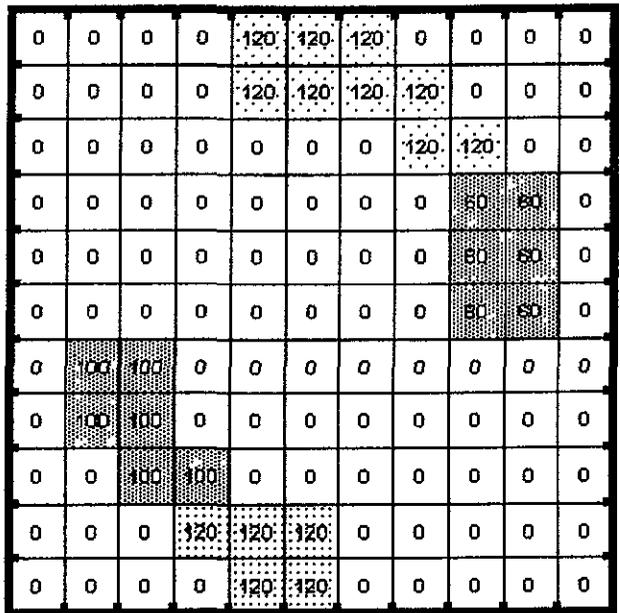


Fig 2.51a Anillo 5

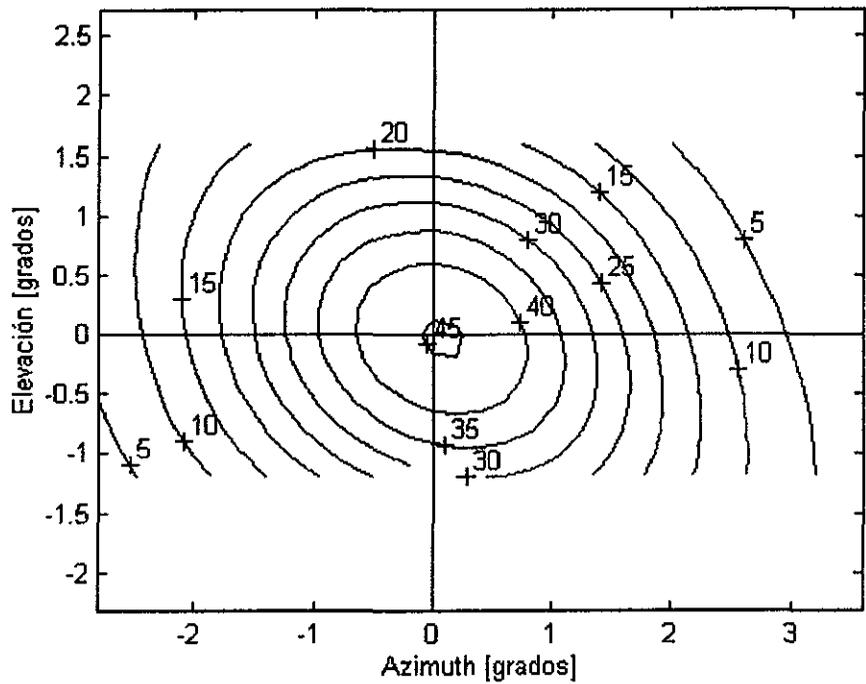


Fig 2.51b Huella de Cobertura

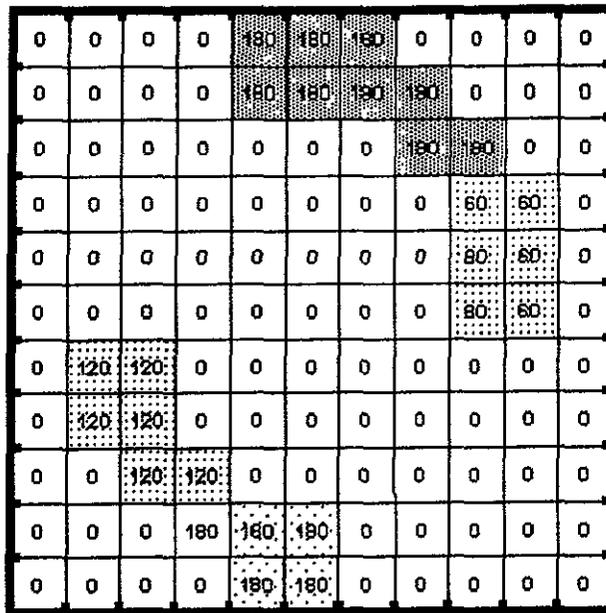


Fig. 2.52a Anillo 6

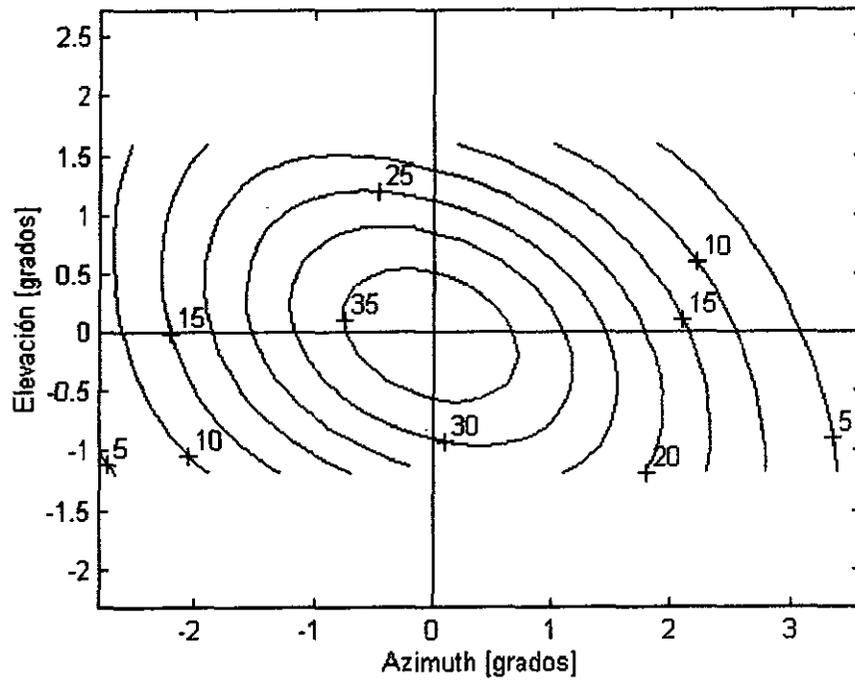


Fig. 2.52b Huella de Cobertura

Observando y comparando estas últimas seis figuras, se concluye que las huellas pierden su cuasi-simetría circular, alargándose más en un plano que en otro, resultando esto en contornos de ganancia cuasi-elípticos. Más aún, si los cambios de fase de una sección a otra dentro de un mismo anillo son grandes, como en el anillo 6 de la Fig. 2.52, la huella se inclina, favoreciendo una mejor cobertura de ciertas regiones geográficas. Así, por ejemplo, una distribución "parecida" a la de la Fig. 2.49 podría ser útil para cubrir la parte continental central de los Estados Unidos, mientras que una distribución "parecida" a la de la Fig. 2.52 sería más útil para un país como México.

Es de esperarse, entonces, que las distribuciones del 4° y último grupo, optimizadas para obtener ciertas huellas de cobertura, serán "parecidas", con ligeros ajustes intermedios, a las de las Figs. 2.49 y 2.52. Antes de ver los resultados de este 4° grupo, se procederá a explicar el método de optimización.

2.7 Procedimiento para optimizar la fase

La normalización es tal que la ganancia en dBi del elemento i está dada por:

$$\text{ganancia}_i(\theta, \phi) = 10 \log_{10}(|E_i(\theta, \phi)|^2) \quad (2.27)$$

La ganancia del arreglo puede aproximarse como

$$\text{ganancia}(\theta, \phi) = \frac{|E_i(\theta, \phi)|^2}{\sum_{i=1}^N A_i^2} \quad (2.28)$$

Se ha asumido que la potencia radiada por cada uno de los elementos puede sumarse para obtener la potencia radiada por el arreglo. Si se parametriza la ec. (2.28), tal que la ganancia en la dirección j de interés en el campo lejano sea:

$$\text{ganancia}(\theta_j, \phi_j) = \frac{|E_i(\theta_j, \phi_j)|^2}{\sum_{i=1}^N A_i^2} = \frac{|E_j|^2}{\sum_{i=1}^N A_i^2} = G_j \quad (2.29)$$

donde:

$$E_j = \sum_{i=1}^N A_i E_{ij} e^{j\beta_i}$$

$$E_{ij} = E_i(\theta_j, \phi_j) e^{j \cdot k \cdot (x_{ai} u_j + y_{ai} v_j)}$$

entonces se puede definir una función ψ :

$$\psi = \sum_{j=1}^M |G_j - GD_j|^2 \quad (2.30)$$

donde:

GD_j es la ganancia deseada en la dirección j de interés

M número de direcciones del campo lejano donde la ganancia se va a optimizar.

Minimizando ψ es el criterio del procedimiento de optimización, ya que G_j se aproxima lo más posible a GD_j .

Es decir cuando ψ es minimizada, la diferencia cuadrática media entre la ganancia deseada y la lograda, también se minimiza.

Para la optimización de la fase, se busca el conjunto de fases β_i que minimice ψ . Esto puede hacerse aplicando el método de la mayor inclinación descendente, que toma la siguiente forma:

$$\begin{bmatrix} \beta_1(k+1) \\ \beta_2(k+1) \\ \vdots \\ \beta_N(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \beta_1(k) \\ \beta_2(k) \\ \vdots \\ \beta_N(k) \end{bmatrix} - \mu \cdot \begin{bmatrix} \frac{\partial \psi}{\partial \beta_1} \Big|_{\beta_1 = \beta_1(k)} \\ \frac{\partial \psi}{\partial \beta_2} \Big|_{\beta_2 = \beta_2(k)} \\ \vdots \\ \frac{\partial \psi}{\partial \beta_N} \Big|_{\beta_N = \beta_N(k)} \end{bmatrix} \quad (2.31)$$

donde $\beta_i(k) = \beta_i$ sobre la iteración k del algoritmo de la ec. (2.31).

Escogiendo adecuadamente μ , se minimiza ψ , ya que el gradiente (el último término de la derecha de la ec. (2.31)) da la dirección en el espacio en donde se tiene un máximo incremento de ψ . Un método para escoger μ , que funciona muy bien en la práctica [2], es hacer a μ igual al inverso de la magnitud del gradiente en (2.31) y reduciéndola por un valor adicional 0.9 veces cada vez que la función ψ se incrementa.

El gradiente puede calcularse fácilmente, ya que ψ es una función explícita de β_i . El resultado es

$$\frac{\partial \psi}{\partial \beta_i} = \sum_{j=1}^M 2[G_j - GD_j] \cdot \frac{1}{\sum_{i=1}^N A_i^2} \cdot [jA_i E_{ij} e^{j\beta_i} E_j^* e^{-j\beta_i} E_j] \quad (2.32)$$

Nótese que el gradiente es también función del conjunto de A_i ($i=1, N$) usado en el procedimiento.

Iniciando con distribuciones de amplitud y fase, $\beta_i(0)$ y $A_i(0)$, $i=1, N$, se obtiene una nueva distribución de fase $\beta_i(K)$, $i=1, N$, ($A_i(0)$, $i=1, N$ permanecen constantes), que minimiza la diferencia cuadrática media entre las ganancias deseadas y la lograda en varias direcciones del campo lejano.

Una vez que se conoce la distribución de fase optimizada, se puede determinar la superficie reflectora aplicando los principios de óptica geométrica. En la Fig. 2.53, si se conoce un punto de reflexión A sobre la superficie reflectora, entonces la longitud de la trayectoria d está dada por:

$$d = |FA| + |AA_a| \quad (2.33)$$

donde F denota la posición del alimentador en $(0,0,f)$ y A_a denota un punto en el plano de apertura.

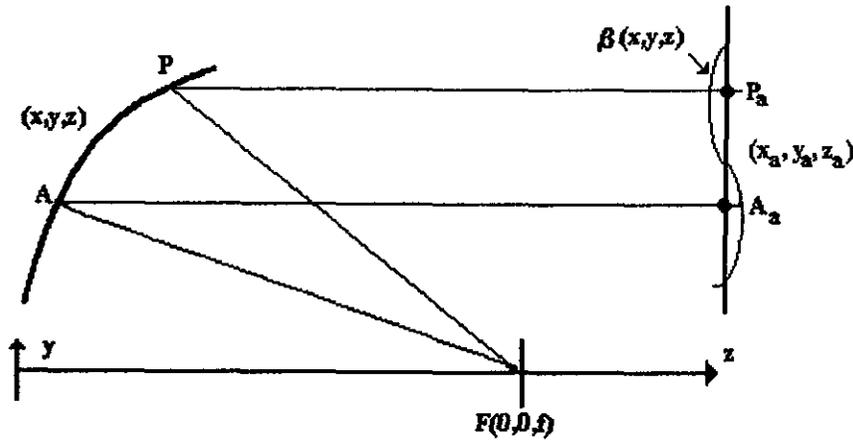


Fig. 2.53 Geometría del cálculo de la superficie

Para cualquier otro punto P en la superficie reflectora, la longitud de la trayectoria del rayo d' está dada por:

$$d' = |\overline{FP}| + |\overline{PP_a}| = \left[x^2 + y^2 + (z-f)^2 \right]^{1/2} + \left[(x-x_a)^2 + (y-y_a)^2 + (z-z_a)^2 \right]^{1/2} \quad (2.34)$$

donde P_a denota otro punto en el plano de apertura (x_a, y_a, z_a) y P denota un punto en el reflector (x, y, z) .

En este caso, el rayo incidente \overline{FP} produce el rayo reflejado $\overline{PP_a}$. Si se considera que la fase en el plano de apertura es continuo y que las fases en los puntos A_a y P_a en el plano de apertura están dadas por $\theta(A_a)$ y $\theta(P_a)$, respectivamente, se tiene la siguiente relación:

$$d' = \frac{-1}{k} [\theta(P_a) - \theta(A_a)] + d \quad (2.35)$$

[θ en rad/m]

donde

$$k = \frac{2\pi}{\lambda}$$

La parte derecha de la ec. (2.35) se conoce, mientras que la izquierda contiene las incógnitas x , y , y z . Por lo tanto, se requieren 2 ecuaciones adicionales para poder resolver las 3 incógnitas. Estas dos ecuaciones se obtienen de la expresión de las líneas que pasan entre los puntos P y P_a . En el límite de la óptica geométrica, el rayo PP_a es normal a la superficie de igual fase y paralela a la onda vectorial \vec{k} en el punto P_a . Más precisamente:

$$\frac{\overline{PP_a}}{|\overline{PP_a}|} = \frac{\vec{k}}{k} \Big|_{P_a} = \frac{1}{k} (k_x \mathbf{x} + k_y \mathbf{y} + k_z \mathbf{z}) \Big|_{P_a} = \frac{1}{k} \nabla \theta(x, y, z) \Big|_{P_a} \quad (2.36)$$

donde

$$|\vec{k}| = k = \frac{2\pi}{\lambda}$$

Por lo tanto, las dos ecuaciones de la línea que pasa por $\overline{PP_a}$ están dadas por

$$\frac{x - x_a}{m_x} = \frac{z - z_a}{m_z} \quad (2.37)$$

$$\frac{y - y_a}{m_y} = \frac{z - z_a}{m_z} \quad (2.38)$$

donde

$$m_x = \frac{k_x}{k} \Big|_{P_a} = \frac{1}{k} \frac{\partial \theta}{\partial x} \Big|_{P_a} \quad (2.39)$$

$$m_y = \frac{k_y}{k} \Big|_{P_a} = \frac{1}{k} \frac{\partial \theta}{\partial y} \Big|_{P_a} \quad (2.40)$$

$$m_z = \left[1 - m_x^2 - m_y^2 \right]^{1/2} \quad (2.41)$$

Ya que la distribución de fase en el plano de apertura es conocida, las derivadas parciales de la fase con respecto a x y y pueden ser aproximadas por expresiones de diferencia finita. Las únicas incógnitas en (2.37) y (2.38) son x, y , y z . Por lo tanto, se pueden resolver

(2.35), (2.37) y (2.38) para las tres incógnitas (x, y, z) obteniéndose así un punto en la superficie reflectora. La solución de las tres ecuaciones esta dada por:

$$z = \frac{Q^2(x_a, y_a) - x_a^2 - y_a^2 - z_a^2 + 2z_a f - f^2}{2(\sigma x_a + \gamma y_a + z_a - f) - 2Q(x_a, y_a)(\sigma^2 + \gamma^2 + 1)^{1/2}} + z_a \quad (2.42)$$

$$y = \gamma \cdot (z - z_a) + y_a \quad (2.43)$$

$$x = \sigma \cdot (z - z_a) + x_a \quad (2.44)$$

donde:

$$Q(x_a, y_a) = \frac{1}{k} [\theta(A_a) - \theta(P_a)] + d$$

$$\gamma = \frac{m_y}{m_z}$$

$$\sigma = \frac{m_x}{m_z}$$

Al inicio de esta derivación se consideraron 2 variables conocidas, d y $\theta(A_a)$. Estas variables son escogidas arbitrariamente como:

$$d = f + z_a$$

$$\theta(A_a) = 0$$

donde f es la distancia focal del reflector parabólico inicial que se usó para empezar la técnica iterativa de conformación de la superficie y $z = z_a$ es la ecuación del plano de apertura. Nótese también que las soluciones de (2.35), (2.37) y (2.38) satisfacen automáticamente la ley de Snell para distribuciones de fase planas.

2.8 Cálculo de las distribuciones de amplitud en el plano de apertura

Una vez que la superficie ha sido determinada como un conjunto discreto de puntos, se puede calcular la nueva distribución de amplitudes en el plano de apertura. Todos los puntos de la superficie reflectora deberán cumplir con la ley de Snell. Si los puntos satisfacen la ley de Snell, la amplitud del rayo de salida puede ser calculado en el plano de apertura, usando el cociente de las áreas proyectadas por el tubo del rayo.

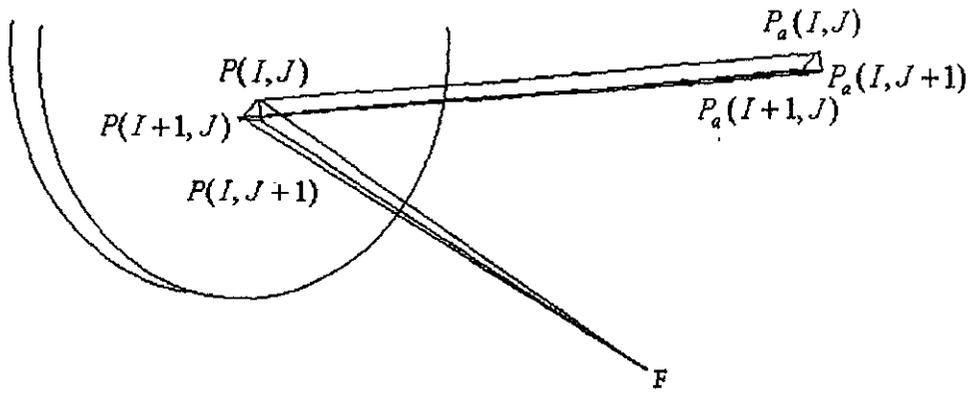


Fig. 2.54 Tubos de rayos incidentes y reflejados.

Se sabe que:

$$|E_a| = |E_r| \sqrt{\frac{\text{área}_1}{\text{área}_2}} \quad (2.45)$$

donde:

$|E_r|$ magnitud del campo reflejado en la superficie reflectora

$|E_a|$ magnitud del campo en el plano de apertura

área_1 área proyectada del tubo del rayo en la superficie reflectora

área_2 área proyectada del tubo del rayo en el plano de apertura.

Un pequeño tubo de rayo puede ser formado seleccionando tres rayos muy cercanos entre sí. Considerando la Fig. 2.54, los tres rayos incidentes son $\overline{FP(I, J)}$, $\overline{FP(I+1, J)}$ y $\overline{FP(I, J+1)}$. Los rayos reflejados correspondientes son $\overline{P(I, J)P_a(I, J)}$, $\overline{P(I+1, J)P_a(I+1, J)}$ y $\overline{P(I, J+1)P_a(I, J+1)}$. Debido a que los puntos de reflexión y los puntos de apertura están muy cercanos, la ec. (2.45) puede usarse para aproximar el campo de apertura E_a en el punto $P_a(I, J)$. La aproximación es exacta cuando las áreas tienden a cero. Las áreas proyectadas están dadas por:

$$\text{área}_1 = \frac{1}{2} h(\text{lado}_1) \mathbf{k}_i \cdot \mathbf{n} \quad (2.46)$$

donde:

$$h = (\text{lado}_2) \cdot \sqrt{1 - (\cos\alpha)^2}$$

$$\cos\alpha = \frac{(\text{lado}_3)^2 - (\text{lado}_1)^2 - (\text{lado}_2)^2}{2(\text{lado}_1)(\text{lado}_2)}$$

$$\text{lado}_1 = |P(I, J) - P(I + 1, J)|$$

$$\text{lado}_2 = |P(I, J) - P(I, J + 1)|$$

$$\text{lado}_3 = |P(I + 1, J) - P(I, J + 1)|$$

\mathbf{k}_i = dirección normalizada del rayo incidente

\mathbf{n} = normal a la superficie en $P(I, J)$

$$\text{área}_2 = \frac{1}{2}(\text{celda})\mathbf{k}_r \cdot \mathbf{z}$$

celda = área de las secciones cuadradas en el plano de apertura

\mathbf{k}_r = dirección del rayo reflejado normalizado

\mathbf{z} = normal al plano de apertura

La magnitud del campo $|E_r|$ en la ec. (2.45) se conoce a partir del patrón de radiación del alimentador principal. Por lo tanto, usando la ec. (2.45) puede calcular la distribución de amplitud en el plano de apertura.

Si el patrón del campo lejano cumple con los requerimientos, el proceso concluye. Si no, se utiliza una nueva distribución de amplitud para la siguiente iteración de optimización de fase.

Contornos y huellas obtenidos con el método de optimización de fases (grupo 4) y perfiles correspondientes del plato parabólico.

Presentaremos los resultados de este ejercicio para optimizar las huellas de cobertura de dos casos separados: Estados Unidos y México.

1. Estados Unidos

Los datos de entrada al programa son un número suficiente de puntos en donde la ganancia debe ser mayor o igual que cierto valor deseado. Así, por ejemplo, para los Estados Unidos se puede definir la región mostrada en la Fig. 2.55, donde cada asterisco indica puntos de parejas elevación-azimut con ganancia mayor o igual que el valor especificado (≥ 50 dBi).

1. Estados Unidos

Los datos de entrada al programa son un número suficiente de puntos en donde la ganancia debe ser mayor o igual que cierto valor deseado. Así, por ejemplo, para los Estados Unidos se puede definir la región mostrada en la Fig. 2.55, donde cada asterisco indica puntos de parejas elevación-azimut con ganancia mayor o igual que el valor especificado (≥ 57 dBi).

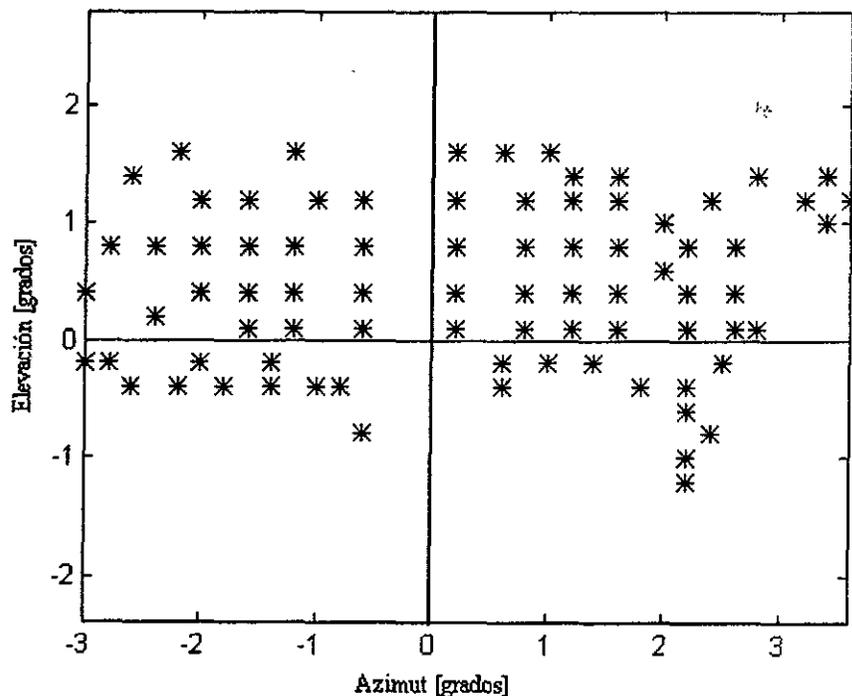


Fig. 2.55 Datos de entrada al programa para formar la cobertura de los Estados Unidos

En las Figs. 2.56, 2.57, 2.58, 2.59 y 2.60 se muestran los resultados obtenidos para las primeras cinco iteraciones: a) distribución de fase en la apertura; b) superficie perfilada que debería tenerse para satisfacer la distribución de fase del inciso a; c) distribución modificada de la amplitud en la apertura debida a los perfiles del plato parabólico; y d) huella de iluminación producida con estas distribuciones. Como se observa, por comparación, los datos de la quinta iteración resultan satisfactorios, ya que la huella garantiza una cobertura muy similar a la especificada en la Fig. 2.55 como punto de partida. Para mayor claridad, esto se ilustra en la Fig. 2.61, donde se repiten las Figs. 2.55 y 2.60. Como último punto, conviene mostrar la distribución de fase (5ª iteración) en tercera dimensión (Fig. 2.62), con el fin de apreciar las marcadas diferencias con una distribución constante.

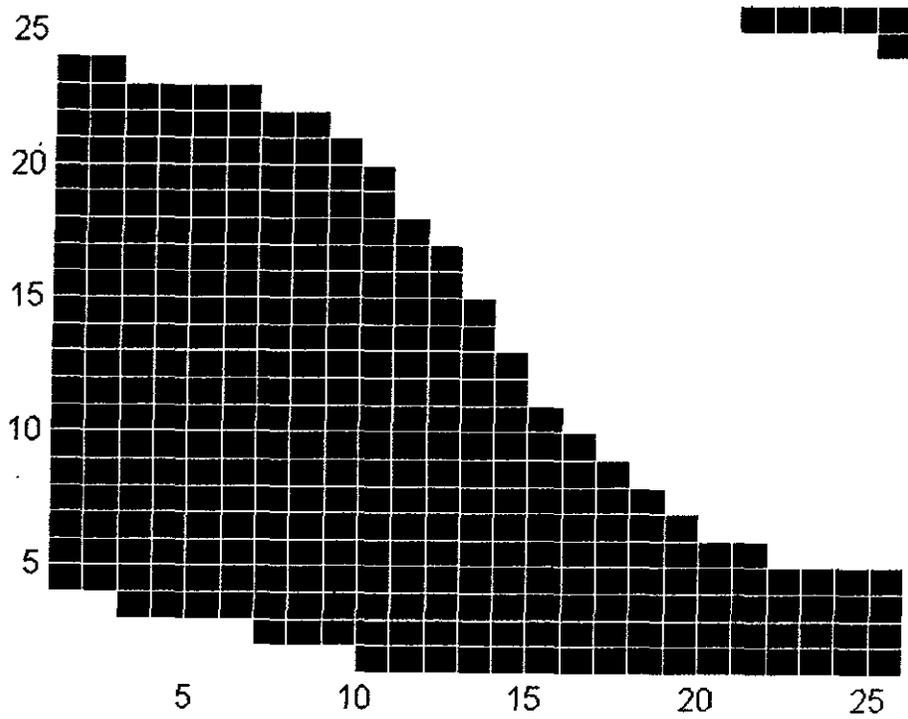


Fig. 2.56a Fase 1ª iteración. ($Max[Negro]= 1.5236 \text{ rad}$, $Min[Blanco]= -0.4764 \text{ rad}$)

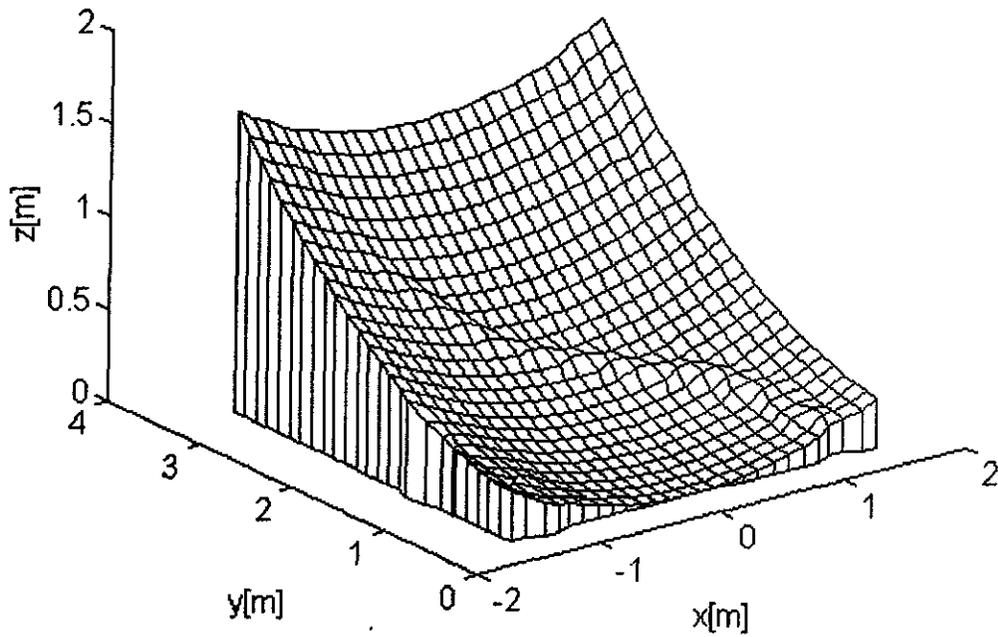


Fig. 2.56b Superficie 1ª iteración

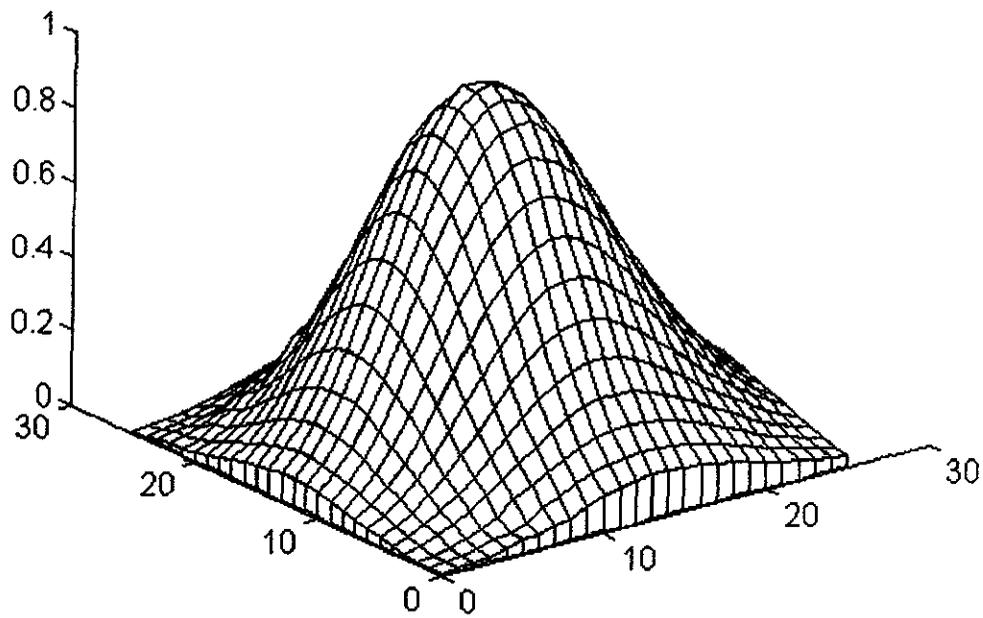


Fig. 2.56c Campo eléctrico normalizado en el plano de apertura 1ª iteración

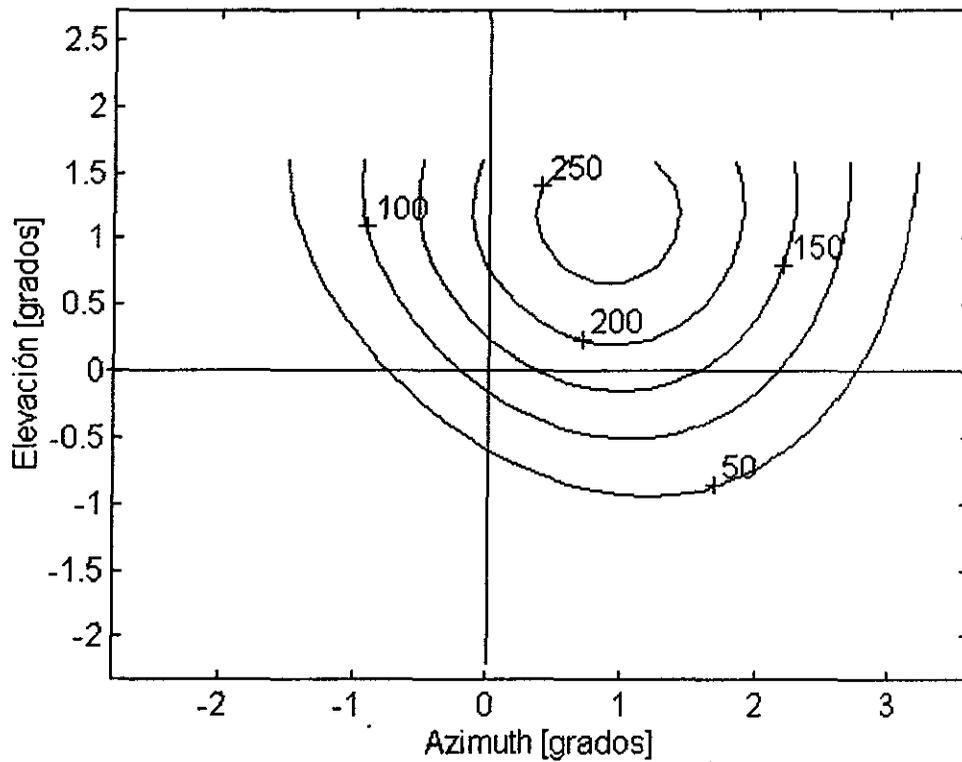


Fig. 2.56d Cobertura 1ª iteración

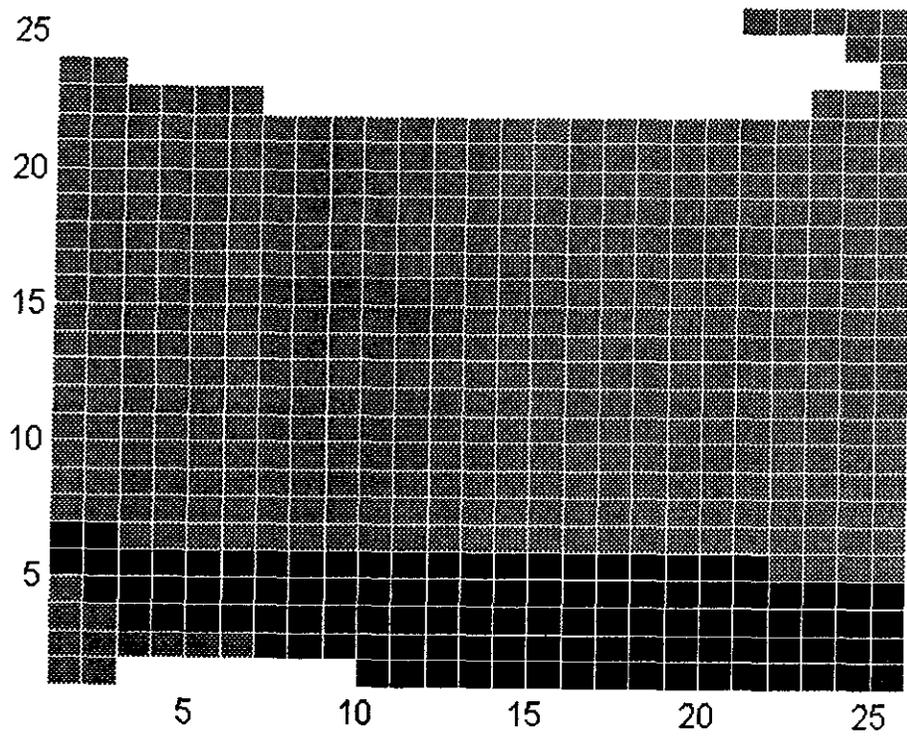


Fig. 2.57a Fase 2ª iteración ($Max[Negro]= 2.5236 \text{ rad}$, $Min[Blanco]= -1.4764 \text{ rad}$).

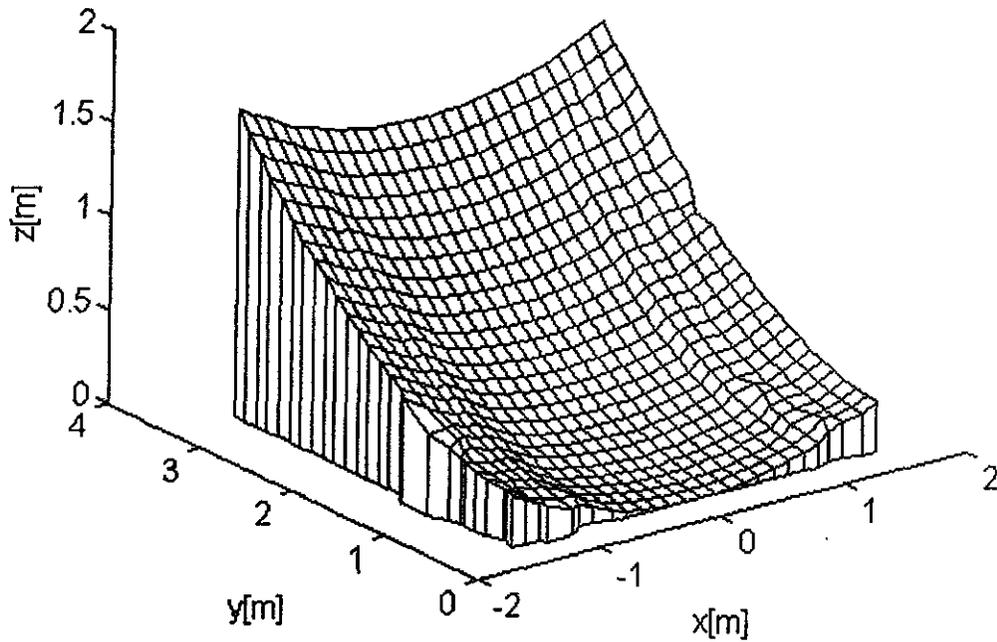


Fig. 2.57b Superficie 2ª iteración

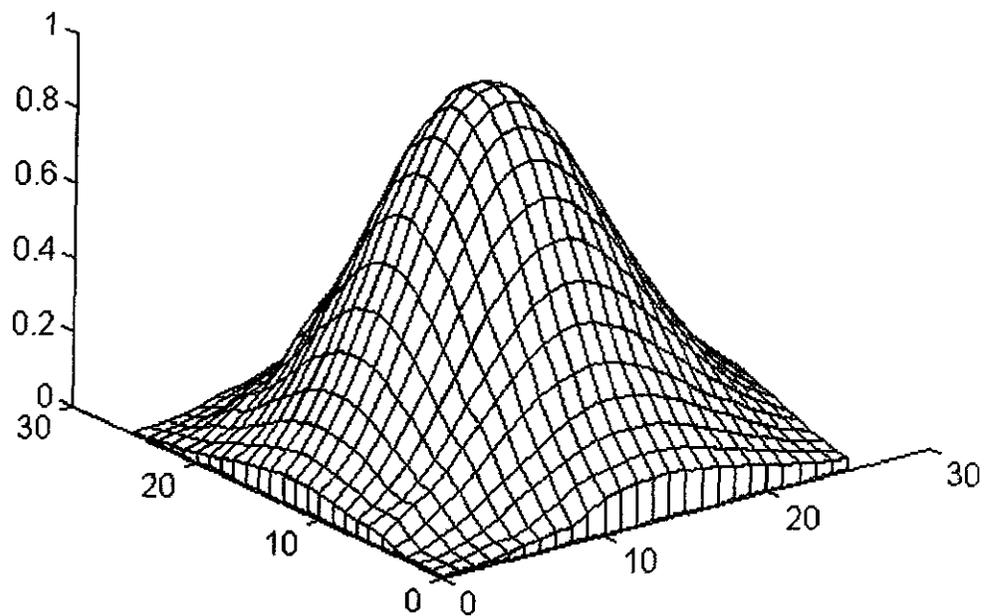


Fig. 2.57c Campo eléctrico normalizado en el plano de apertura 2^a iteración

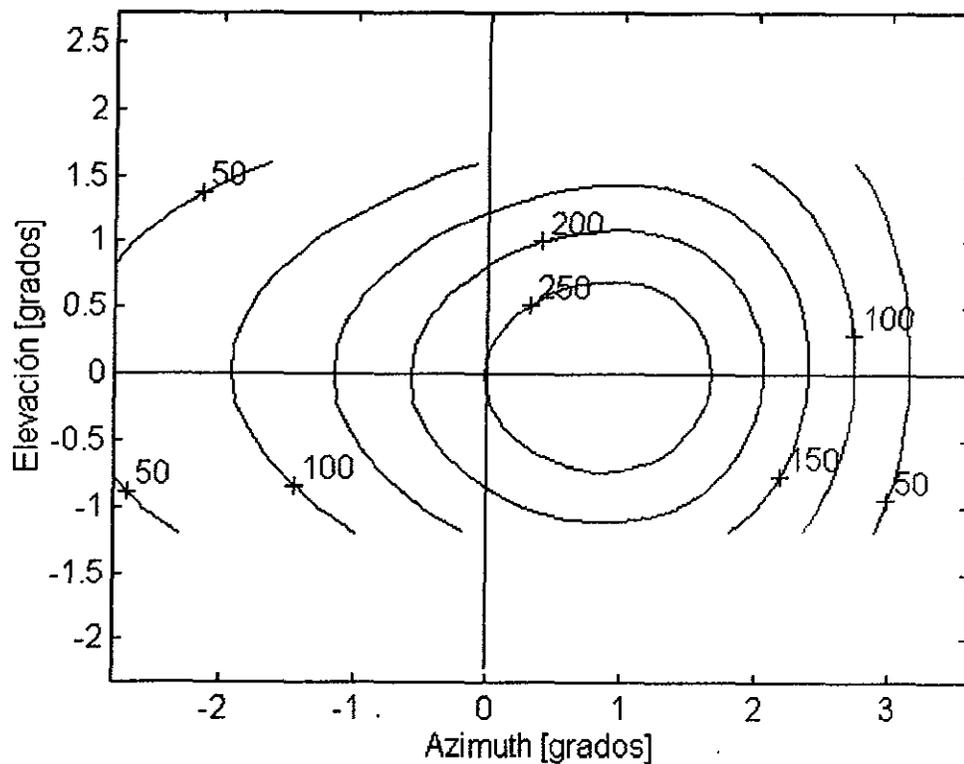


Fig. 2.57d Cobertura 2^a iteración

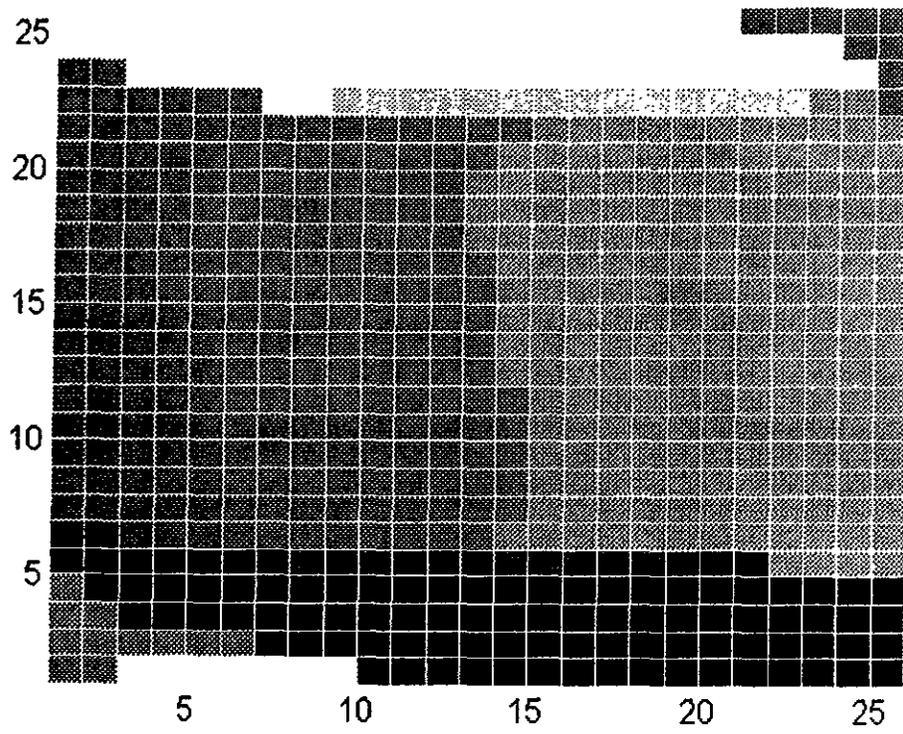


Fig. 2.58a Fase 3ª iteración (Max[Negro]= 2.9236 rad, Min[Blanco]= -1.8764 rad).

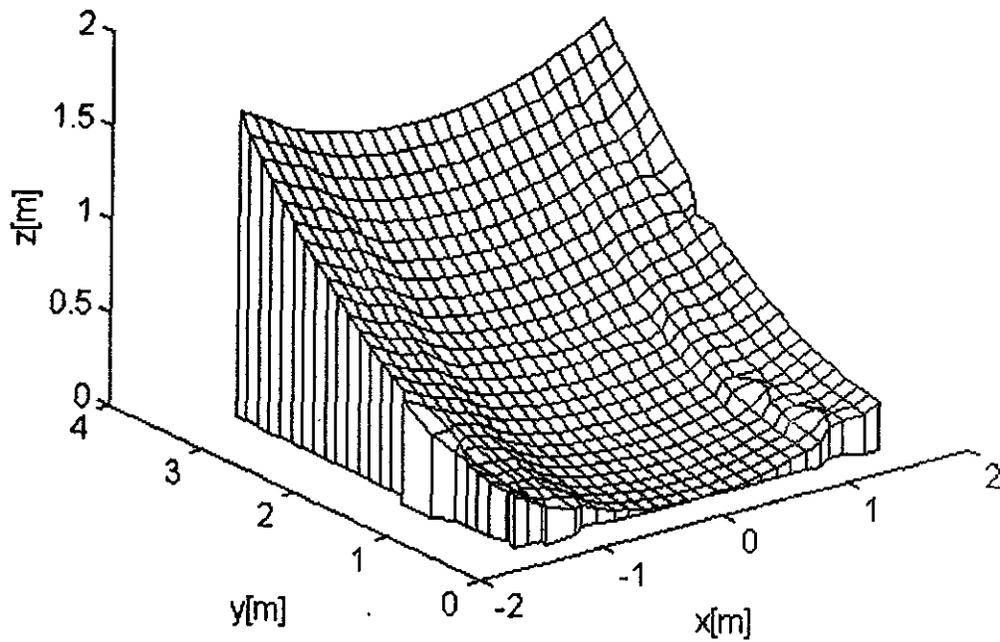


Fig. 2.58b Superficie 3ª iteración

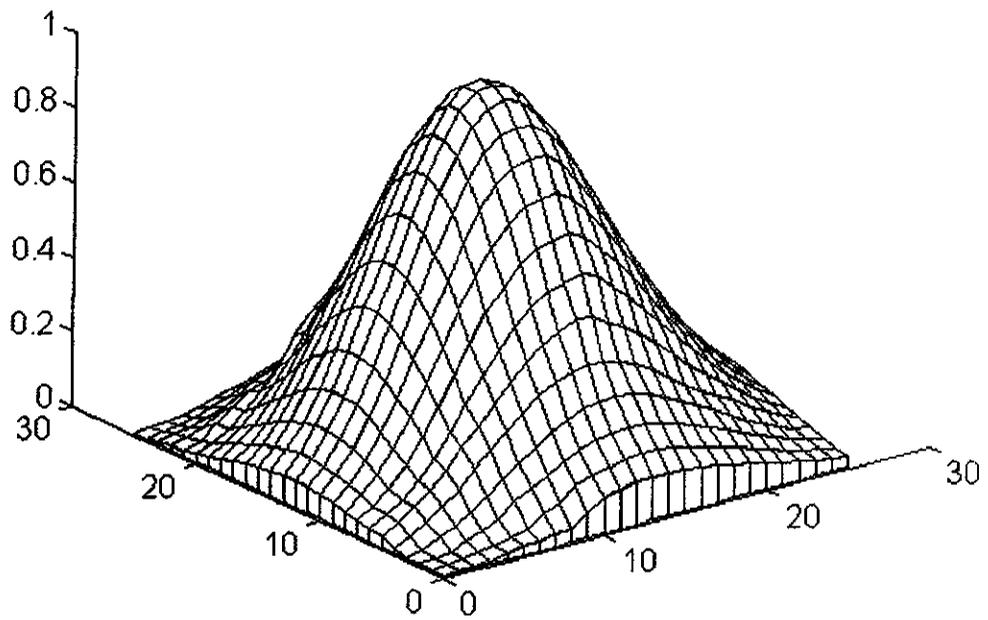


Fig. 2.58c Campo eléctrico normalizado en el plano de apertura 3^a iteración

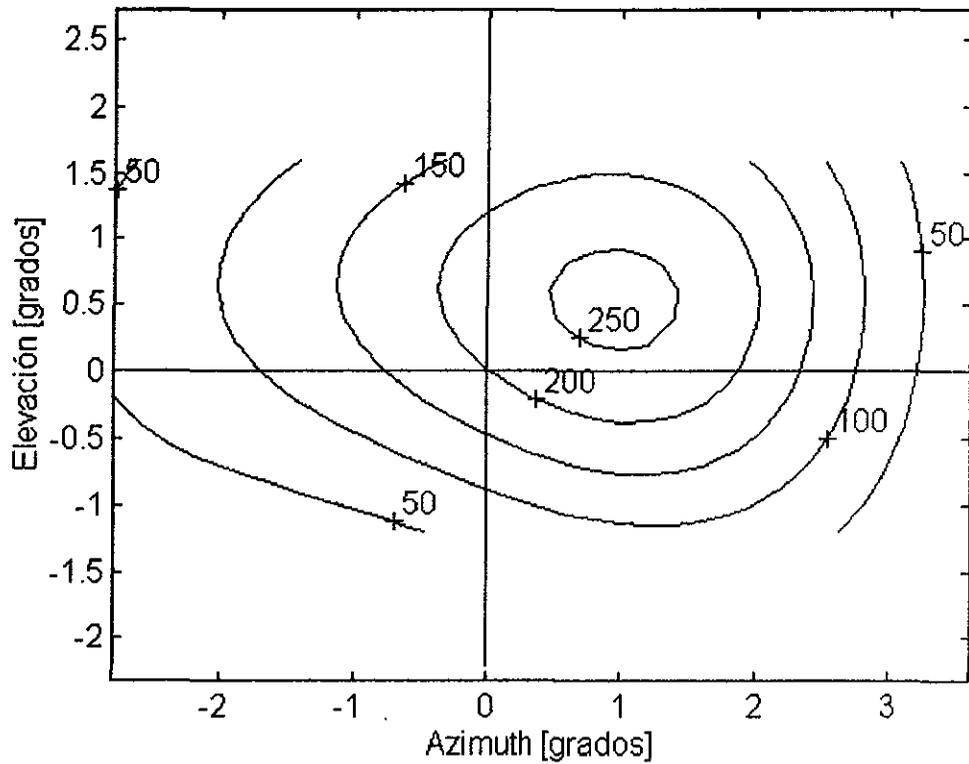


Fig. 2.58d Cobertura 3^a iteración

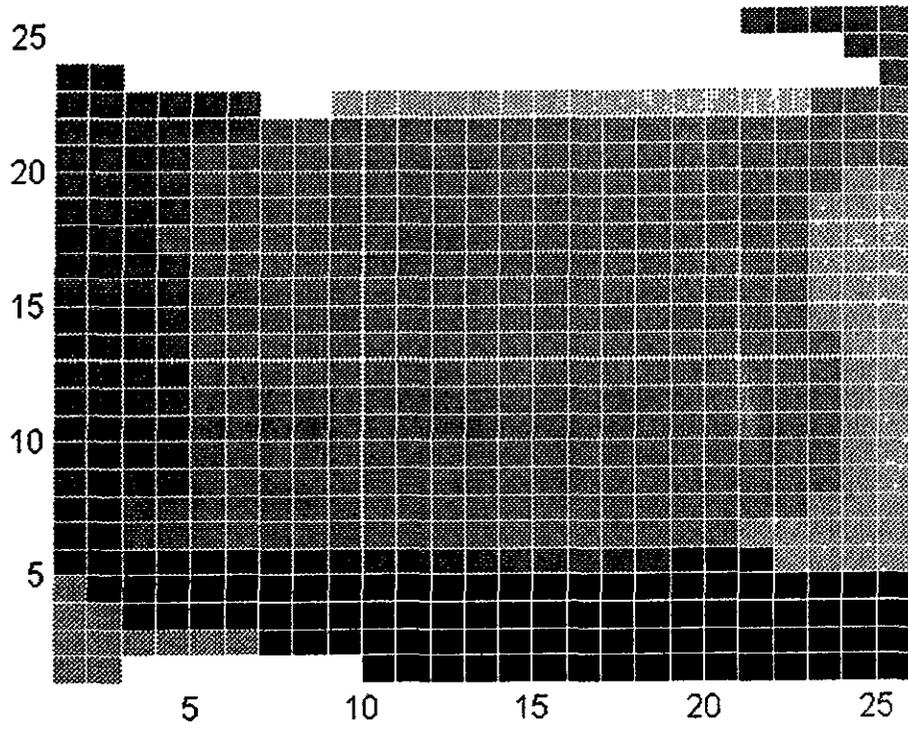


Fig. 2.59a Fase 4ª iteración. (Max[Negro]= 3.3236 rad, Min[Blanco]= -2.2764 rad).

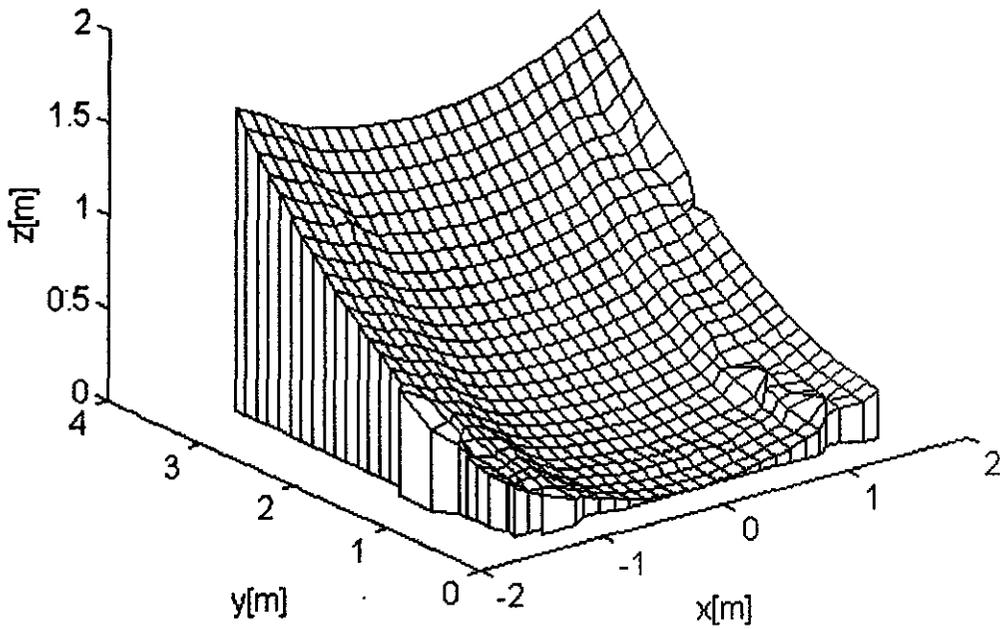


Fig. 2.59b Superficie 4ª iteración

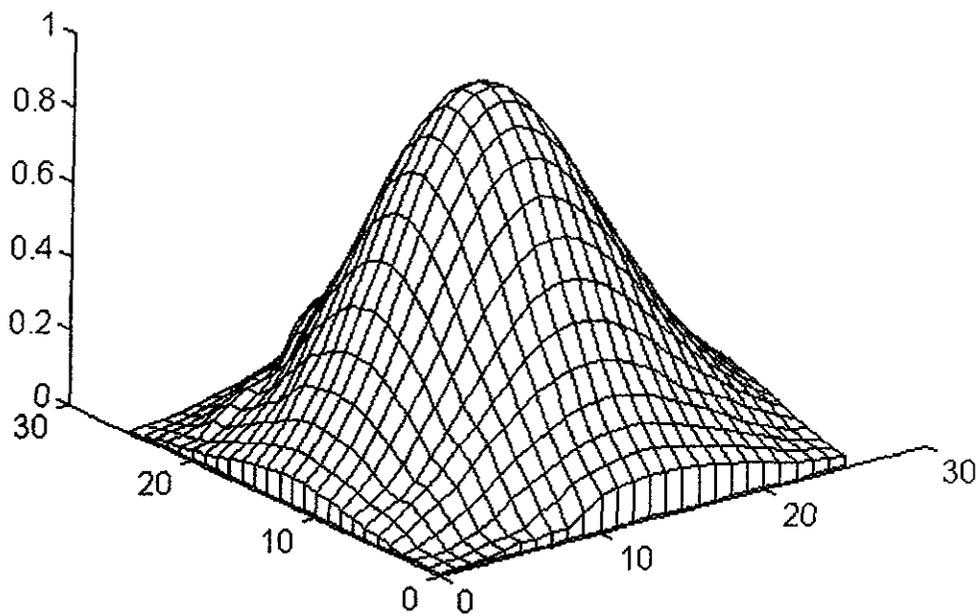


Fig. 2.59c Campo eléctrico normalizado en el plano de apertura 4ª iteración

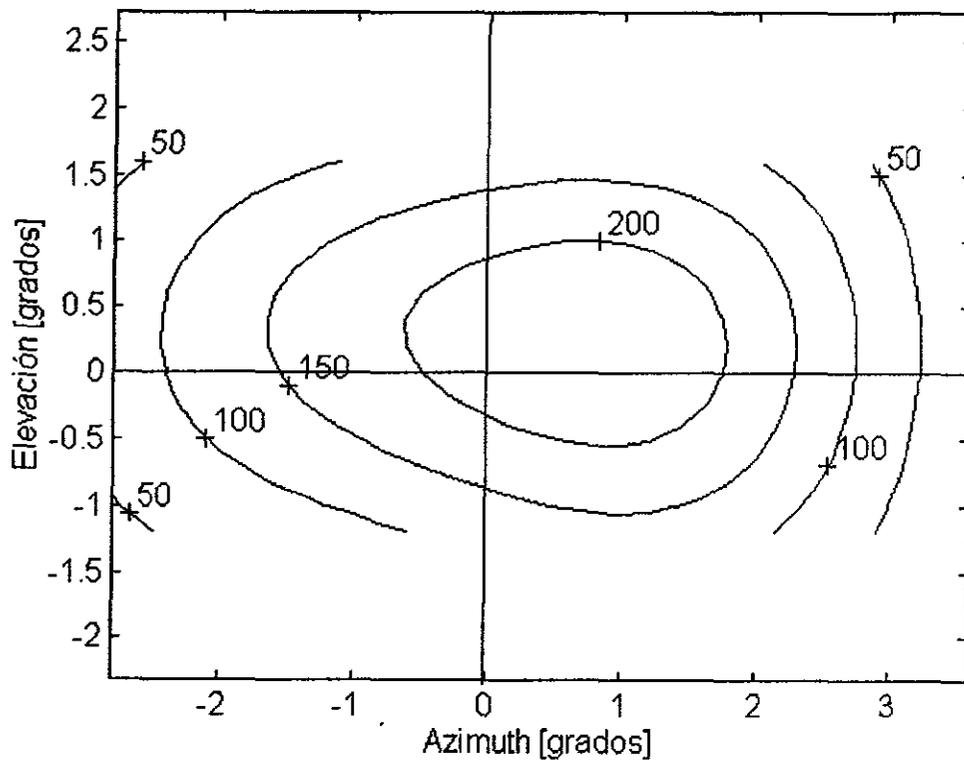


Fig. 2.59d Cobertura 4ª iteración

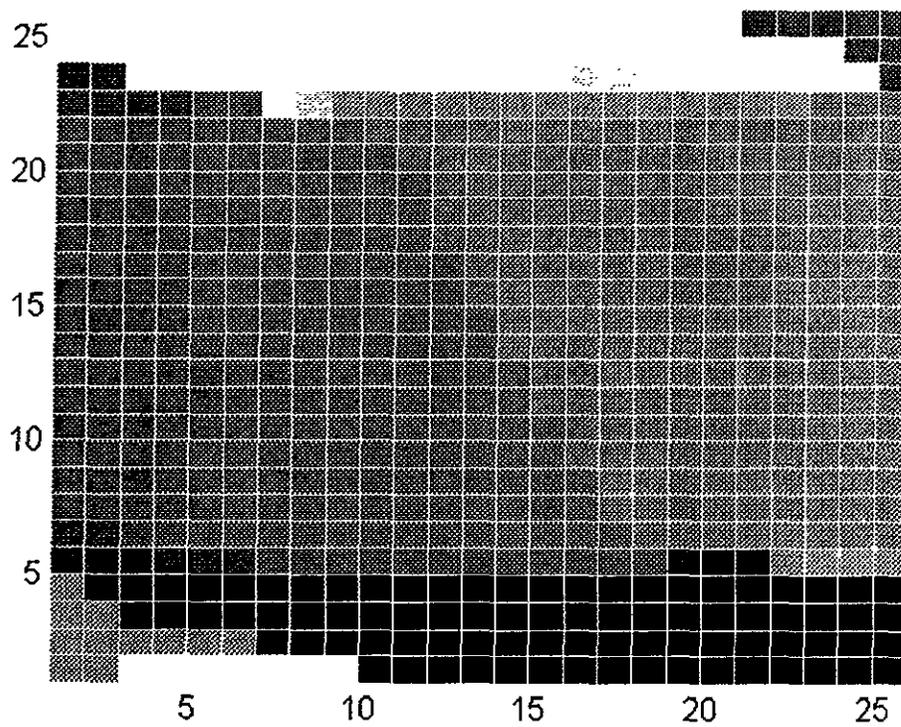


Fig. 2.60a Fase 5ª iteración. . (Max[Negro]= 3.67366 rad, Min[Blanco]= -2.6264 rad).

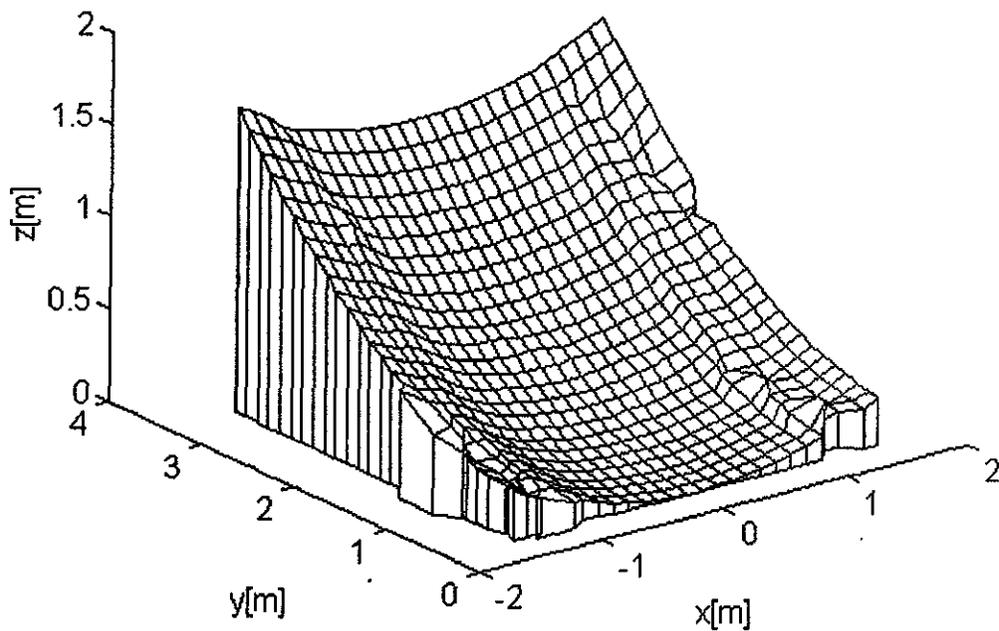


Fig. 2.60b Superficie 5ª iteración

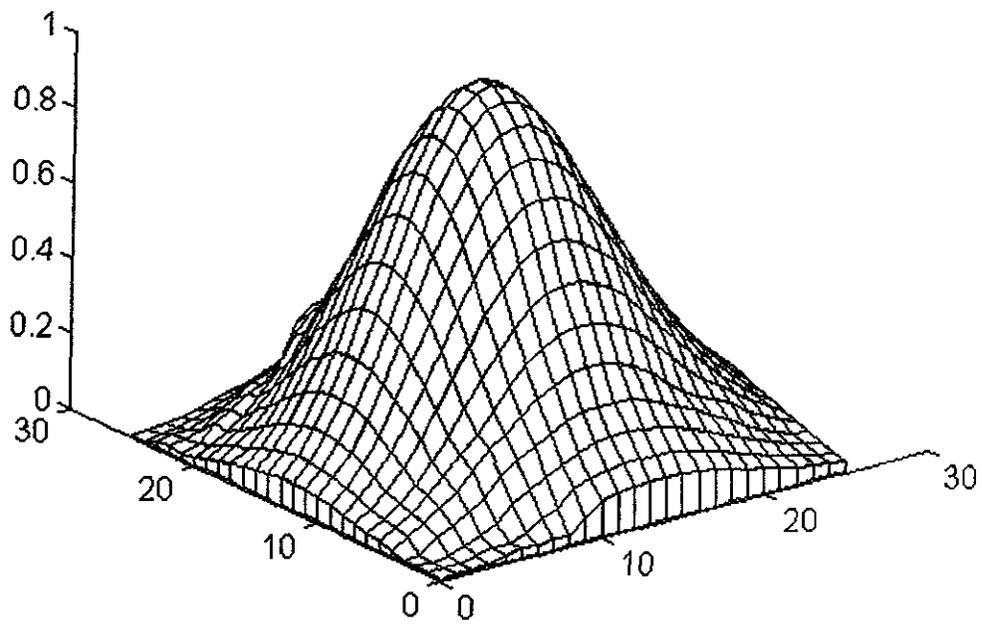


Fig. 2.60c Campo eléctrico normalizado en el plano de apertura 5ª iteración

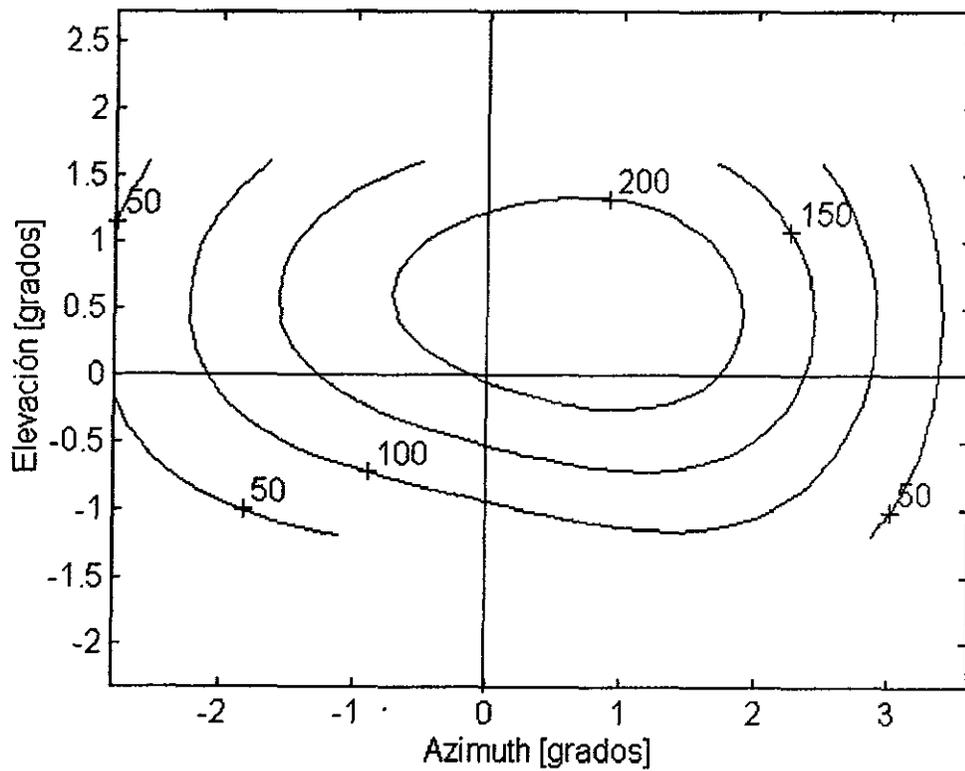


Fig. 2.60d Cobertura 5ª iteración

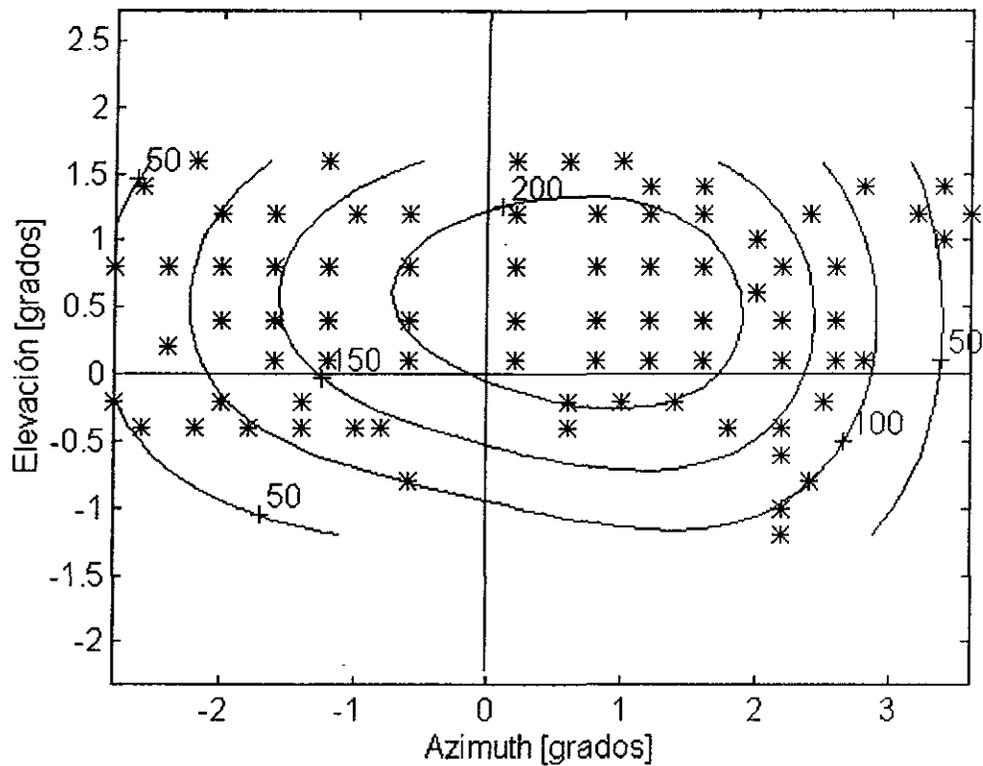


Fig. 2.61 Huella de cobertura para la 5ª iteración

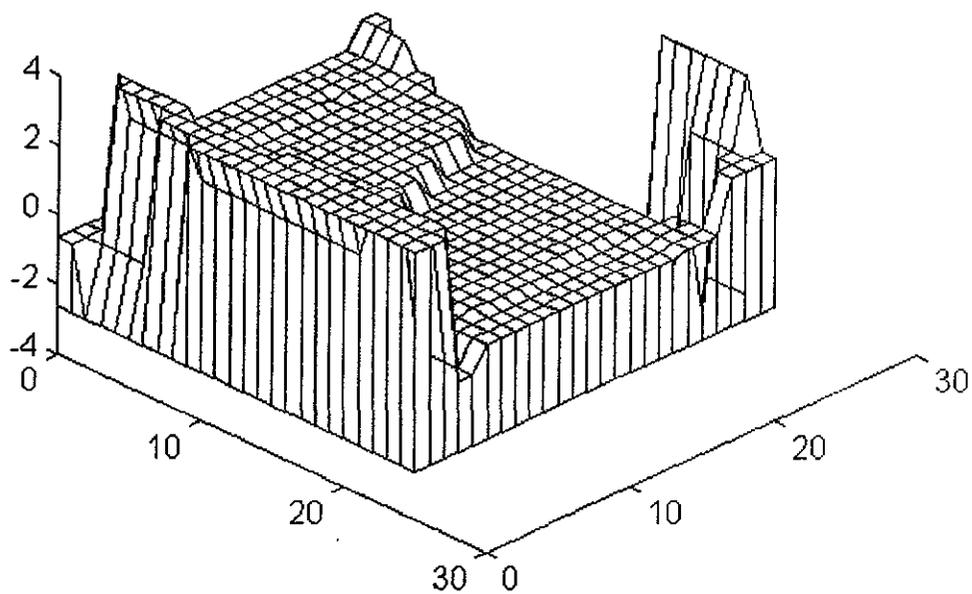


Fig. 2.62 Distribución de fase en el plano de apertura en tercera dimensión.

2. México

En este caso, los datos de entrada al programa se muestran en la Fig. 2.63 (ganancia deseada ≥ 50 dBi), y los resultados obtenidos están graficados en las Figs. 2.64, 2.65, 2.66, y 2.67. Se observa que los datos de la 4ª iteración satisfacen los requerimientos especificados. Nuevamente, la representación tridimensional de la distribución de fases optimizada se ilustra en la Fig. 2.68.

La Fig. 2.69 ilustra la cobertura obtenida para la 4ª iteración.

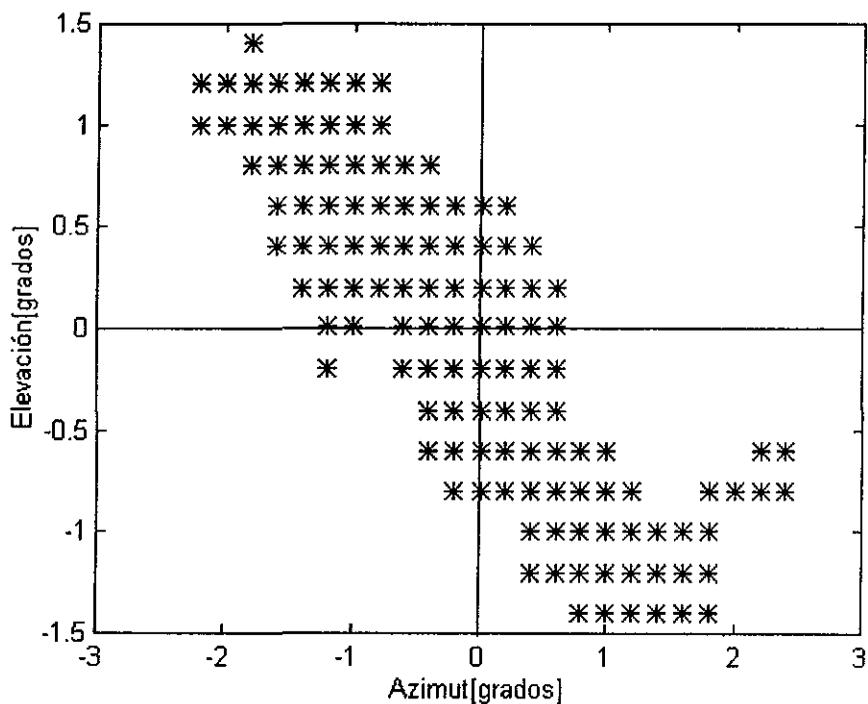


Fig. 2.63 Datos de entrada al programa para formar la cobertura de México

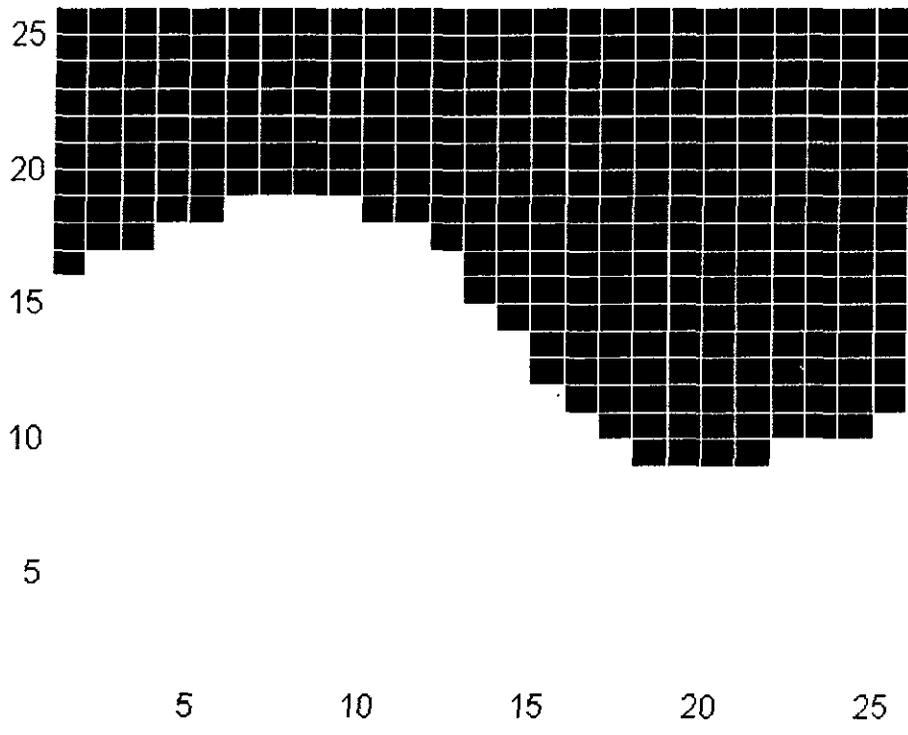


Fig. 2.64a Fase 1ª iteración. ($Max[Negro]= 1.5236 \text{ rad}$, $Min[Blanco]= -0.4764 \text{ rad}$).

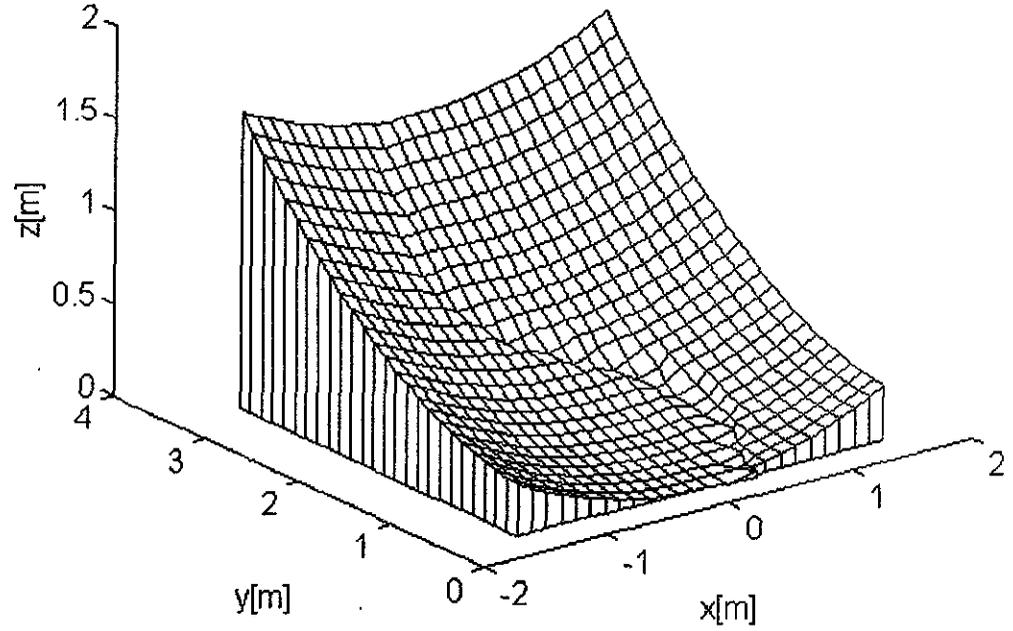


Fig. 2.64b Superficie 1ª iteración

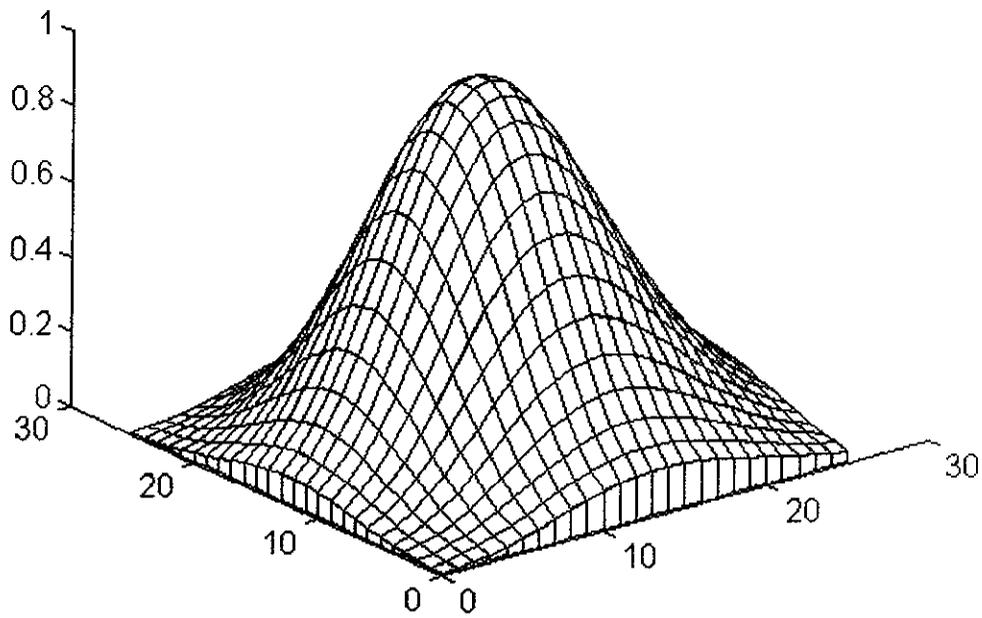


Fig. 2.64c Campo eléctrico normalizado en el plano de apertura 1ª iteración

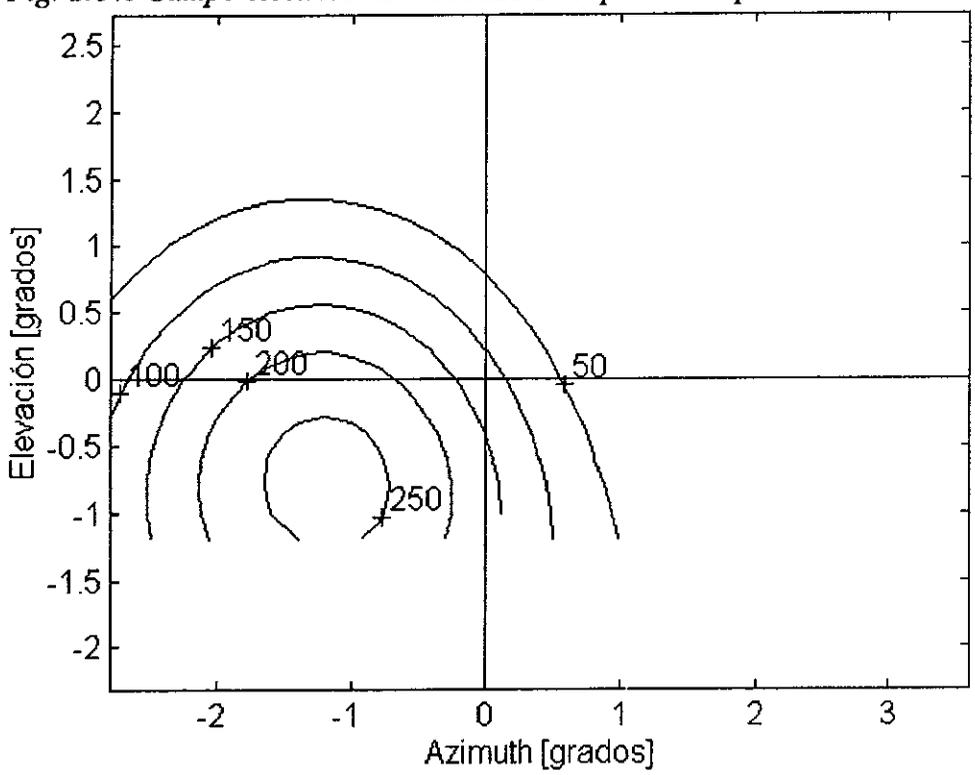


Fig. 2.64d Cobertura 1ª iteración

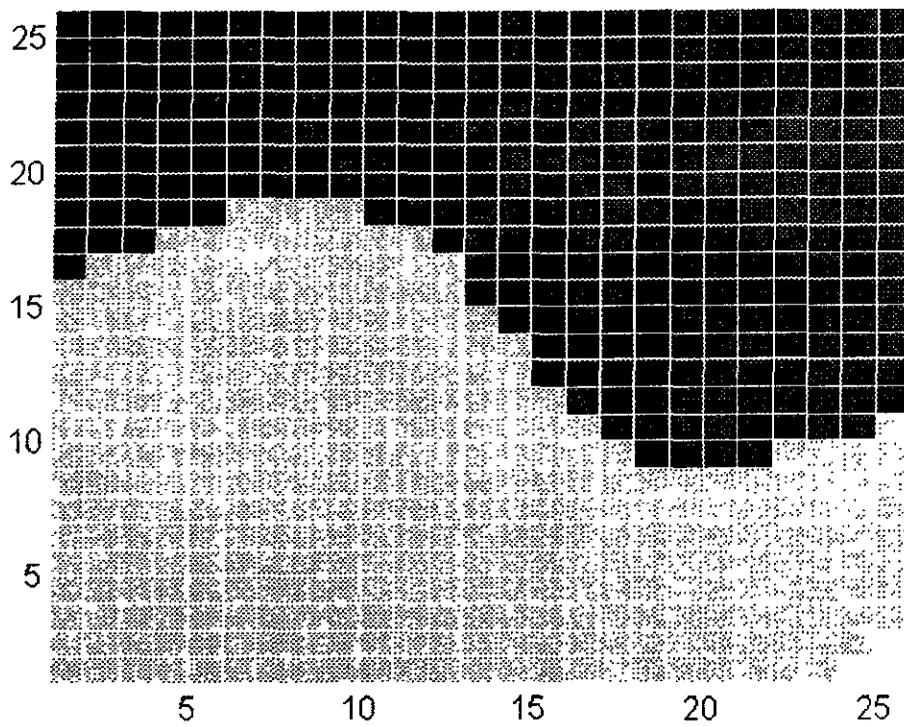


Fig. 2.65a Fase 2ª iteración ($Max[Negro]= 1.7236 \text{ rad}$, $Min[Blanco]= -0.6764 \text{ rad}$).

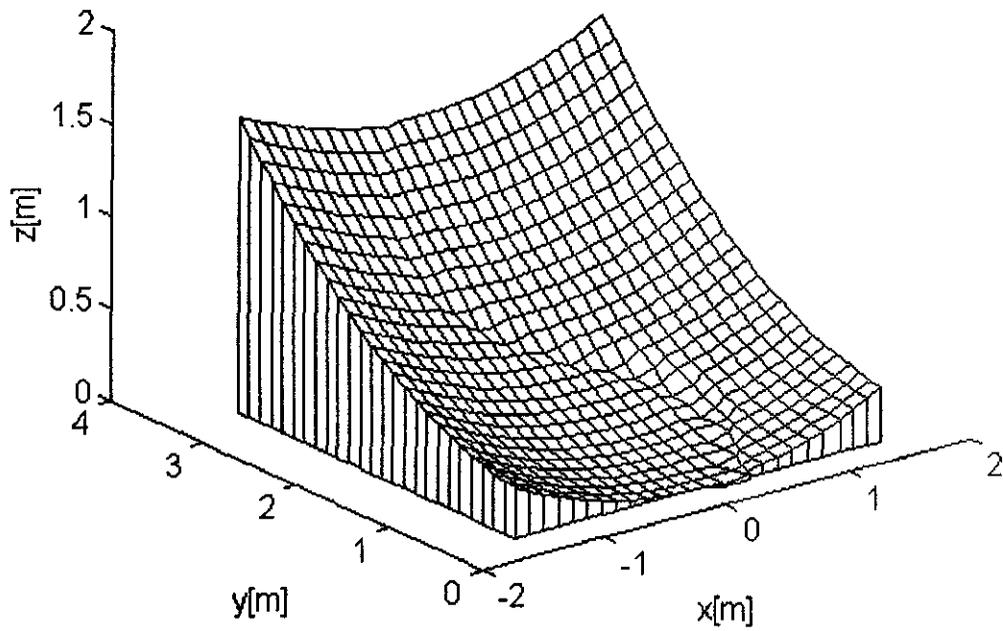


Fig. 2.65b Superficie 2ª iteración

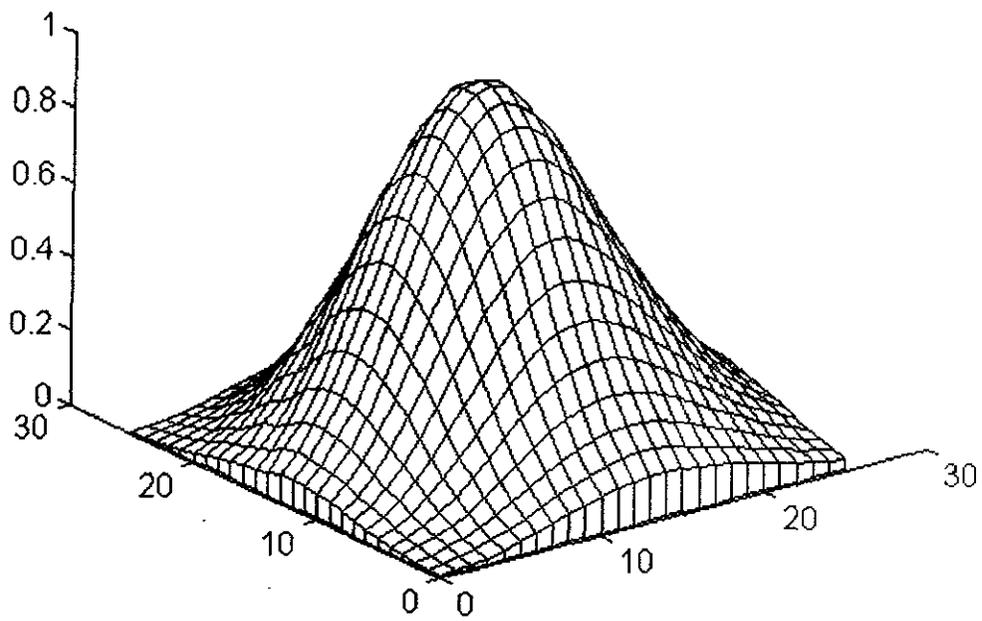


Fig. 2.66c Campo eléctrico normalizado en el plano de apertura 2ª iteración

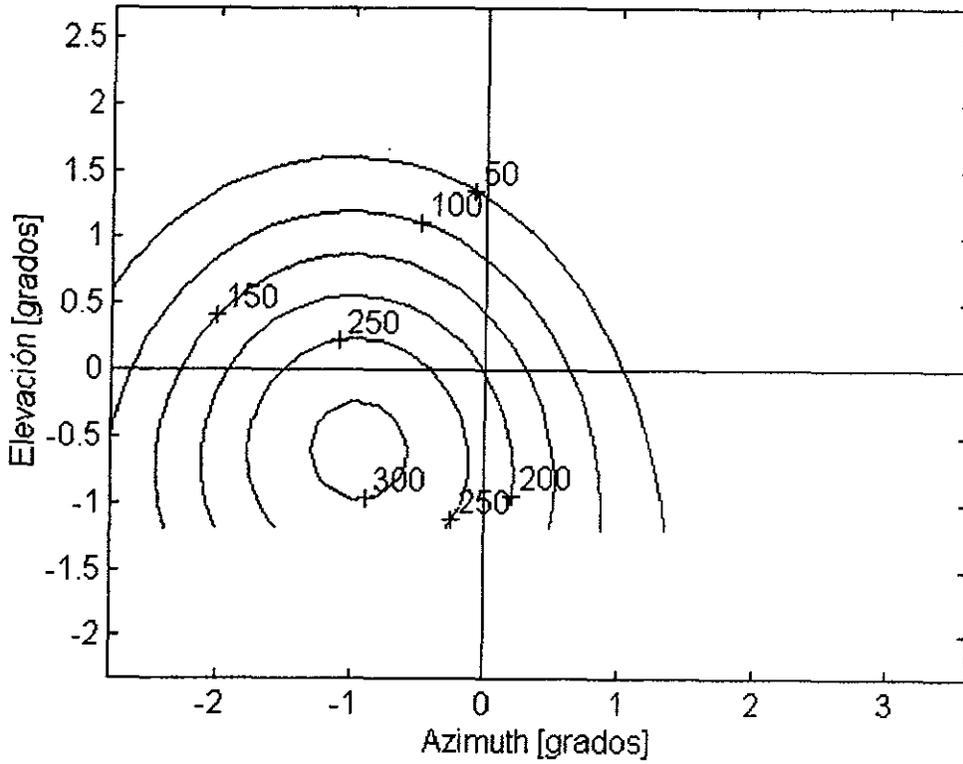


Fig. 2.65d Cobertura 2ª iteración

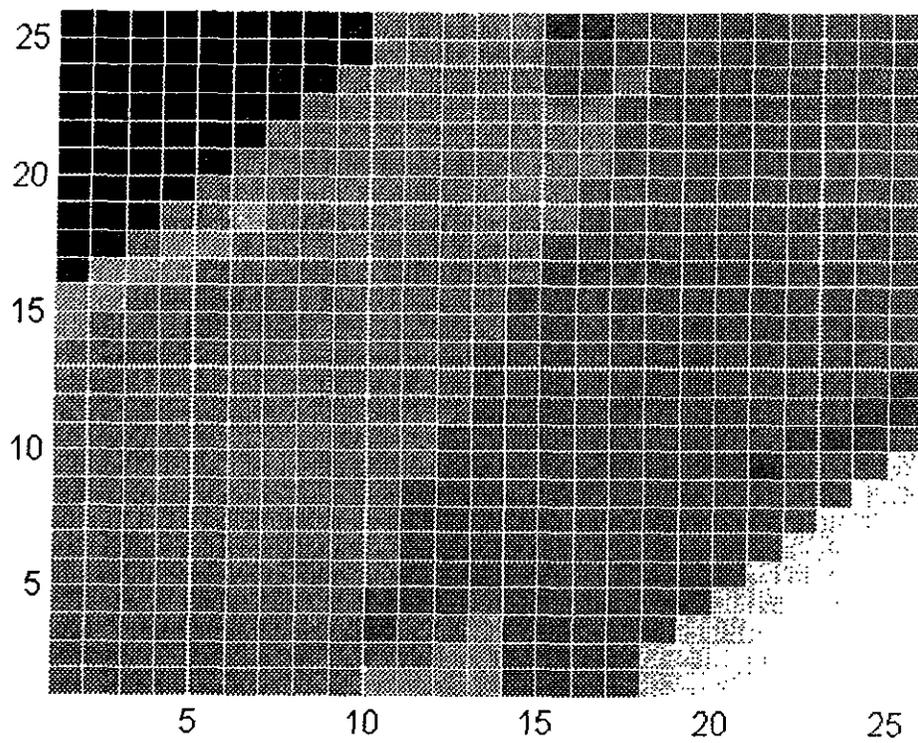


Fig. 2.66a Fase 3^a iteración (Max[Negro]= 3.7236 rad, Min[Blanco]= -2.6764 rad).

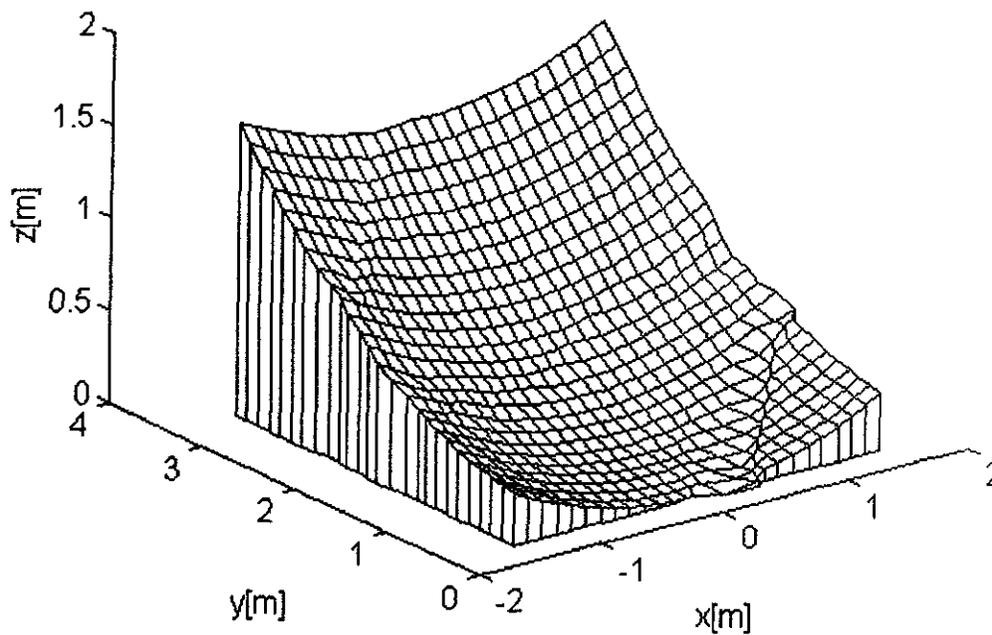


Fig. 2.66b Superficie 3^a iteración

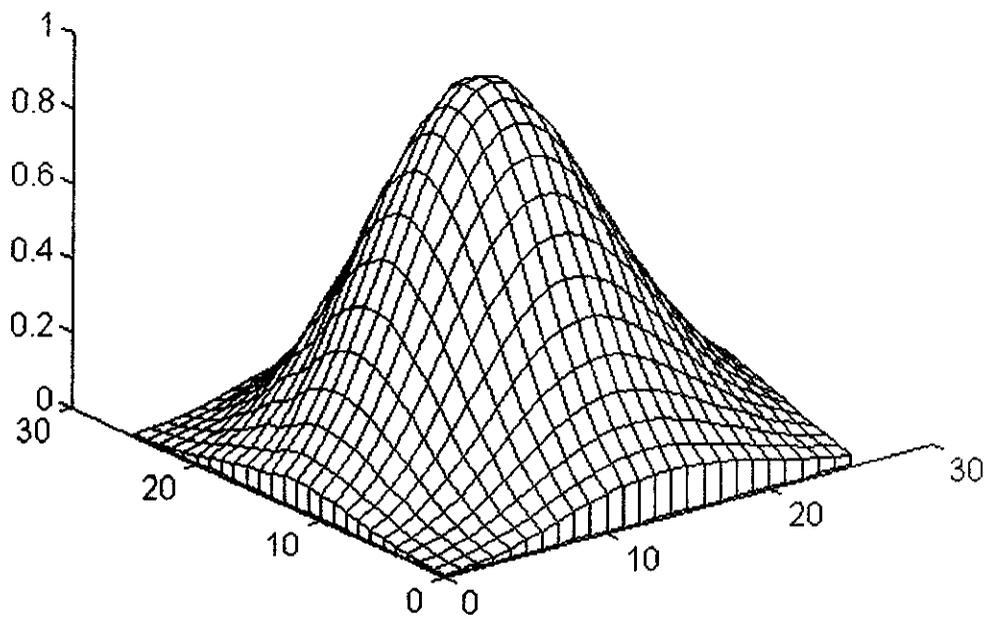


Fig. 2.66c Campo eléctrico normalizado en el plano de apertura 3^a iteración

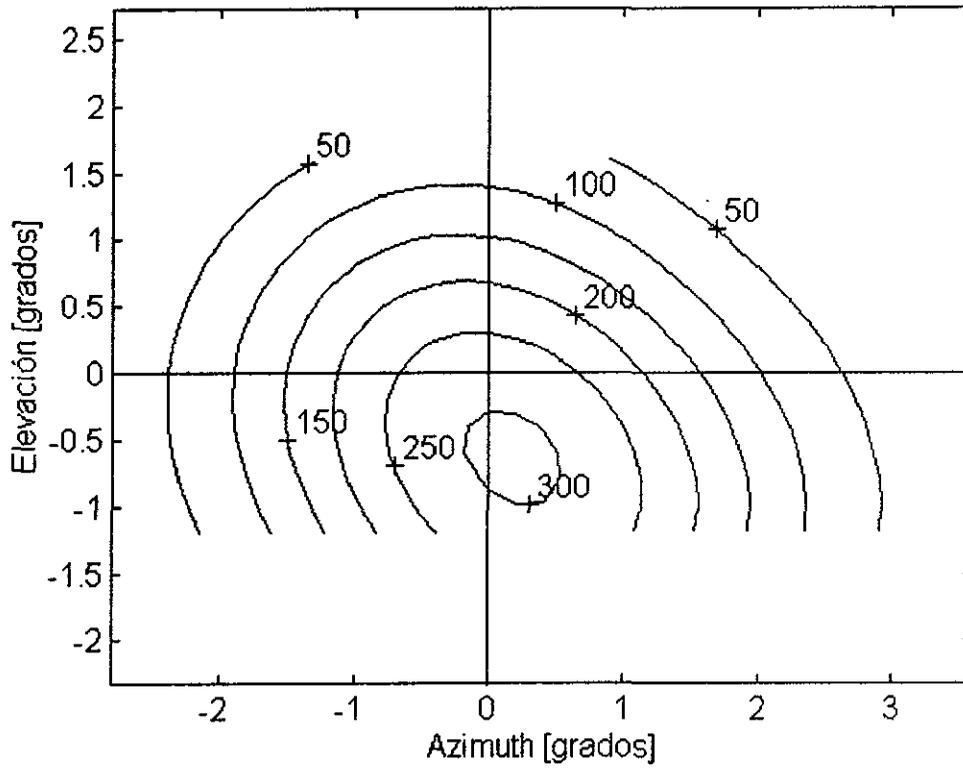


Fig. 2.66d Cobertura 3^a iteración

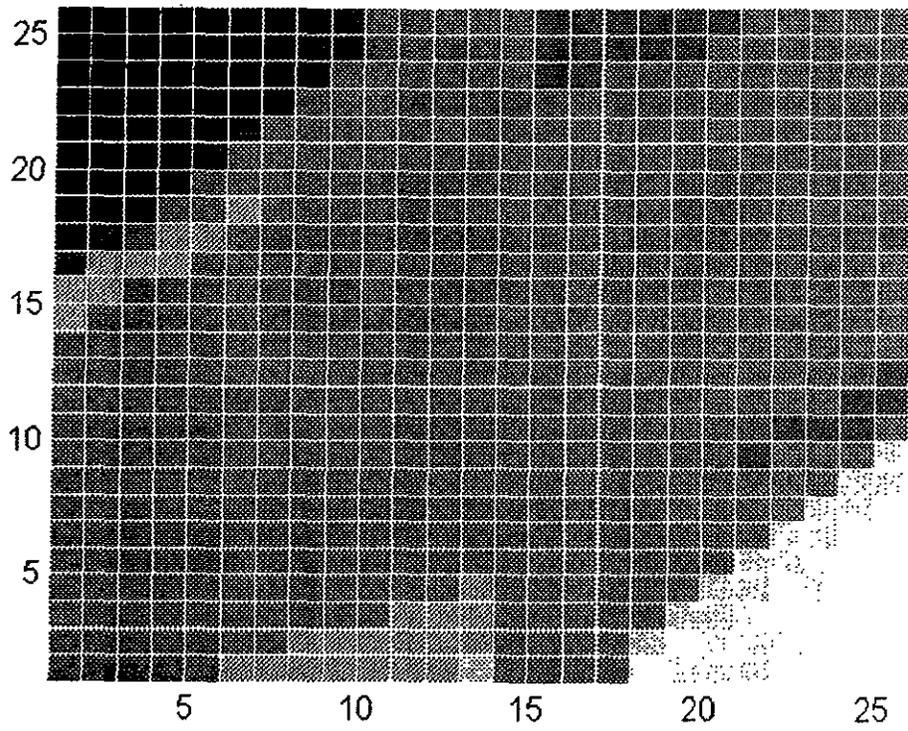


Fig. 2.67a Fase 4ª iteración ($\text{Max}[\text{Negro}] = 4.6236 \text{ rad}$, $\text{Min}[\text{Blanco}] = -2.0764 \text{ rad}$).

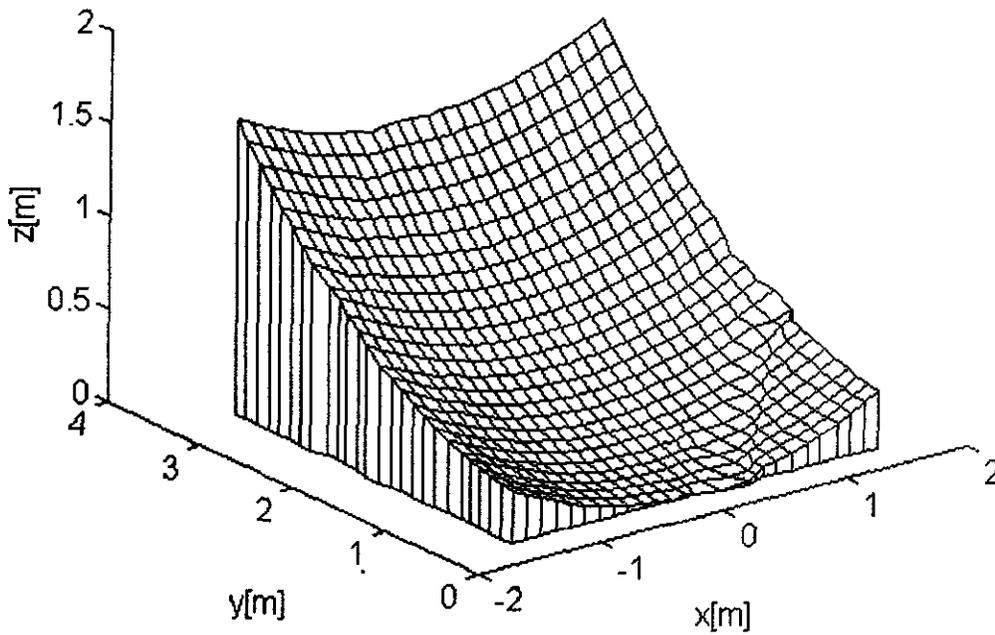


Fig. 2.67b Superficie 4ª iteración

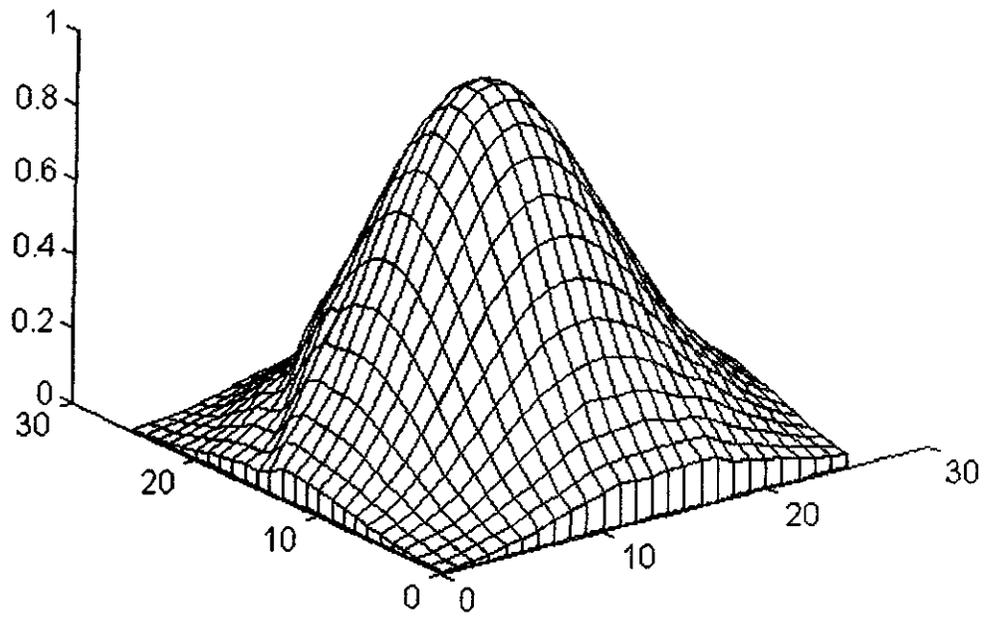


Fig. 2.67c Campo eléctrico normalizado en el plano de apertura 4^a iteración

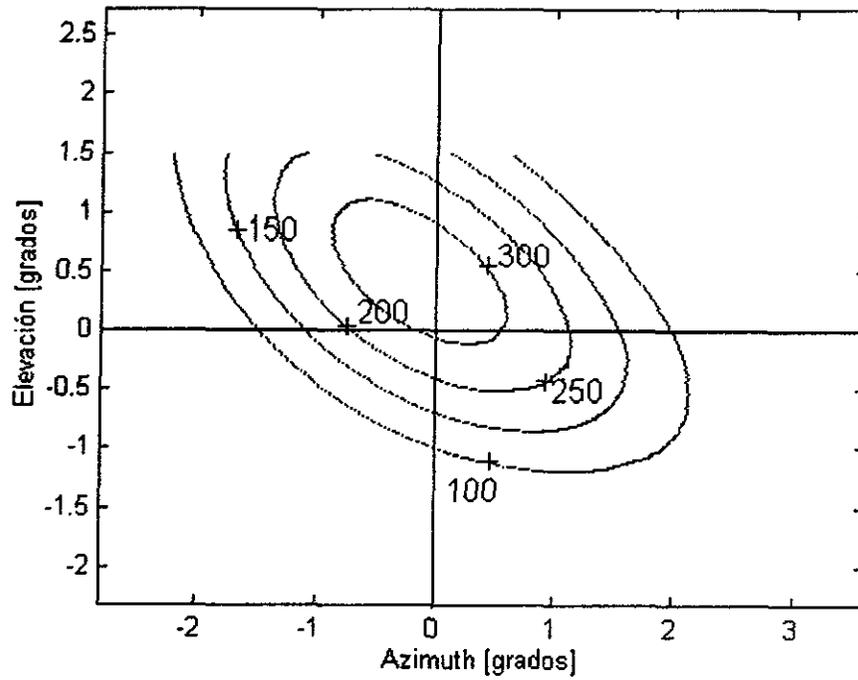


Fig. 2.67d Cobertura 4^a iteración

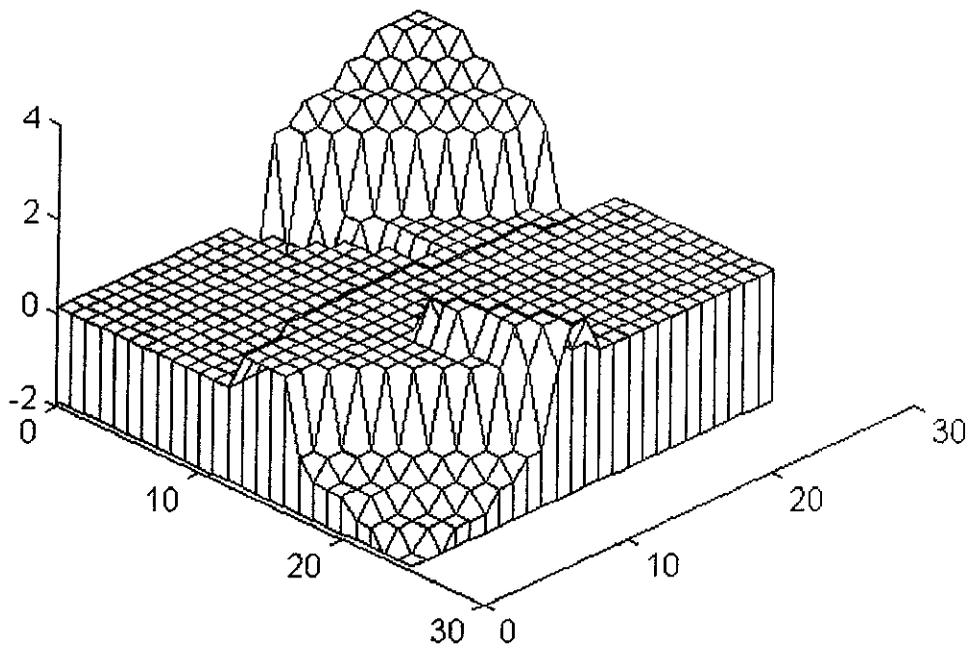


Fig. 2.68 Distribución de fase en el plano de apertura

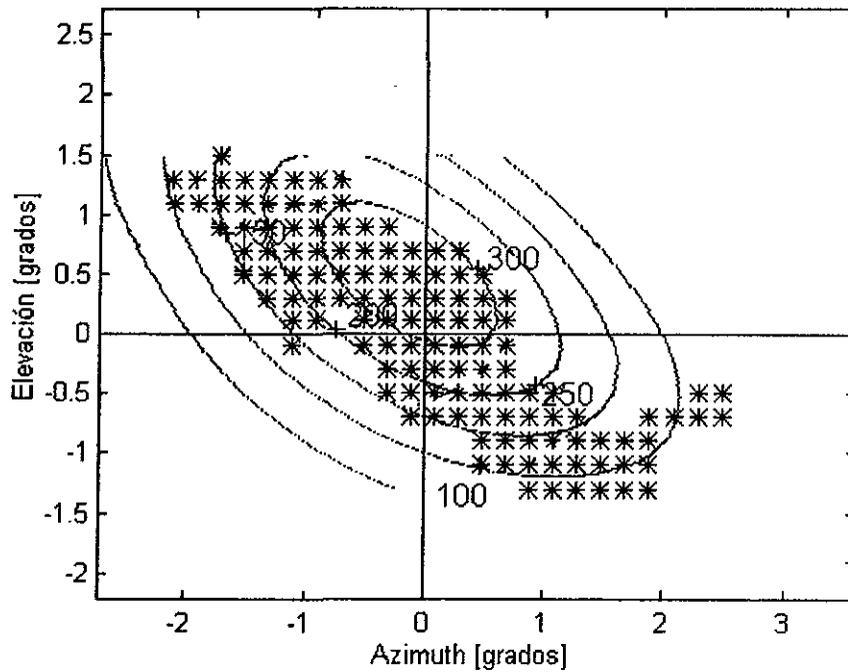


Fig. 2.69 Huella de cobertura para la 4ª iteración.

2.9 Materiales empleados en la fabricación de antenas para satélites

El medio ambiente en el espacio se caracteriza por la presión atmosférica extremadamente baja y temperaturas también muy bajas (por ejemplo, aproximadamente - 200 °C cuando no se tiene radiación solar directa o alguna fuente de calor en la órbita geoestacionaria). El uso de materiales compuestos, constituidos por polímeros dificultan la transferencia de calor debido a la baja conductividad que presentan. Por consiguiente, la baja temperatura en el espacio y la radiación solar ocasionan que en la antena se tengan zonas de temperaturas extremas tanto altas como bajas, lo que trae como consecuencia la degradación de los materiales y la deformación de la antena. Para evitar esta degradación, se implementa un control térmico sobre la antena y se emplean en ella materiales con coeficientes de expansión térmica muy bajos⁴⁸.

Además de caracterizarse por su ligereza y el volumen que ocupan, los materiales empleados en las antenas para satélites deben cubrir los siguientes requisitos:

- Resistencia: la suficiente para soportar las cargas estructural y térmica en el momento del lanzamiento y al estar en órbita.*
- Rigidez: la suficiente para resistir el momento del lanzamiento y la puesta en órbita.*
- Distorsión térmica: lo más pequeña que pueda ser al encontrarse en órbita.*
- Resistencia a la radiación: la degradación debe ser lo más pequeña posible durante la vida útil del satélite.*

Para cumplir con los requerimientos arriba mencionados, los principales materiales que se emplean en la fabricación de las antenas son: plástico reforzado con fibra de carbón (CFRP), plástico reforzado con fibra Kevlar (KFRP), aleación de titanio, y aleación de aluminio.

CFRP

El plástico reforzado con fibra de carbón (CFRP) es un material compuesto por fibras de carbón y resina epóxica, utilizado ampliamente en las antenas satelitales debido a que cumple con los requisitos más críticos de rigidez y estabilidad térmica en el espacio. Adicionalmente, la resina epóxica presenta una buena resistencia contra la radiación.

Una ventaja que posee el CFRP es que es posible controlar su dureza y su coeficiente de expansión, seleccionando la orientación de sus fibras. Como el CFRP es un buen material reflejante (con pérdidas de alrededor de 0.04 dB en la banda C), se puede emplear en las superficies de los reflectores de las antenas sin necesidad de alguna metalización adicional. Sin embargo, a veces se emplea la metalización para reducir las pérdidas de transmisión en guías de onda y filtros de microondas o para evitar la dependencia de la corriente eléctrica con respecto a la orientación de las fibras, lo cual genera componentes de polarización cruzada. Generalmente se emplea el aluminio depositado al vacío para efectuar dicha metalización.

KFRP

El plástico reforzado con fibra Kevlar (KFRP), está compuesto por fibra Kevlar (marca registrada por DuPont) y resina epóxica. Aunque éste material es inferior al CFRP tanto en resistencia mecánica como en coeficiente de expansión térmica, tiene menos pérdidas de transmisión ($\epsilon = 3.5$, $\tan \delta = 0.02 - 0.03$ a 1 MHz). Por esta razón el KFRP se emplea para el sustrato de antenas impresas, superficies selectivas de frecuencias, rejillas de polarización, etc.

Aleación de Titanio

Aunque el CFRP tiene excelentes propiedades, tiene un punto débil: presenta lo que se conoce como “descascaramiento” interlaminar, lo cual lo hace inadecuado para utilizarse en soportes y juntas de formas complicadas. Para estas partes se utiliza la aleación de titanio generalmente, debido a su alta resistencia a la tensión y bajo coeficiente de expansión térmica. Como la aleación de titanio tiene un coeficiente de expansión térmica menor que la mitad del de la aleación de aluminio, se emplea en el ensamble de la estructura de CFRP. La desventaja de esta aleación es su pobre maleabilidad.

Aleación de Aluminio

Aunque el aluminio es el material metálico más popular empleado en estructuras aeronáuticas y astronáuticas, su aplicación en la fabricación de antenas para satélites se limita a estructuras del tipo “panal de abeja”, y otros insertos mecánicos debido a su alto coeficiente de expansión térmico.

Nomex

Este material (también registrado por DuPont) es un tipo de fibra que además de tener bajas pérdidas por transmisión y un coeficiente de expansión térmico bajo, es equivalente al aluminio en lo que se refiere a su resistencia a la tensión y su densidad, por lo que también se le emplea en estructuras del tipo de panal de abeja.

En la siguiente tabla tenemos las propiedades térmicas de algunos materiales compuestos:

MATERIAL	PROPIEDAD TERMICA	
	Coefficiente de expansión ($10^{-6}/^{\circ}\text{C}$)	Conductividad de calor (kcal/m.hr. $^{\circ}\text{C}$)
CFRP (0°)	0.5	30
CFRP (0° , 90°)	0.9	13
KFRP (0° , 90°)	4.2	0.7
Aleación de Titanio (Ti-6Al-4V)	9	7
Aleación de Aluminio (6061-T6)	23	139

Como podemos observar, el CFRP con orientación de 0° en sus fibras tiene el menor coeficiente de expansión térmico, mientras que la aleación de aluminio tiene el mayor coeficiente de expansión térmico.

2.10 Aplicación de una antena de reflector conformado

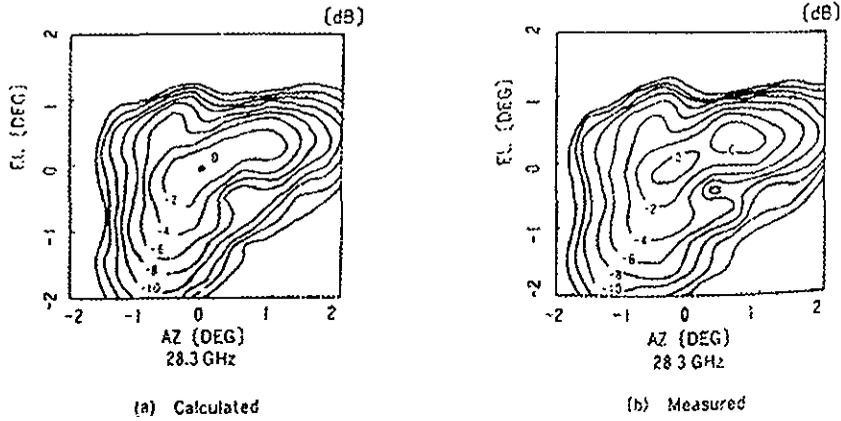
Un ejemplo de aplicación de una antena con reflector conformado, lo tenemos en la antena empleada en el Satélite de Comunicaciones Japonés 2 (CS-2, Japanese Communication Satellite 2). El reflector está hecho de CFRP soportado por una estructura a base de aluminio. El peso total de la antena es de 14.7 kg incluyendo el ensamble de alimentación.

Esta antena se emplea en cuatro bandas de frecuencias: 4, 6, 20 y 30 GHz. Se ha comprobado que la conformación del reflector trabaja en forma efectiva en las bandas de 20/30 GHz, y no afecta el haz fino deseado en las bandas de 6/4 GHz.

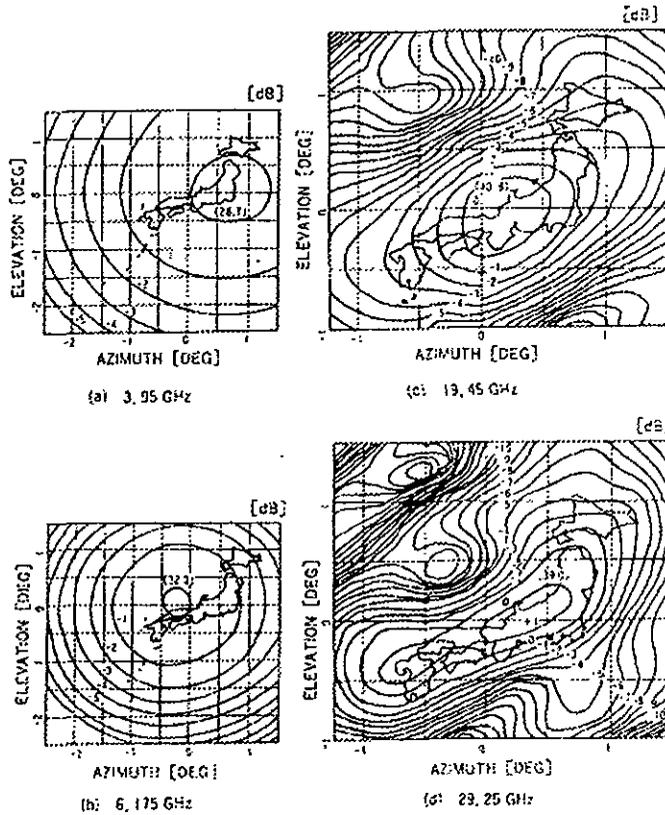
En la siguiente tabla se presenta un resumen del desempeño de la antena:

PARAMETROS	REQUERIDOS		MEDIDOS	
	Banda de 6/4 GHz	Banda de 30/20 GHz	Banda de 6/4 GHz	Banda de 30/20 GHz
<i>Frecuencia (GHz)</i>				
<i>Transmisión</i>	3.7 – 4.2	17.7 – 19.45	3.7 – 4.2	17.7 – 19.45
<i>Recepción</i>	5.925 – 6.425	27.5 – 29.25	5.925 – 6.425	27.5 – 29.25
<i>Polarización</i>				
<i>Transmisión</i>	RHCP	RHCP	RHCP	RHCP
<i>Recepción</i>	LHCP	LHCP	LHCP	LHCP
<i>Ganancia (dBi)</i>				
<i>Transmisión</i>	≥25	≥33	≥26.3	≥34.5
<i>Recepción</i>	≥25	≥33	≥27.0	≥33.8
<i>VSWR</i>				
<i>Transmisión</i>	≤1.5	≤1.3	≤1.23	≤1.15
<i>Recepción</i>	≤1.5	≤1.3	≤1.35	≤1.21
<i>Peso (kg)</i>	≤16		14.7	
<i>1ª Frecuencia Natural (Hz)</i>	≥31		31.4	
<i>Precisión de la Superficie (mm)</i>	≤0.2 rms		0.092 rms	

En las siguientes figuras tenemos la comparación de los patrones de radiación de la antena conformada empleada en el satélite CS-2:



Radiation patterns: (a) calculated, (b) measured



Measured radiation pattern of the communications antenna for CS-2: (a) 3.95 GHz (b) 6.175 GHz, (c) 19.45 GHz, (d) 29.25 GHz

2.11 Antenas en la banda Ka

Conformación de haces móviles

La Fig. 2.71 muestra el esquema propuesto de un ensamble de alimentación consistente de alimentadores y de una red de conformación de haces. En el corazón de la red se encuentran los conmutadores de ferrita con una muy baja pérdida de inserción (0.1dB). Los conmutadores se interconectan con guías de onda de cobre. Los estados del conmutador son gobernados por el controlador de haces móviles bajo las instrucciones de un centro de control terrestre. Para invertir los estados de conmutación, se envían pequeños pulsos a través de los cables de transmisión de la electrónica de control a los conmutadores. Para controlar estos, el controlador de haces móviles envía una señal a través del árbol de la red, a una corneta de alimentación en particular. Así, cada uno de los haces puntuales se forman por cada uno de los alimentadores. Sin embargo, para mover un haz dentro de su propio sector, se utiliza una combinación de 3 alimentadores, cada uno de los grupos A, B y C. Para dirigir el haz a diferentes localidades dentro del sector, se requieren diferentes conjuntos de 3 alimentadores⁽³³⁾

El controlador también gobierna la secuencia de movimiento de los haces y sus duraciones de residencia al cambiar rápidamente el estado de los conmutadores. Los conmutadores en la red deben ser lo suficientemente rápidos para permitir que los haces se muevan a varias localidades durante un periodo de trama TDMA DE 1-ms. De hecho se especifica un tiempo de conmutación de 75 ms. Los haces estacionarios tienen alimentadores por separado y no son parte de la red de conformación de haces. Sin embargo, se encuentran ubicados en el mismo paquete de alimentación en el que se encuentra dicha red incluyendo sus alimentadores. Esta forma de alimentación se considera como simplemente un grupo de cornetas que alimentan a la antena. Actualmente ya se están realizando investigaciones y experimentos para utilizar antenas de arreglos de fase activos para satélites de alta capacidad que estarán operativos a principios del siglo 21. Esto permitirá una alta EIRP, facilidades en el movimiento de los haces para asegurar amplias coberturas y mayor flexibilidad en las variaciones de tráfico.

Investigaciones recientes permiten comparar importantes características de las dos tecnologías (Tabla 2.1)⁽²⁵⁾

Para el caso de antenas de arreglos de fase activos se tienen varias alternativas: a) Radiación directa desde el arreglo, b) Arreglo de fase activo de un solo reflector y c) Arreglo de fase activo de doble reflector. Como resultado de estudios preliminares, el método de radiación directa tiene un excelente desempeño de barrido del haz y flexibilidad para compartir los recursos de potencia, sin embargo es difícil implementarlo en términos de estructura mecánica y diseño térmico. Los otros dos sistemas pueden reducir el número de elementos, por lo que la implementación mecánica y eléctrica es relativamente sencilla. En estos dos casos, se tienen ventajas y desventajas al utilizar uno o dos reflectores. En conclusión, todavía se está investigando ampliamente para determinar cual puede ser la mejor tecnología que se pudiera ultimar en el futuro.

Tabla 2.1 sistema de alimentación

<i>Característica</i>	<i>Arreglo de Cornetas</i>	<i>Arreglo de fase activo</i>
<i>Eficiencia de potencia</i>	<i>Buena eficiencia en la potencia debido al uso de TWT'S</i>	<i>Pobre eficiencia debido al uso de SSPA (se debe considerar no sólo el efecto de la etapa final sino también de las de pre-amplificación). Sin embargo hay posibilidades de mejora.</i>
<i>Número de los elementos de la antena</i>	<i>Se incrementan en proporción al número de haces puntuales</i>	<i>Se mantienen constante independientemente del número de haces puntuales</i>
<i>Pérdida de alimentación</i>	<i>Se incrementan las pérdidas debido al aumento del tamaño de los circuitos de conmutación al incrementar el número de haces</i>	<i>Se mantiene constante debido a la combinación de los haces en forma espacial. Las pérdidas son despreciables cuando este sistema se conecta directamente a los elementos de la antena.</i>
<i>Flexibilidad para atenuación por lluvia</i>	<i>Se requiere potencia para la precipitación máxima en cada haz</i>	<i>Se debe distribuir mucha potencia en las áreas de lluvia</i>
<i>Flexibilidad para variaciones de tráfico</i>	<i>Las variaciones pueden satisfacerse cambiando el tiempo de residencia del haz. La distribución de potencia entre haces es imposible</i>	<i>Las variaciones pueden satisfacerse cambiando el tiempo de residencia del haz. Es posible la distribución de potencia hacia áreas con alta densidad de tráfico.</i>
<i>Control del haz</i>	<i>Con selección de conmutación solamente</i>	<i>Deben controlarse muchos cambiadores de fase</i>
<i>Confiabilidad del sistema</i>	<i>Las fallas de TWT afectan a todo el sistema</i>	<i>Las fallas de un SSPA no afectan críticamente a todo el sistema</i>
<i>Sistema Tipo</i>	<i>ACTS</i>	<i>Teledesic</i>
<i>Evaluación Completa</i>	<i>Regular</i>	<i>Buena</i>

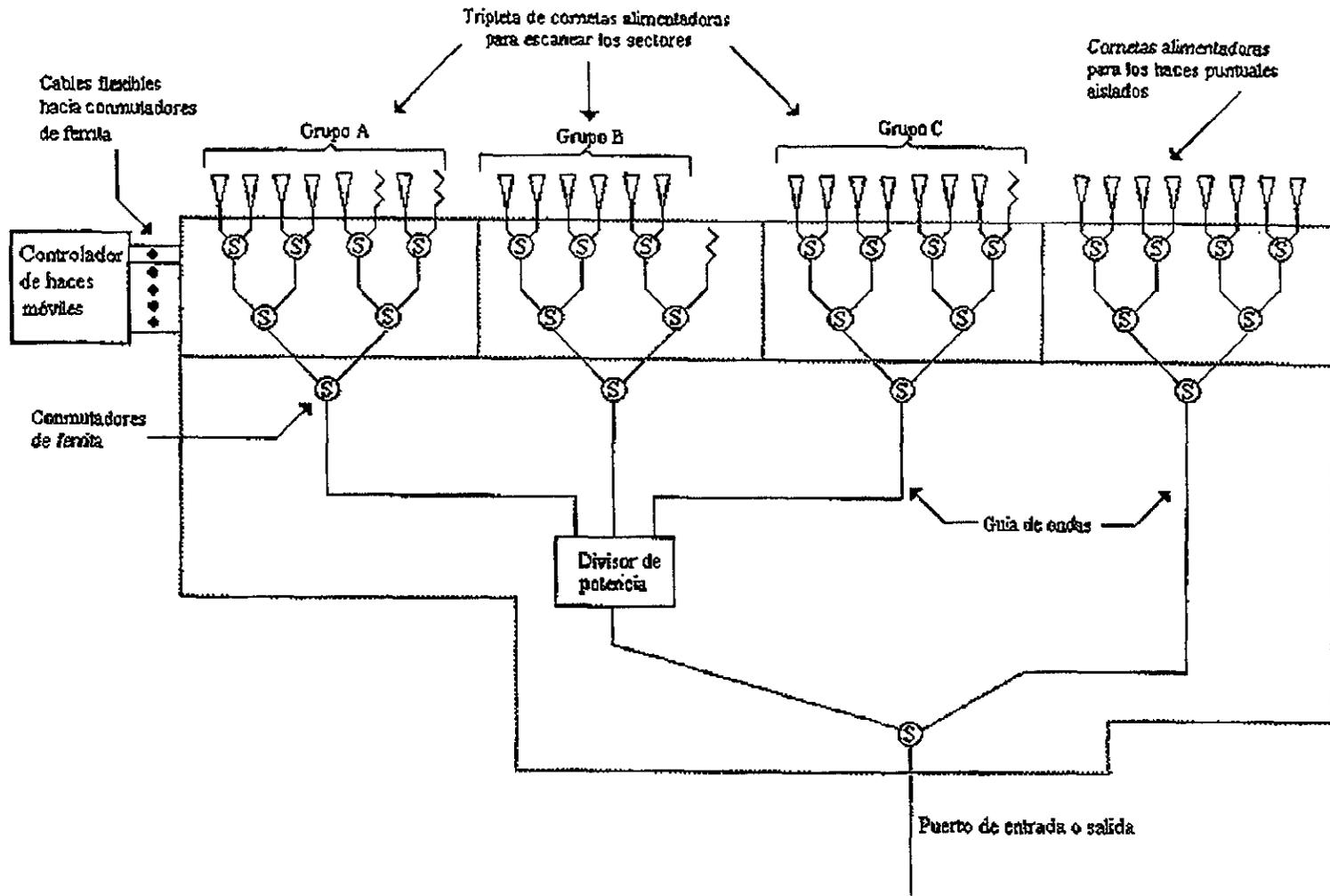


Fig. 2.71 Los haces móviles se realizan usando conmutadores rápidos de ferrita en una red de conformación de haces.

Capítulo 3

Subsistema Eléctrico

Cuando el plano ecuatorial de la tierra coincide con el plano de la órbita de la tierra alrededor del sol, se presentan los eclipses en los satélites geoestacionarios al interponerse la tierra entre el satélite y el sol. En los solsticios de verano e invierno el plano del ecuador forma 23.4° con el plano de la eclíptica, lo cual permite que el satélite sea iluminado en cualquier instante por el sol (Figura 3.1). Sin embargo, durante los equinoccios de primavera y otoño, cuando el sol cruza el ecuador, el satélite pasa por la sombra de la tierra en ciertos periodos produciéndose los correspondientes eclipses. El equinoccio de primavera es el primer día de primavera y el equinoccio de otoño es el primer día de otoño^(10,11 y 12).

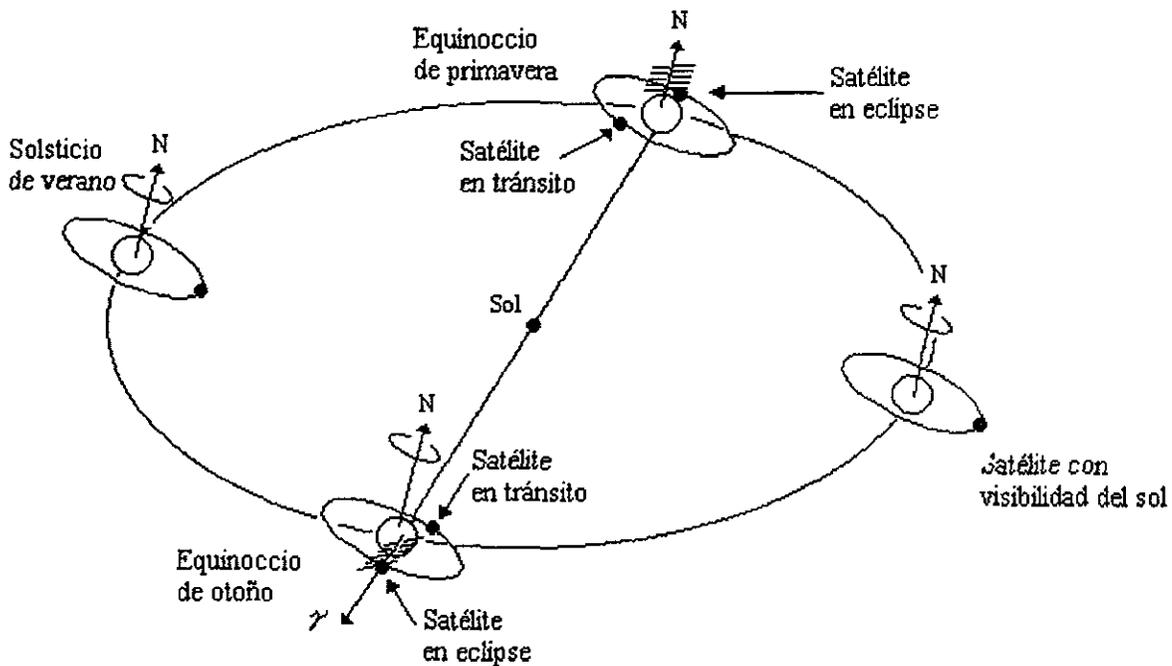


Fig. 3.1

Los eclipses empiezan 21 días antes del equinoccio y terminan 21 días después del equinoccio. El eclipse tiene una duración de 10 minutos al principio y al final, sin embargo se incrementa a una duración máxima de aproximadamente 70 minutos, que es cuando se tiene el eclipse total.

Durante el eclipse, las celdas solares no funcionan y la potencia de operación se suministra con las baterías. Cuando la longitud del satélite se encuentra al este de la estación terrena, el satélite entra al eclipse durante la luz del día (Figura 3.2). Esto puede ser indeseable si el satélite tiene que operar con la potencia reducida de las baterías.

Si la longitud está al oeste, el eclipse ocurre por la noche, cuando la estación terrena se utiliza en menor grado. Así, es deseable que las longitudes del satélite estén en el oeste más que en el este de la estación terrena.

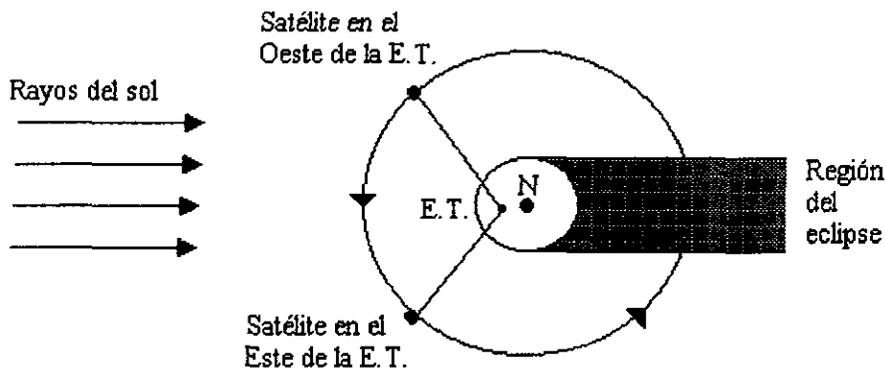


Figura 3.2

La figura 3.3 relaciona el periodo de eclipses con los días del año.

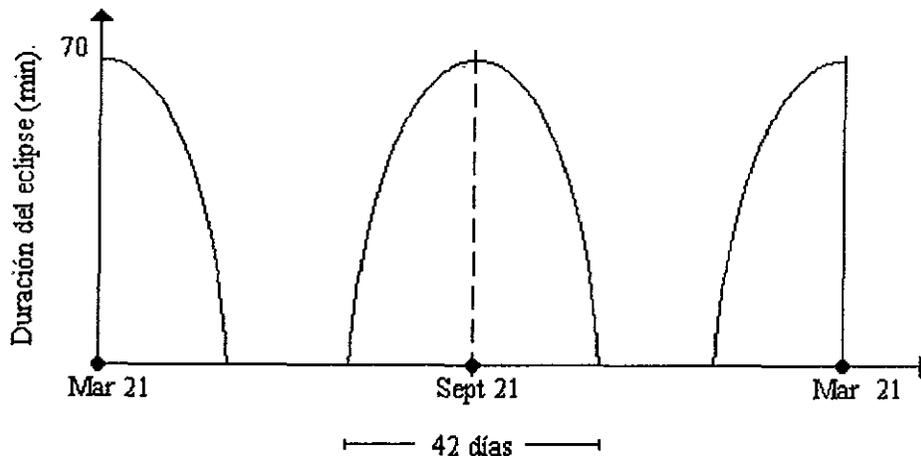


Figura 3.3

La potencia eléctrica primaria para alimentar al equipo electrónico que se encuentra a bordo del satélite, se obtiene de las celdas solares. En general, el arreglo de paneles solares y de los circuitos correspondientes, depende de las necesidades de potencia que se tengan.

Las celdas solares, en forma individual, generan muy poca potencia, por lo que es necesario establecer arreglos serie-paralelo a fin de mejorar sustancialmente dicha generación. Típicamente, un satélite estabilizado por giro tiene paneles solares que generan 940 W al inicio de su vida, llegando a tener 760 W al final de su operación. Los satélites estabilizados por tres ejes alcanzan niveles de potencia entre 2 y 12 kW, dependiendo de los requerimientos.

La eficiencia de las celdas solares ha ido mejorando con el tiempo. Las que se utilizaron en un principio, tenían una eficiencia del 8% y recientemente es posible obtener mejoras hasta del 21%. Convencionalmente, se ha utilizado silicio para su fabricación, sin embargo, el Arsenurio de Galio ofrece una mayor eficiencia, del orden del 21%.

3.1 Configuración

La figura 3.4 muestra el diagrama general del subsistema eléctrico.

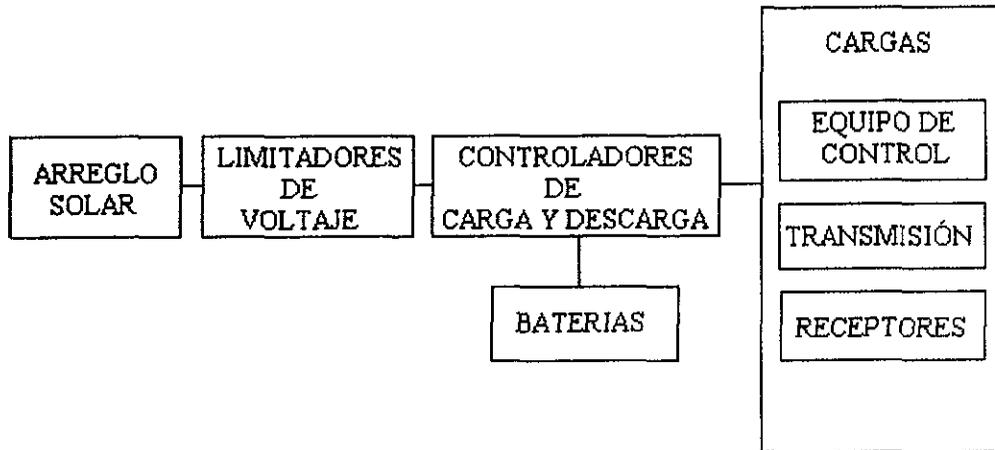


Figura 3.4

Los limitadores de voltaje se utilizan para mantenerlo a un cierto valor, excepto durante los periodos de eclipses, en los cuales el voltaje se incrementa. Estos limitadores envían la energía a las cargas y a las baterías a través de los controladores de carga y descarga, los cuales permiten el permanente suministro de energía, a voltajes constantes.

Las baterías se utilizan cuando se presenta un eclipse, proporcionando, en forma automática, energía secundaria a los diferentes subsistemas del satélite.

En el pasado, se han utilizado baterías de Niquel-Cadmio, sin embargo las de Niquel-Hidrógeno ofrecen mejoras en la relación potencia/peso.

La potencia total transmitida está dada por:

$$P_t = \sum_{i=1}^n n_i \cdot \frac{P_i}{\eta_i} \quad (3.1)$$

Donde:

n_i = número de transmisores

P_i = Potencia de radiofrecuencia transmitida

η = eficiencia

La potencia recibida P_r , se puede conocer por separado y agregarse a la potencia transmitida P_t o estimarse como un factor a de la potencia transmitida con el objeto de permitir prever requerimientos adicionales de los transpondedores. La potencia total de los transpondedores es:

$$P_T = P_t + P_r = a \cdot P_t \quad (3.2)$$

El factor a se considera de 1.05 para satélites grandes y mayor, tal vez de 1.10, para pequeños o transpondedores más complejos. Debe incluir la potencia primaria restante para los elementos como convertidores de frecuencia y osciladores locales. La potencia para mantener en órbita el satélite P_h incluye la potencia para telemetría, rastreo o comando (TTC); para control de orientación, propulsión y calentadores para usarse durante eclipses. Esta potencia incluye una componente constante P_{ho} , y una componente hP_t proporcional a la potencia del transpondedor, es decir:

$$P_h = P_{ho} + hP_t \quad (3.3)$$

Los periodos de eclipse ocurren cuando el sol está cerca del equinoccio de primavera o de otoño. Durante el eclipse, la potencia para mantenerlo en órbita también incluye la potencia de calentamiento P_{he} , ó

$$P_h = P_{ho} + P_{he} + hP_t \quad (3.4)$$

La potencia que debe ser proporcionada por las baterías durante el eclipse es:

$$P_e = \frac{eP_T + P_h}{\eta_d} = \frac{(e+h)P_t + P_{ho} + P_{he}}{\eta_d} \quad (3.5)$$

Donde e es el factor del eclipse y η_d es la eficiencia de descarga de las baterías, incluyendo circuitos reguladores y acondicionadores. La energía total de las baterías (watt - hora) es:

$$U = \frac{P_e t_e}{d} \quad (3.6)$$

y la capacidad de las baterías (amper - hora) es:

$$C = \frac{U}{V_d} = \frac{P_e t_e}{V_d \cdot d} \quad (3.7)$$

Donde t_e es el máximo periodo del eclipse (1.2 horas), d es la profundidad de descarga y V_d es el voltaje de descarga. Si las baterías se cargan en un tiempo t_c con una eficiencia η_c , entonces la potencia de carga es:

$$P_c = \frac{dU}{\eta_c t_c} = \frac{P_e t_e}{\eta_c t_c} \quad (3.8)$$

La potencia total que debe suministrar el arreglo solar es:

$$P = k(P_T + P_h + P_c) = k[a(1+h)P_t + P_{ho} + P_c] \quad (3.9)$$

donde k es un factor de margen de diseño (por ejemplo 1.05 ó 1.1). Durante periodos de eclipses, la potencia de carga de la batería esta dada por la ecuación (3.8). Durante periodos de no eclipses, las baterías se cargan a 1/10 de esta relación.

El arreglo solar debe dimensionarse para proporcionar la potencia de la ecuación (3.9), permitiendo tanto el deterioro debido a daños de radiación como las variaciones de potencia solar disponible por las variaciones de las estaciones. La degradación puede manejarse por un factor exponencial $e^{-\lambda t}$, donde t es el tiempo de vida de diseño y λ es típicamente 0.025 para permitir un deterioro del 20% en 7 años. En el diseño, el margen es siempre mayor en el equinoccio, pero tanto las potencias del arreglo para el equinoccio y el solsticio se degradan exponencialmente.

La densidad de flujo solar G varia durante el año debido a la distancia del sol y a la inclinación. Esta puede calcularse de:

$$G = \frac{\cos \delta}{r^2} \cdot \Phi = F \cdot \Phi \quad (3.10)$$

Donde $\Phi=1360 \text{ W/m}^2$ es el flujo de radiación solar por unidad de área a una distancia de 1 AU, r es la distancia desde el sol y δ es la inclinación. El factor F se muestra en la Tabla 3.1.

Tabla 3.1

EPOCA	DISTANCIA RELATIVA (AU)	INCLINACIÓN (GRADOS)	FACTOR DE DENSIDAD DE FLUJO	DENSIDAD DE FLUJO W/m ²
Equinoccio de primavera	0.996	0	1.008	1371
Solsticio de verano	1.016	23.4	0.889	1209
Equinoccio de otoño	1.0034	0	0.993	1351
Solsticio de invierno	0.984	-23.4	0.948	1289

Los efectos totales producen un máximo cerca del equinoccio de primavera y un mínimo cerca del solsticio de verano, cuando la distancia de la tierra y la inclinación son máximos. La potencia generada por una sola celda es:

$$P_{sc} = \eta_{sc} \cdot \eta_{cg} \cdot G \cdot A_{sc} \quad (3.11)$$

Donde η_{sc} es la eficiencia de la celda, la cual se degrada con el tiempo; η_{cg} es la eficiencia de la cubierta de vidrio, G es la densidad de flujo solar y A_{sc} es el área de la celda. El arreglo solar se diseña para las condiciones de mínima potencia solar, misma que ocurre en el solsticio de verano al final de la vida útil. El número total de celdas en el arreglo es:

$$N = \frac{g}{\eta_w \eta_a \cdot S} \cdot \frac{P}{P_r} \quad (3.12)$$

donde η_w es la eficiencia total del alambrado, η_a es un factor de pérdidas debido a la orientación del satélite, g es un factor geométrico igual a la relación entre el área total y el área efectiva iluminada, S es un factor de sombra y P es la potencia total requerida. Por lo tanto el área del arreglo solar es:

$$A = \frac{NA_{sc}}{f} = \frac{gP}{G\eta_{sc}\eta_{cg}\eta_w\eta_a Sf} \quad (3.13)$$

donde f es la fracción de empaquetamiento.

Las celdas se arreglan en filas para suministrar los voltajes y las corrientes deseadas. Se diseña el arreglo para que cada celda opere al final de la vida útil al punto de potencia máximo de la característica voltaje-corriente, con voltaje V_{mp} , corriente I_{mp} , y potencia de salida de la celda $P_{sc} = V_{mp} I_{mp}$. La potencia total del arreglo es $P=VI$, donde V es el voltaje del "Bus" e I es la corriente total. El número de celdas en serie por fila es:

$$P_{sc} = \eta_{sc} \cdot \eta_{cg} \cdot G \cdot A_{sc} \quad (3.11)$$

$$N_s = \frac{V + \Delta V}{V_{mp}} = \frac{1}{\eta_w} \cdot \frac{V}{V_{mp}} \quad (3.15)$$

donde ΔV es la caída de voltaje total en los elementos seriales. El número de filas de celdas en paralelo es:

$$N_p = \frac{N}{N_s} = \frac{g}{\eta_a S I_{mp}} \quad (3.16)$$

La fig 3.5 muestra el perfil de potencia del arreglo solar durante un año.

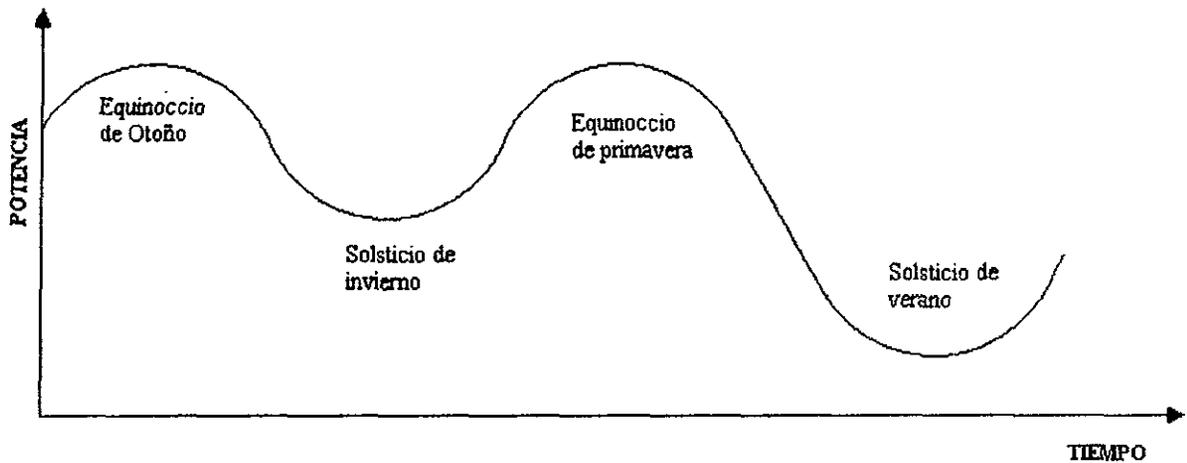


Fig. 3.5

El subsistema de potencia eléctrica suministrará de potencia a los subsistemas del satélite durante todas las fases de la misión. Se proponen celdas solares de Arseniuro de Galio para generar la energía eléctrica durante operaciones con la luz del sol y una batería de Níquel Hidrógeno durante los eclipses. La potencia se regula y distribuye por unidades electrónicas para formar un solo "bus" de 54 V.

El diagrama de bloques de la Fig. 3.6 muestra la configuración propuesta³. Durante operaciones normales (no eclipses) el voltaje del "bus" se regula por dos limitadores de voltaje (BVL's), los cuales se montan en los paneles solares. Estos limitadores regulan el voltaje del "bus" al desviar el exceso de corriente del arreglo solar. Los controladores de descarga de las baterías (BDC's) proporcionan automáticamente de potencia regulada al "bus" durante eclipses y también se requieren para aumentar la potencia del arreglo solar. Las salidas de los paneles solares y de los BDC's se conectan en forma conjunta por las unidades de distribución de potencia del "bus" (BPDU's) para formar un solo "bus" de potencia. Las BPDU's proporcionan la telemetría de la corriente de carga, la cual permite monitorear el estado del satélite. Estas BPDU's, junto con la unidad de distribución de potencia de propulsión (PPDU), proporcionan corto-circuito centralizado para cargas y conmutación para cargas específicas.

SUBSISTEMA ELÉCTRICO

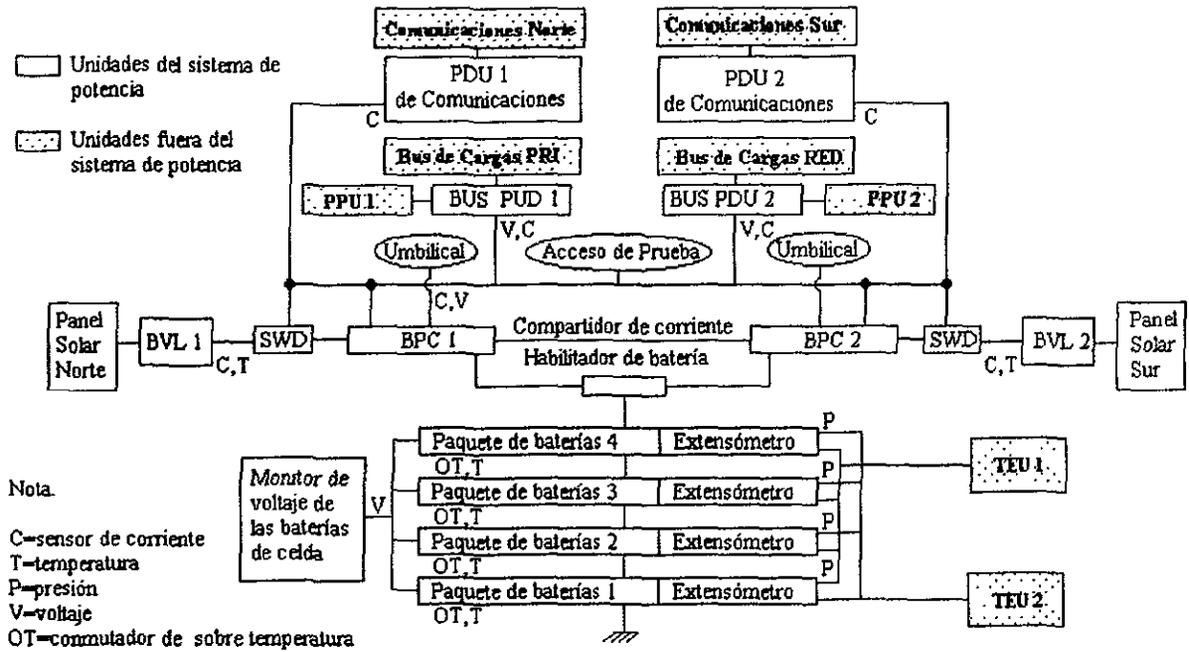


Fig. 3.6

El manejo de carga de baterías se controla automáticamente por el procesador de control del satélite (SCP), comandado el controlador de carga de batería BCC para suministrar de la corriente de carga apropiada. El SCP utiliza mediciones de telemetría proporcionadas por el BCC para medir el estado de carga (SOC) de la batería y determinar la velocidad de carga adecuada.

Durante la órbita de transferencia los dos paneles solares se mantienen plegados en las caras norte y sur del satélite con sólo una sección de cada ala iluminada con el sol. Dado que el satélite gira alrededor de su eje, se produce una onda sinusoidal rectificada (Fig. 3.7).

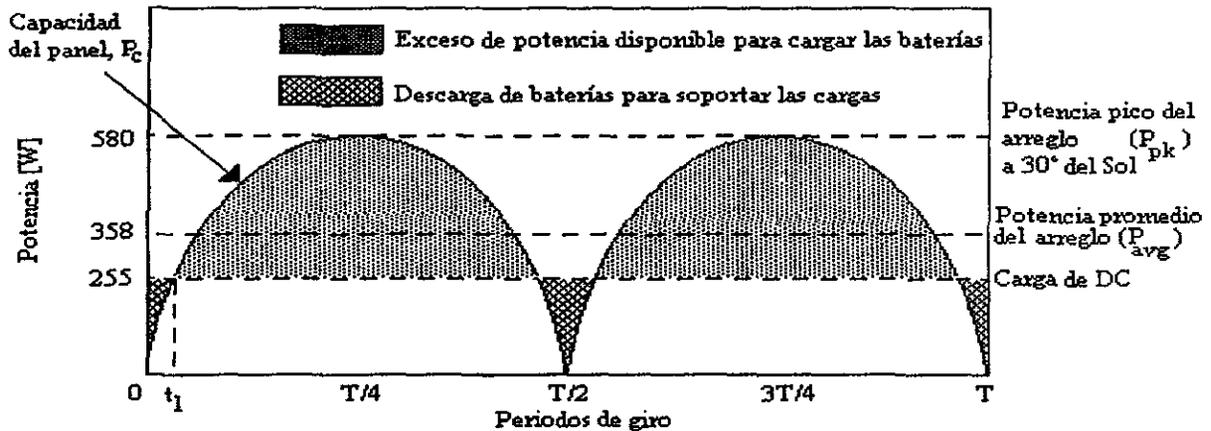


Fig. 3.7

Durante cada ciclo, el arreglo solar produce potencia que excede los requerimientos. Esta potencia excedida se usa para cargar las baterías.

Cuando los paneles solares empiezan a dejar de ser iluminados, estos no soportan las cargas, por lo tanto las baterías proporcionan automáticamente la potencia al bus vía los BDC's. Así, durante los periodos de luz del día en órbita de transferencia, se carga y descarga la batería dos veces cada giro a través de los BCC's y BDC's. Durante los eclipses en órbita de transferencia, la batería proporciona la potencia requerida.

Durante la operación a la luz del día, el arreglo proporciona la energía eléctrica. Cada uno de los 2 paneles forma 5 paneles de Arseniuro de Galio. Los paneles rotan para rastrear el sol, haciendo uso de los manejadores de paneles (SWD's), que se controlan por el SCP.

Los SWD's tienen anillos deslizadores para transferir la potencia a través de la interfase de rotación, entre los paneles y el cuerpo del satélite.

Los BDC's continuamente monitorean el voltaje del "bus" y generan una señal de control que causa que el BCC reduzca la corriente de carga de la batería, si existe insuficiente potencia del arreglo para soportar la carga específica. Si al reducir la corriente de carga de la batería no se produce suficiente potencia para soportar la carga del "bus", entonces los BDC's suministrarán potencia de la batería en una de las tres formas de carga de la batería. El SCP automáticamente configura los BCC para la razón de carga adecuada, recargando la batería, basándose en la telemetría correspondiente. La batería se recarga normalmente después de los eclipses a una velocidad de $c/20$, es decir $350 \text{ A-hr}/20 \text{ hrs.} = 8 \text{ Ampers}$, hasta que alcanza el 95%. Entre los eclipses, la batería puede estar en circuito abierto y periódicamente cargarse para mantener su SOL entre 50 y 60%.

Durante eclipses, la potencia del "Bus" se proporciona por la batería de níquel-hidrógeno de 32 celdas vía los BDC's. La batería tiene una capacidad de 350 A-hr y una profundidad de descarga máxima de 75%. (Fig. 3.8).

Los BDC's comparten igualmente la corriente de descarga, proporcionando una carga térmica predecible y balanceada en el sistema de control térmico del satélite. Cada BDC es internamente redundante y opera en una forma de redundancia segura. Considerando que la carga total del "bus" es mayor que la mitad de la máxima carga, la falla de una BDC ocasiona que el otro llegue al límite de corriente, el cual ocasiona que el voltaje del "bus" caiga y las cargas se desconecten automáticamente. Cuando la carga del "bus" es lo suficiente baja para que un BDC la soporte, el voltaje del "bus" regresa al punto de regulación y el BDC que falló puede transferirse al lado redundante, permitiendo la reactivación de las unidades de desconexión y que la operación normal se reanude.

El rango de voltaje del "bus" está entre 52.05 y 53.15 volts.

3.2 Presupuesto de potencia

La función primaria del subsistema eléctrico es la de proporcionar la potencia adecuada a todos los usuarios en todas las fases de la misión. A continuación se discutirá la distribución

CONFIGURACIÓN DE BATERÍA

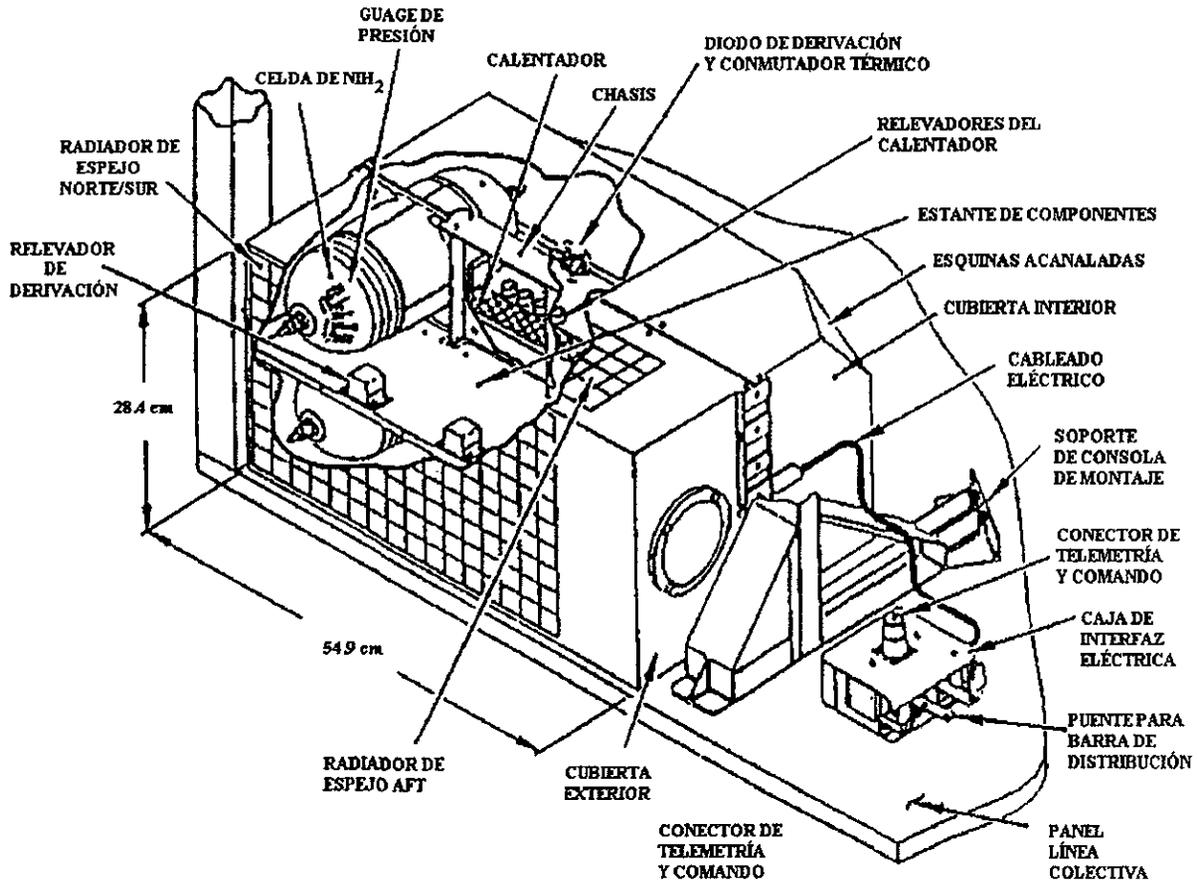


Fig. 3.8

de potencia de las diferentes cargas, pérdidas de distribución, carga de baterías, y los márgenes en las peores fases de la misión: Órbita de Transferencia, equinoccio, solsticio y durante eclipses.

Antes del lanzamiento y durante el ascenso, el satélite estará alimentado internamente por las baterías. La sola batería continuará alimentando al "bus" hasta que los paneles solares sean iluminados por el sol. Durante la fase de giro en la órbita de transferencia, la potencia es proporcionada por la parte externa de la cara de los paneles. Debido a las restricciones térmicas dentro del vehículo de lanzamiento que limitan la temperatura mínima de la batería a aproximadamente $23^{\circ}C$ antes del lanzamiento, las baterías estarán totalmente cargadas en el lanzamiento. El estado de carga de la batería en el inicio de la órbita de transferencia estará en el rango de 50 o 60%.

Durante la órbita de transferencia, el satélite pasará por eclipses que durarán de 34 a 72 minutos como máximo. La potencia de los paneles solares debe ser suficiente para proporcionar de potencia a las cargas del "bus" incluyendo dos amplificadores de banda C para telemetría, pérdidas de distribución y carga de baterías dos veces, durante cada ciclo de giro. Los factores críticos son: ángulo con respecto al sol del arreglo solar, la potencia de carga, la temperatura de la batería, el estado de carga e la batería, la eficiencia de carga y descarga y la duración del periodo de la órbita y el eclipse. Se debe considerar también que la batería y el arreglo solar no deben fallar, el control de nutación activo permite un ángulo solar óptimo, el control térmico de la batería empieza en -7°C .

La tabla 3.1 muestra un estimado de potencia para el solsticio de junio, equinoccio de septiembre y para el eclipse de máxima duración.

La tabla 3.2 muestra el consumo estimado para la carga útil.

3.3 Arreglo Solar

La intensidad de la Luz Solar varía con la estación y el ángulo de incidencia. (Fig. 3.9) La potencia de salida de las celdas solares varía con la temperatura. Temperaturas muy frías reducen la corriente y aumentan significativamente el voltaje. La potencia también varía con el tiempo, ya que tanto el voltaje como la corriente se degradan con los daños de la radiación³⁸.

El arreglo solar consistirá de 2 paneles solares desplegados de Arseniuro de Galio/Germanio que se extienden en los lados norte y sur del cuerpo del satélite. La Fig. 3.10 muestra la configuración del arreglo. Los paneles se conectan al satélite vía el mecanismo SWA, el cual hace que giren una vez por día para rastrear al Sol. Los SWA's también proporcionan la transmisión de potencia a través de una interfase rotatoria que existe entre los paneles y el cuerpo del satélite.

Cada panel se divide en 5 subpaneles, los cuales se dividen en 12 grupos, mismos que se dividen en 5 circuitos por grupo, haciendo un total de 60 circuitos por subpanel. La eficiencia es del 21.6 la vida útil de 15 años y el voltaje de salida es de 52.9 volts.

La predicción de la potencia de salida del arreglo solar durante la vida útil se muestra en la Fig. 3.11. Estas predicciones se basan en la degradación del desempeño de las celdas solares debido a radiación, variación anual de la intensidad solar y pérdidas de potencia en los BVL's y en el alambrado de los paneles solares.

Intensidad solar y variación del ángulo solar en la órbita sincrónica

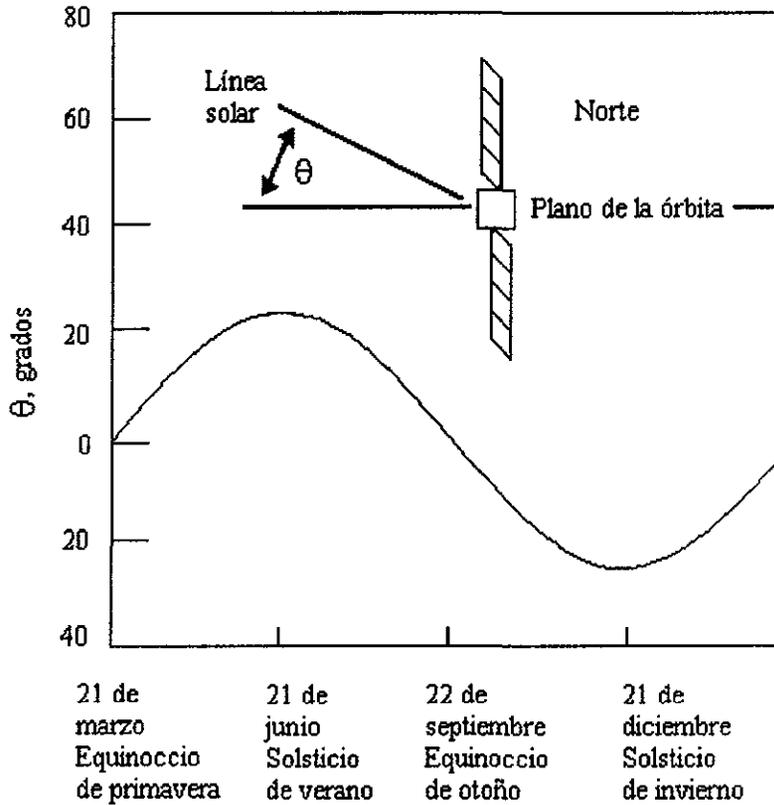
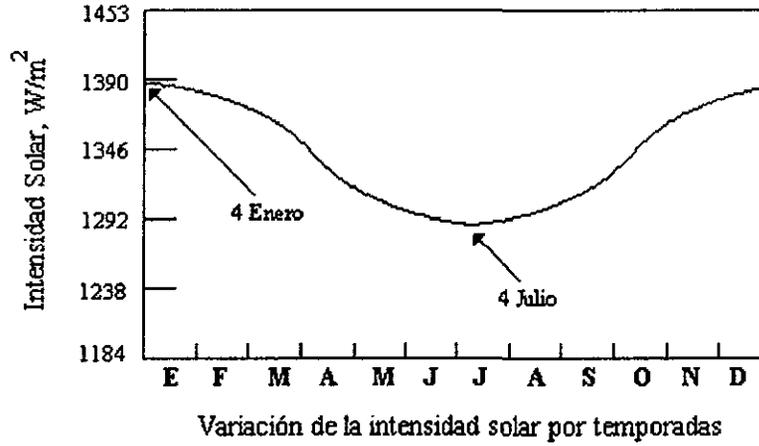


Fig. 3.9

Terminología del arreglo solar

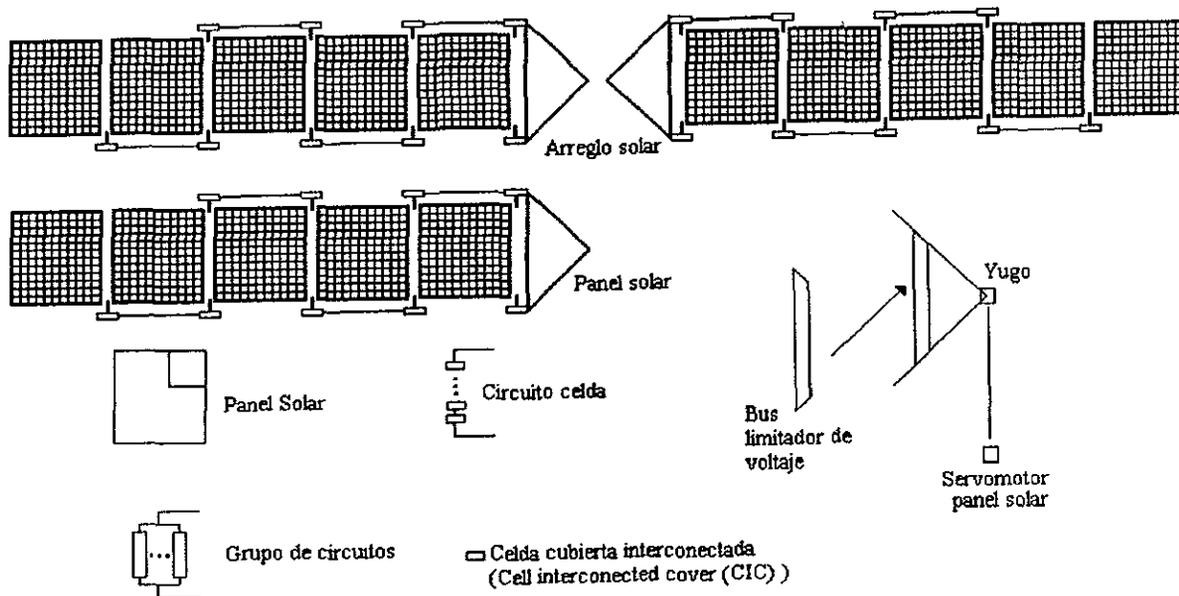


Fig. 3.10

PERFIL DE POTENCIA DEL ARREGLO SOLAR

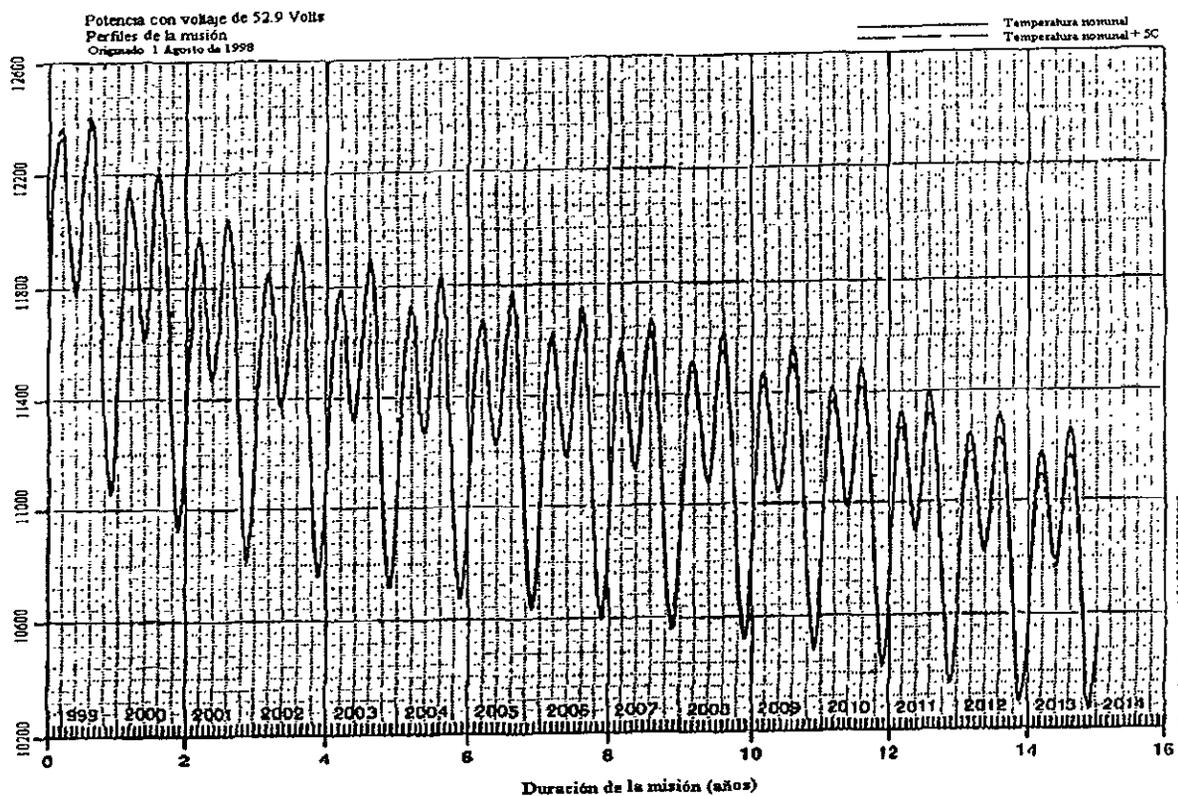


Fig. 3.11

Tabla 3.1 PRESUPUESTO DE POTENCIAS

	Solsticio de Junio		Equinoccio de Setp		Eclipse
	XIPS Off	XIPS Fire	XIPS Off	XIPS Fire	XIPS OFF
Cargas W					
Comunicaciones	9306.2	9306.2	9306.2	9306.2	9305.2
Telemetría y comando RF	37.0	37.0	37.0	37.0	37.0
Telemetría y comando digital	31.8	31.8	31.8	31.8	31.8
Control de altitud	41.8	41.8	41.8	41.8	41.8
Potencia de XIPS	30.2	522.0	29.9	522.0	36.0
Control térmico	206.3	176.1	170.3	140.4	121.5
Electrónica de potencia	20.2	20.2	20.2	20.2	20.2
Margen de carga	358.1	382.7	356.3	380.9	355.6
Subtotal	10031.6	10517.8	9993.5	10480.3	9950.1
Pérdidas y carga, W					
Carga de batería	81.2	81.2	1353.3	1353.3	
Pérdidas de carga BPC	68.5	68.5	120.6	120.6	
Pérdidas de distribución	72.8		72.5		72.4
Pérdidas por cableado de batería	0-0		0-0		258.9
Subtotal	222.5		1546.4		729.1
Total de potencia requerida, W	10254.1		11539.9		10679.2
Capacidad de la fuente, W	11000.0		12000.0		11000.0
Falla del grupo de circuitos solares	0.0		0.0		
Falla de la celda de la batería	N/A		N/A		0.0
Pérdidas por apuntamiento al sol	8.4		9.4		
Pérdidas por sombra	49.8		0.0		
Capacidad total de la Red W	10941.8	N/A	11990.6	N/A	
Márgen del arreglo, W	687.7	N/A	450.7	N/A	11000
Márgen del arreglo, %	6.7	N/A	3.9		
Profundidad de descarga de la batería (32 celdas)		0.0%		0.0%	69.3%
Tiempo requerido para recarga de batería	0.0				9.6

SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES
Demanda de Potencia

CARGA	POTENCIA UNITARIA	UNIDADES	POTENCIA	OBSERVACIONES
Banda C				
<i>Receptor</i>	7	4	28	<i>Eficiencia del 38.64%</i>
<i>Unidad de Control de Canal</i>	1.5	24	36	
<i>EPC</i>	130	1	130	
<i>TWT</i>	36	24	<u>2236</u>	
<i>Subtotal</i>			2430	
Banda Ku				
<i>Receptor</i>	7	4	28	<i>Eficiencia del 55.6%</i>
<i>Beacon</i>	13	1	13	
<i>Unidad de Control de Canal</i>	1.6	24	38.4	
<i>EPC</i>	220	1	220	
<i>DLA</i>	150	1	150	
<i>TWT</i>	12.5	24	<u>5719</u>	
<i>Subtotal</i>			6168	
Banda Ka				
<i>Receptor</i>	8	2	16	<i>Eficiencia del 60%</i>
<i>Beacon</i>	13	1	13	
<i>Unidad de Control de Canal</i>	1.6	2	3.2	
<i>EPC</i>	10	1	10	
<i>TWT</i>	200	2	<u>666</u>	
<i>Subtotal</i>			708.2	

Tabla 3.2

Capítulo 4

Subsistema de Propulsión

4.1 Introducción

Los avances más recientes en materia de propulsión sugieren que para este satélite se tenga una combinación entre un sistema de propulsión a base de bipropelente y otro de Ion Xenón (XIPS)⁶⁷.

El sistema de bipropelente se encargará de las operaciones de órbita de transferencia, de las maniobras Este-Oeste y del momento en inclinación. El XIPS se utilizará para las maniobras Norte-Sur, control de excentricidad y control de momentos en desviación y giro.

Algunos satélites actualmente en construcción, como el Satmex 5 o el Panamsat 5 lanzado en 1997, ya cuentan con este tipo de combinación. Sin embargo, existen otros satélites, como el Galaxy 8-I de Hughes y el ARTEMIS de MATRA-DASA, en los que el sistema de propulsión es totalmente eléctrico. No obstante, para este trabajo, hemos considerado la combinación indicada, ya que todavía no se tiene amplia experiencia operativa para tomar una decisión en el otro sentido.

En el futuro, la utilización de propulsión eléctrica, en lugar de los propelentes químicos tradicionales reducirá la masa del propelente que los satélites deben de llevar a bordo, en un 90%, lo que equivale a entre 100 y 150 kg. Esto permitirá aumentar la capacidad de comunicaciones (Antenas y transpondedores) o extender la vida útil, al poder llevar más combustible de Xenón. En este caso, la vida se puede prolongar hasta 22 años⁶⁷.

4.2 Configuración

El sistema de bipropelente (Fig. 4.1) estará compuesto de 4 tanques de propelente, de los cuales 2 son de Monomethylhydrazina (MMH) y 2 de Tetroxido de Nitrógeno (MON-3), el cual actúa como oxidante. La ignición se realiza espontáneamente por contacto. Además, se tendrán 2 tanques de presurizador (Helio), para producir una diferencia de presiones entre la que tiene este y la propia cámara, a fin de que el combustible se desplace de los tanques a los propulsores³⁹.

Los tanques de propelente pueden ser de Titanio con alta eficiencia de expulsión del 99.5%. Un tamaño típico es de 89 cm. de diámetro con capacidad de 413.75 kg c/u. Se recomienda que los tanques estén equipados con dispositivos de administración de propelente en base a tensión de superficie (PMD'S), para asegurar una entrega de propelente libre de gases en un medio ambiente de microgravedad. Así mismo un sistema de calibración de propelente (PGS) para medir el combustible que va quedando, así como, para tener capacidad de control en las combinaciones de los propulsores.

Los tanques del presurizador se construyen de un material ligero como grafito, sellado sobre una superficie de aluminio con un volumen de 55.15 litros por tanque y una masa de 9.54 kg.

Se deberá de utilizar un transductor de alta presión para monitorear el tanque de helio en todas las etapas de la misión, a valores típicos de entre 0 y 5000 psia. Estos tanques se cargan a 29 Mpa (4200 psia) con helio a fin de expulsar el propelente de los tanques. En la Fig. 4.1 se muestran los transductores así como los diferentes tipos de válvulas.

Durante la órbita de transferencia, el helio se entrega a los tanques de propelente a aproximadamente 1.7 Mpa (245 psia) a través de un regulador con redundancia en serie. Después del regulador se usan válvulas "check" a efecto de evitar mezclas de vapores del propelente con el helio. Estas válvulas y el regulador se aíslan del sistema después de que los tanques de helio han sido agotados a aproximadamente 4.1 Mpa (600 psia).

Los propulsores se ubican de la siguiente forma: 4 Axiales, 4 Norte-Sur y 4 Este-Oeste (Fig. 4.2) y su forma de uso se muestra en la tabla 4.1.

Las válvulas de llenado y de vaciado se utilizan para cargar presurizador y propelente y para acceder el subsistema en las pruebas de aceptación después del ensamble.

Las válvulas "squib" se utilizan tanto para aislar o activar varias componentes y secciones del subsistema en las diferentes fases de la misión.

Los filtros se localizan arriba del regulador, de las válvulas del propulsor del motor de apogeo (LAM) y de las válvulas de aldaba. Estos filtros sirven para prevenir la contaminación de partículas que podrían causar una operación inadecuada de estas componentes tan críticas. Las válvulas de los 12 propulsores tendrán filtros internos para los mismos propósitos. Se recomienda instalar sensores de temperatura y calentadores para mantener las diversas componentes dentro de sus límites de temperatura.

Después del lanzamiento se abren las válvulas "squib" para permitir que el presurizador, fluya a través del regulador, y llegue a los tanques de propelente a 1.7 Mpa (245 psia).

En el caso de que fallen SV1, SV3, y/o SV6, entrarán las válvulas redundantes SV14, SV15 y/o SV16. El regulador en serie proporciona redundancia para proteger al sistema contra condiciones de falla en circuito abierto, la cual es la única posible falla del regulador.

Las válvulas "Check" CV1 Y CV2 previenen del regreso de flujos de vapores del propelente a través de las líneas del presurizador a los tanques de helio. Las válvulas de aldaba (LV1 A LV4) se abren para preparar el sistema y así proporcionar propelente presurizado a todos los propulsores.

Después de la preparación se utilizan los propulsores N1, N2, S1 y S2 para hacer girar al satélite de 5 rpm (proporcionada por el vehículo de lanzamiento) a 11 rpm, con el objeto de prepararlo para las operaciones de la órbita de transferencia. El propulsor de 490 N (LAM) proporciona el impulso requerido para insertarlo en la órbita geoestacionaria. Para el encendido del LAM, todas las válvulas de aldaba de los tanques de propelente deben estar abiertas para proporcionar el flujo requerido al propulsor.

En el caso de que el LAM fallara, los propulsores A1, A2, A3 y A4 entrarían en operación. Aproximadamente 80% del propelente se consume con el propulsor de 490N durante las maniobras de órbita de transferencia.

Sistema Bipropelente

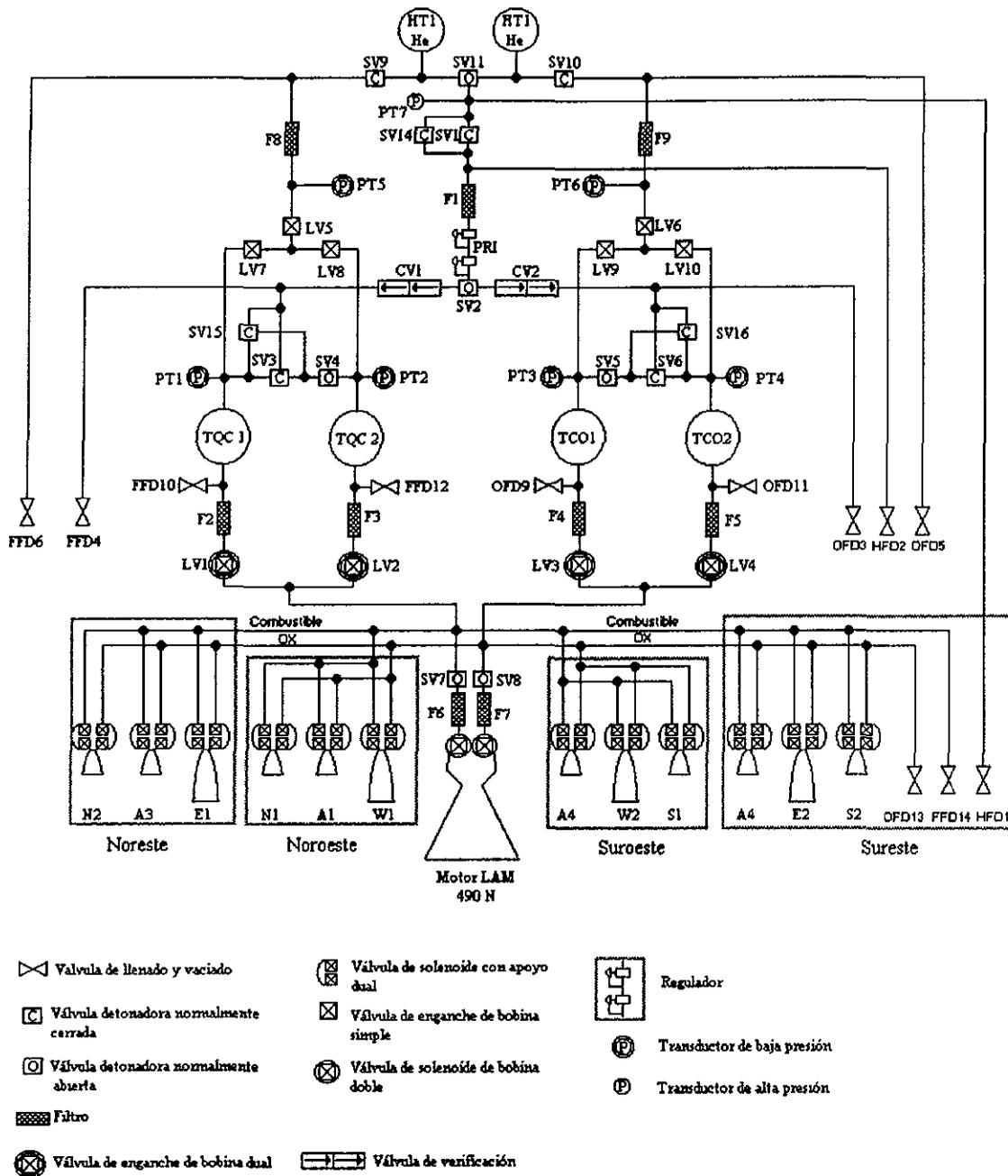


Fig. 4.1

Ubicación de propulsores

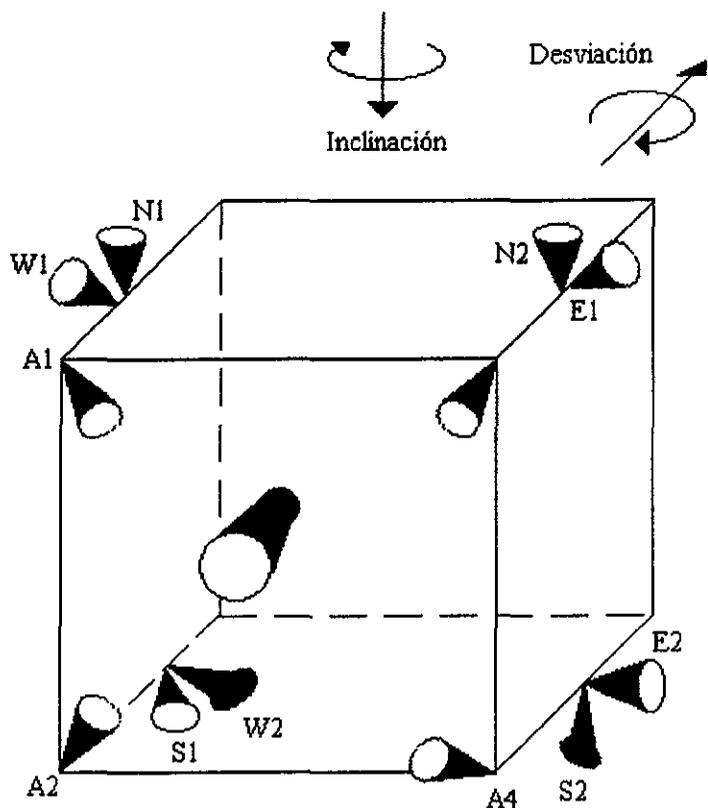


Fig. 4.2

Tabla 4.1

Uso de propulsores			
Torque ó ΔV	Estacionamiento	No Estacionamiento	Opciones de respaldo en falla de propulsores
+ Balanceo	A2+A4	A2+A4	E1+W1
- Balanceo	A1+A3	A1+A3	E2+W2
+Inclinación	A1+A2	A1+A2	E1+E2
-Inclinación	A3+A4	A3+A4	W1+W2
+Desviación	S1+N2	S1+N2	N2+S1
-Desviación	N1+S2	N1+S2	S2+N1
ΔV Sur	N1+N2	---	S1+N2 12 Hrs después
ΔV Norte	S1+S2	---	N1+N2 12 Hrs después
ΔV Este	W1+W2	---	W1+N1+(axiales), W2+S1(axiales)
ΔV Oeste	E1+E2	---	E1+N2(axiales)E2+S2 (axiales)

Cuando los tanques de presurizador alcanzan aproximadamente 4.1 Mpa, se termina la operación regulada del sistema al abrirse las válvulas "squib" (SV2, SV4 y SV5). Esta presión corresponde con la esperada al momento de completar las maniobras de órbita de transferencia y para dejar suficiente helio en los tanques del presurizador para llevar a cabo mediciones de propelente. Las válvulas SV4 y SV5 sirven para aislar entre sí los tanques de propelente a fin de evitar migración de propelente entre tanques. Después de las operaciones de órbita de transferencia y del despliegue de reflectores y de paneles solares, el LAM se aísla del subsistema cerrando las válvulas SV7 y SV8. Así, el sistema queda configurado para maniobras en órbita geostacionaria.

Las maniobras Norte-Sur se realizan cada 2 semanas empleando un par de los propulsores Norte o Sur y hasta 2 propulsores axiales para control de orientación. En las maniobras Este-Oeste se utilizan los propulsores E1, E2 ó W1, W2.

El control de orientación se realiza una vez cada dos semanas en combinación con las maniobras de estacionamiento, haciendo uso de los propulsores Norte o Sur y Axiales.

4.3 Propulsión Eléctrica

La propulsión eléctrica (EP) es de gran ventaja para aplicaciones espaciales⁶⁵, ya que ofrece una amplia reducción en la masa del propelente comparada con los sistemas de propulsión química convencionales (CPS). Esta eficiencia de masa se mide en términos del impulso específico I_{sp} del sistema de propulsión (en unidades de seguridad), definido por:

$$I_{sp} = \frac{F \Delta t}{M_f \cdot g} \quad (3.17)$$

Donde F es el propulsor (N), Δt es la duración de encendido (s), M_f es la masa del combustible y g es la constante de aceleración gravitacional (9.81 ms^{-2}). Hay, sin embargo, un precio que hay que pagar en términos de "hardware", lo que hace al EP particularmente útil para satélites con altos requerimientos de combustible.

Existen varias tecnologías EP disponibles, con diferentes niveles de desempeño y estado de desarrollo tabla 4.2 y Fig. 4.3.

El sistema Arcjet produce un arco típicamente en la boquilla de vaciado de un propulsor químico. Este sistema es de baja potencia, tiene dispositivos de bajo impulso, pero con relativamente altos niveles de propulsión para EP.

Tabla 4.2

COMPARACIÓN DE TECNOLOGÍAS DE PROPULSIÓN

	<i>Propulsión (N)</i>	<i>Isp (s)</i>	<i>Porción de Vuelo</i>
<i>CPS</i>	1-500	<320	<i>Extensivo</i>
<i>Arcjet</i>	<1	550	<i>Amplio</i>
<i>SPT</i>	0.04-0.2	1600	<i>Limitado</i>
<i>IPS</i>	0.001-0.25	3000	<i>Experimental</i>
<i>FEEP</i>	<0.001	4000	<i>Ninguno</i>

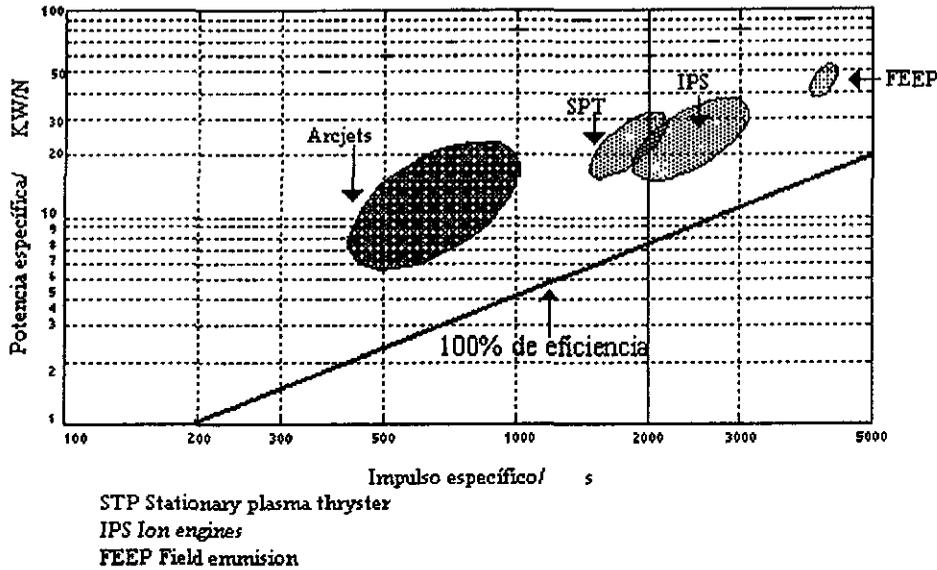


Fig. 4.3

En los propulsores de plasma estacionario (SPT), se inducen campos eléctricos y magnéticos en una cámara de descarga en la cual fluye Xenón. El propelente es Ionizado al desplazar electrones desde un cátodo. El Xenón ionizado es expulsado como resultado de la aplicación de los campos entro de la cámara, produciéndose la propulsión. Este sistema ofrece alto impulso a niveles medios de potencia.

En los propulsores de Ion, (IPS) el Xenón se Ioniza, ya sea por el bombardeo de electrones o por la aplicación de campos de RF de alta potencia. El gas ionizado se extrae a través de rejillas a un alto potencial eléctrico (típicamente a más de 1 Kv). El impulso específico y la potencia son mayores que para el caso de los SPT'S.

El sistema de propulsión de emisión de campo (FEEP) se incluye sólo por completariedad, ya que de alguna forma se usa en vuelos específicos, ofrece un alto impulso pero a muy bajos niveles de propulsión.

En la Fig. 4.4 se localiza un cátodo de descarga en el centro. Este dispositivo se ajusta con un electrodo a cierto voltaje, arriba del potencial de la cámara de descarga, el cual induce una corriente desde el estado, cuando este se calienta, se energiza y se suministra con un flujo de gas Xenón. Este flujo de corriente toma la forma de una descarga de gas. Una vez que se establece la descarga, el cátodo se autocalienta y el calentador se apaga.

La principal línea de flujo de Xenón se localiza junto al cátodo y coloca Xenón en la cámara de descarga, vía un complejo que distribuye el gas precisamente a través de un conjunto de rejillas radiales.

Se localiza un ánodo dentro de la cámara de descarga. Al aplicarse energía entre el cátodo y ánodo se crea una descarga en la cámara. Esta descarga toma la forma de electrones que pasan del cátodo al ánodo a través del gas. Al pasar a través de este, ocurren colisiones, en las cuales los átomos del gas se ionizan positivamente y los electrones adicionales se liberan. Para poder mejorar la eficiencia de la Ionización se aplica un campo magnético dentro de la cámara de descarga, vía solenoides externos. Este campo causa que los electrones se desplacen en espiral, aumentando así la longitud de la trayectoria, y por consiguiente la probabilidad de colisión, enormemente. Los Iones de Xenón viajan por la cámara de descarga hacia las rejillas. El ensamble de la cámara de descarga y las rejillas se elevan a un potencial de 1138V. Los Iones toman este potencial y conforme pasan por las rejillas se ven afectados por el campo eléctrico, entre la pantalla de rejillas y las rejillas de aceleración, la cual se encuentra a un potencial negativo (-250 V). Los Iones son enfocados por el campo eléctrico en esta región y son acelerados por la diferencia de potencial que existe entre la Cámara de descarga y el espacio. Se agrega un tercer enrejado para minimizar el número de iones extraviados, los cuales pueden tener un efecto dañino y podrían quedar en la rejilla de aceleración (Fig. 4.5). El momento de los iones es tal que la tercer rejilla tiene efectos despreciables en su velocidad o dirección.

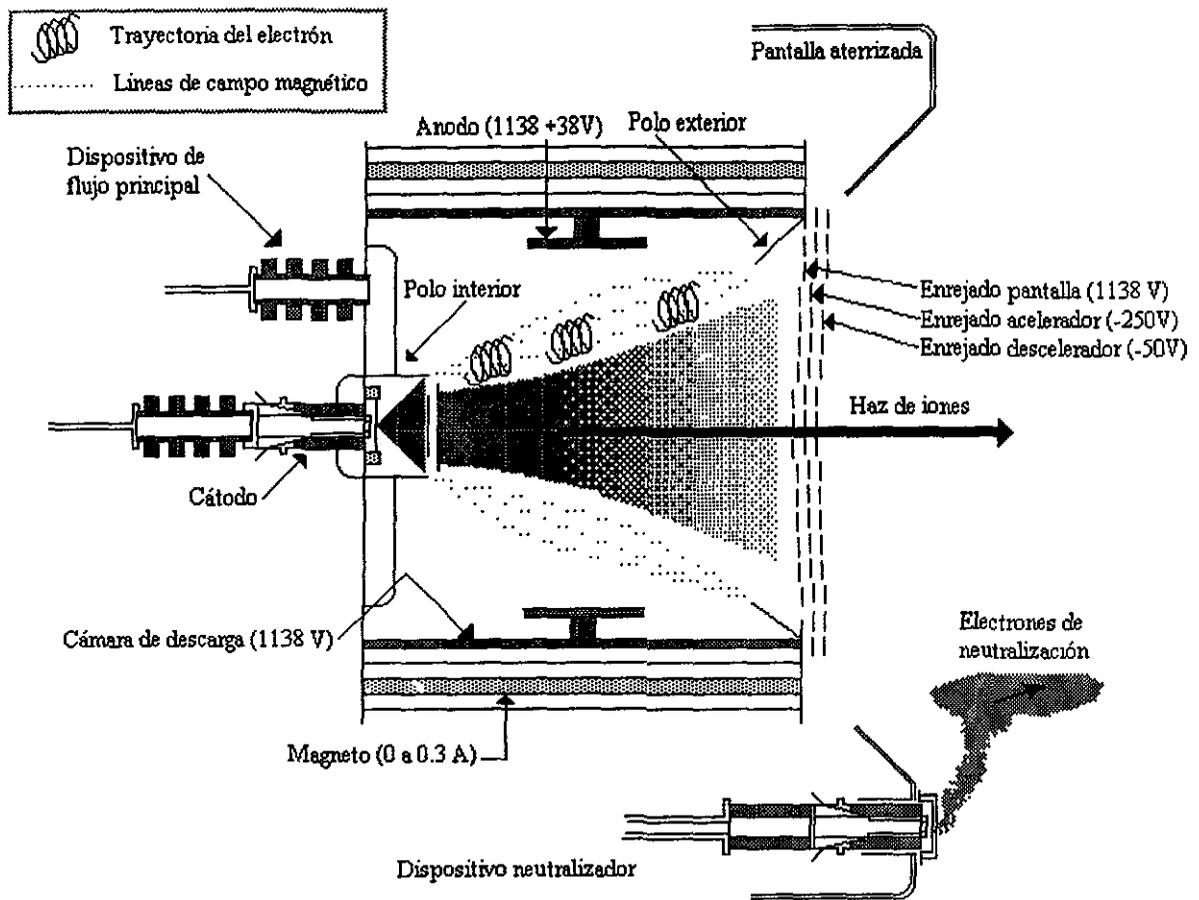


Fig. 4.4

Todos los iones están al mismo potencial dentro de la cámara de descarga. Como resultado, son acelerados a la misma velocidad. Midiendo el número de iones en el haz, esto es, la corriente del haz, se puede determinar el propulsor.

El sistema XIPS (Xenon Ion Propulsion System) (Fig. 4.6) realizará las maniobras Norte-Sur y apoyará en las Este-Oeste, dos veces al día, entre 8 y 10 días por un ciclo de 14 días. El Sistema bipropelente apoyará en las maniobras cada 2 semanas.

Los tanques de Xenón se proponen de titanio con cubierta de grafito/carbón. Se estima un peso de 6.35 Kg., y un volumen de 32 litros. El rango típico de presión es de 17.23 Mpa (2500 psi).

Las válvulas SV17 y SV18 permiten el paso de Xenón a los propulsores. Las válvulas tipo aldaba permiten la utilización selectiva de cualquier propulsor. Se colocan en serie para darle doble protección a cada propulsor.

La unidad procesadora de potencia (PPU) tiene como principales funciones el acondicionamiento de la potencia necesaria para operar independientemente los propulsores, el control de secuencia automática así como de suministro de potencia, en respuesta a los comandos de encendido y apagado, y capacidad para parar la alimentación de energía en respuesta a condiciones operativas peligrosas al PPU, propulsor o al propio satélite.

Los reguladores tienen como función la de proporcionar presión regulada a los propulsores de Xenón durante su operación y también cuando están apagados (Aislamiento necesario para mantener baja la presión entre el regulador y las válvulas de aldaba cuando estas están cerradas (se ahorra Xenón).

Un neutralizador proporciona electrones para neutralizar el haz de iones a efecto de evitar cargas en la nave. Este neutralizador opera casi de la misma forma que el cátodo de descarga, excepto que tiene un orificio muy grande y el ensamble para mantener el electrodo se sostiene por medio de soldaduras⁶⁶. El tubo para alimentar el propelente está separado por un tubo corto de aluminio, el cual permite que las dos componentes se mantengan ligeramente a diferentes potenciales. El cátodo puede entonces estar en forma oblicua en relación con el potencial del satélite, si así se requiere.

Debido a que la cámara de descarga se sube al potencial del haz, se adapta una cubierta cilíndrica de acero inoxidable para minimizar el flujo de corriente causado por la atracción de electrones sobre la cámara de descarga cargada positivamente. En operación, el cátodo de descarga se ajusta a una razón de muy bajo flujo. Los electrones son entonces atraídos al haz por el plasma resultante en números suficientes para neutralizar exactamente la carga espacial positiva del haz. Este es un proceso autoregulado de neutralización compensada sobre un microsegundo en la escala del tiempo, por un cambio de potencial adecuado entre el haz y el plasma. Debe hacerse notar que la severa erosión local en las rejillas y en algunos otros propulsores producida por el neutralizador, se elimina al colocar con cuidado, el uso de un neutralizador de muy bajo flujo y también por reducir el voltaje de aceleración de la rejilla por un orden de magnitud

Todo el dispositivo, excepto el área de trabajo de la rejilla de aceleración y el extremo del sistema neutralizador están protegidos por una pantalla metálica, la cual evita que los elementos sean atraídos a los propulsores positivos.

SISTEMA XIPS

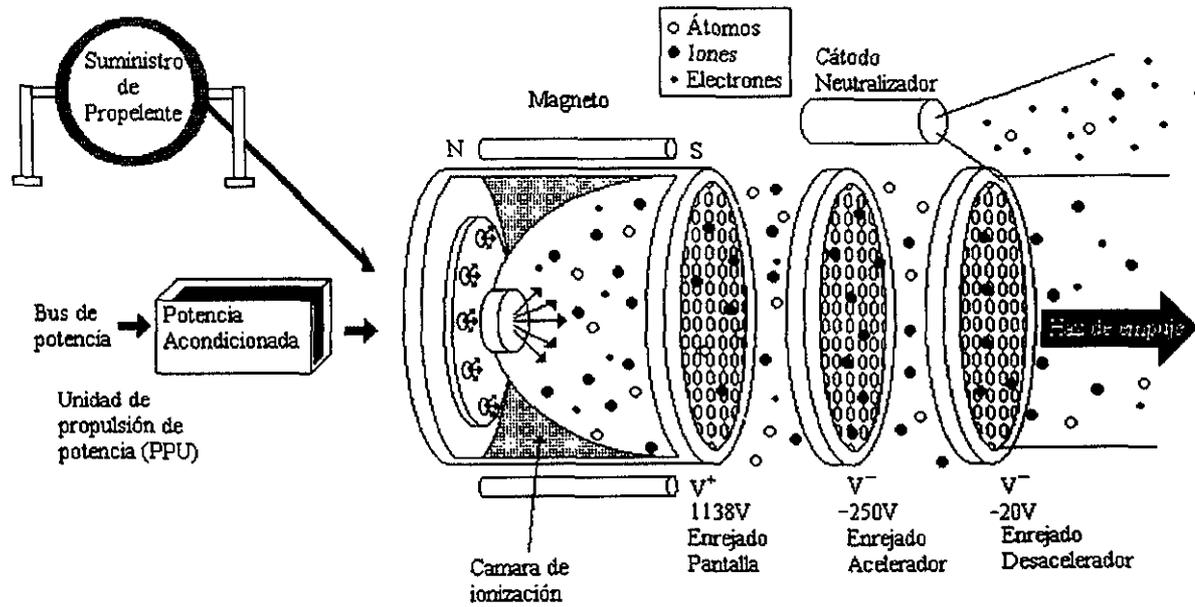


Fig 4.5

Para poder cuantificar los beneficios de los sistemas de propulsión eléctricos, especialmente en las maniobras de mantenimiento Norte-Sur (NSSK), se grafica la masa de lanzamiento en función de la duración de la misión para un satélite típico (Fig. 4.7). Se muestra una comparación entre un sistema estandar de bipropelente y un sistema de hidrazina, es decir, los dos sistemas químicos en competencia actualmente usados para NSSK.

Se puede observar que pueden obtenerse mejoras significativas en términos de carga útil adicional para una masa de lanzamiento dada. Esta mejora es debida a la gran velocidad de vaciado de los propulsores eléctricos y se observa la evidencia en el análisis de la ecuación.

$$Mr=e\Delta v/V_e$$

Donde Mr es la relación de masa del satélite, es decir la masa inicial entre la masa final; Δv es el incremento de velocidad durante la misión, aproximadamente 50m/seg/año y V_e es la velocidad de vaciado del propulsor.

Para una misión de 10 años, el incremento de velocidad requerido para NSSK es aproximadamente 500 mi/seg, por lo que para un sistema bipropelente la relación de masa es 1.19 y para un sistema eléctrico es 1.016. Esto resulta en que el 16% de la masa inicial se destina al propelente químico o 1.6 por ciento de la masa inicial para propelente eléctrico.

SISTEMA XIPS

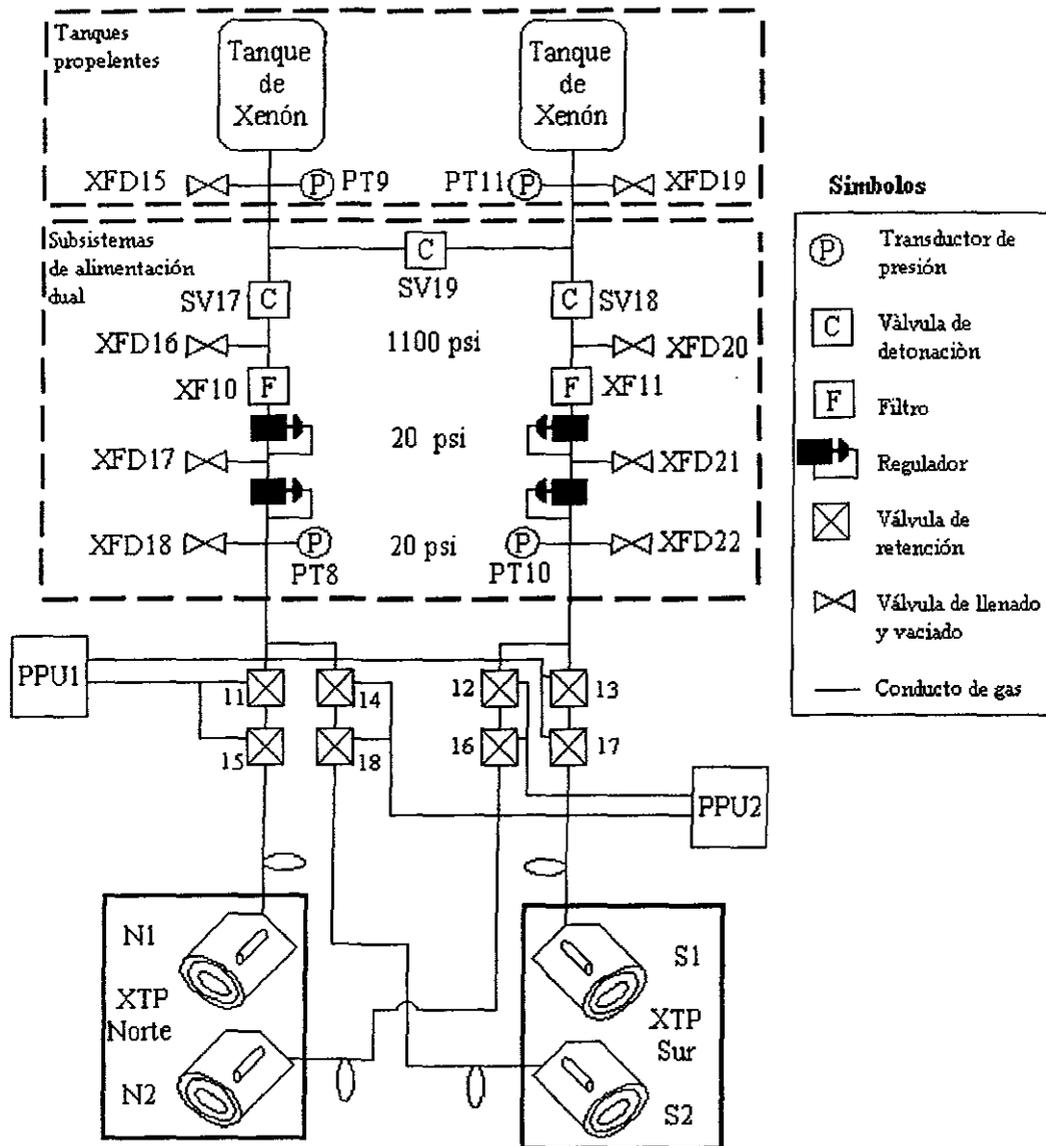


Fig. 4.6

Las ventajas de propelente eléctrico sobre propulsión química conducen a que en el futuro se realicen investigaciones de diversas formas de propulsión eléctrica, la cual será de gran futuro en la era espacial.

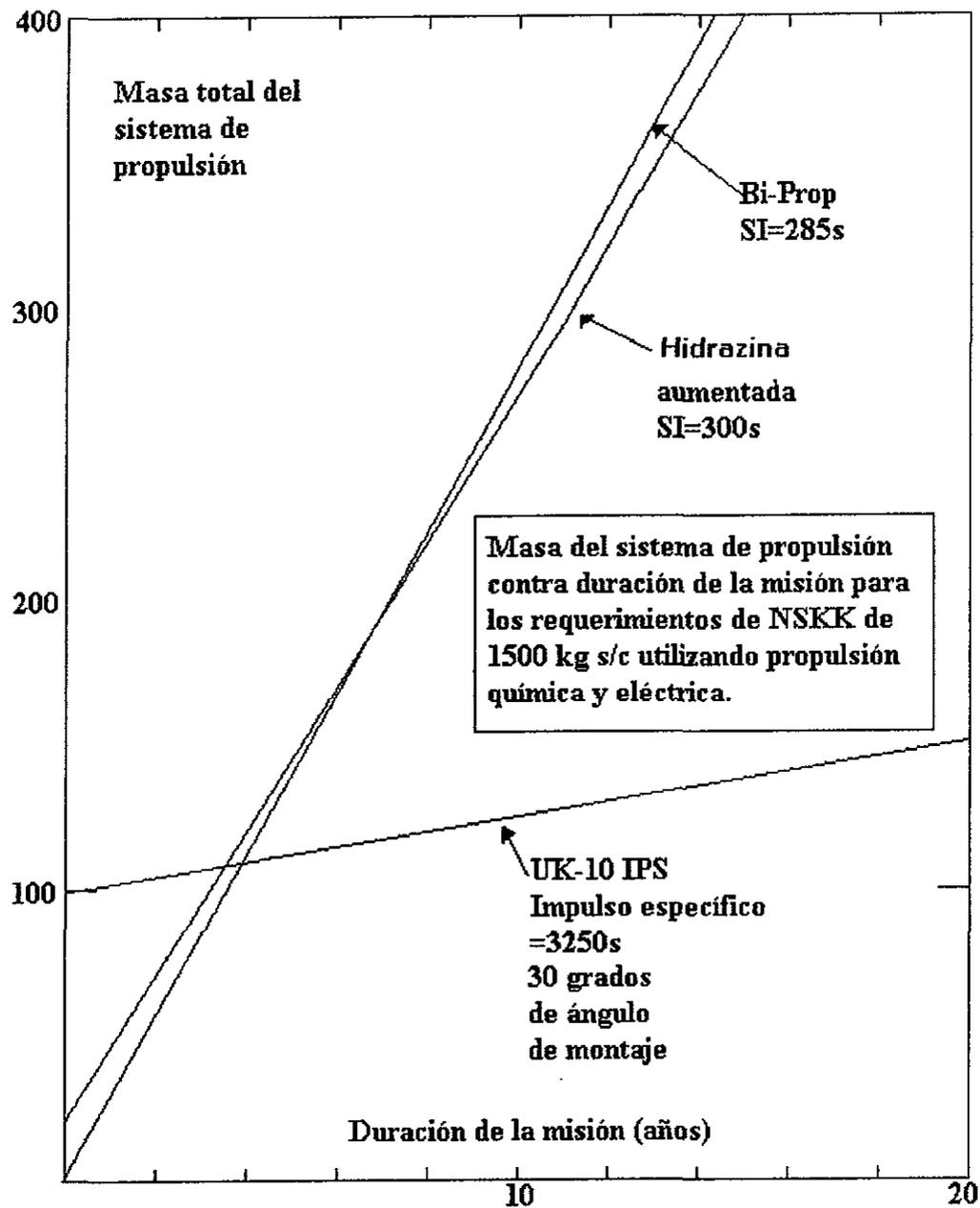


Fig. 4.7

Capítulo 5

Subsistema de Control de Orientación

5.1 Introducción

El propósito del subsistema de control de orientación (ACS) es mantener el apuntamiento del satélite para los servicios de comunicaciones, al detectar y corregir los errores por medio de sensores y actuadores respectivamente. De igual forma, proporciona capacidad de administración de ΔV para mantener al satélite en su ranura orbital y proporcionar servicios para su propio manejo. La Fig 5.1 muestra la forma general en que el ACS coordina las entradas de los sensores y las salidas de control³.

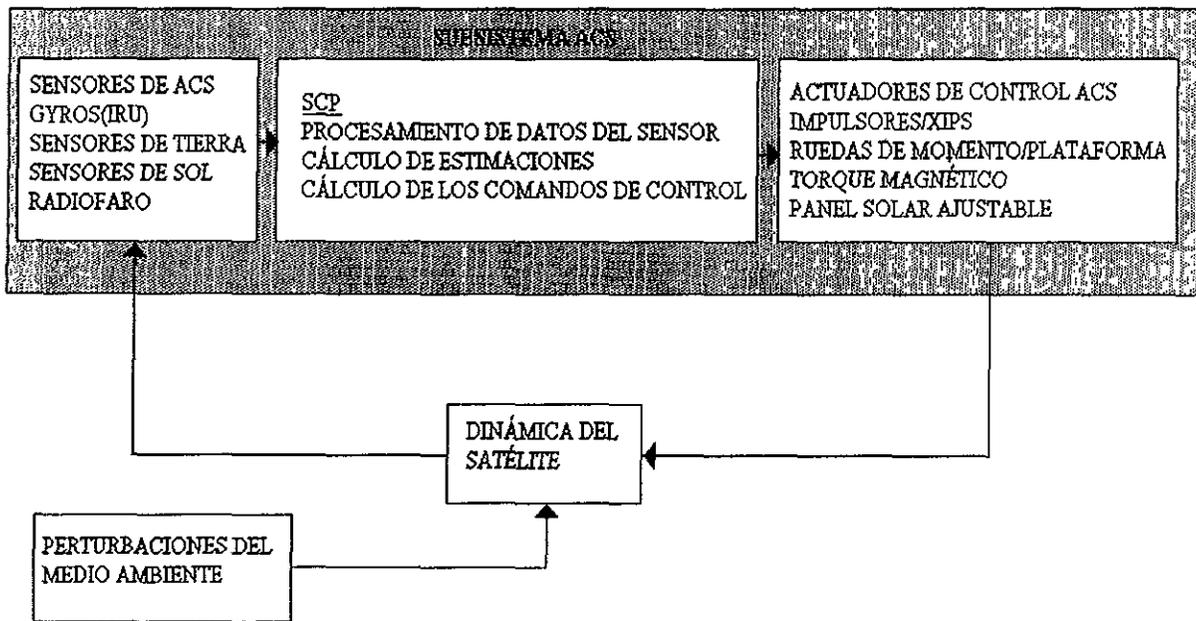


Fig. 5.1

Las pequeñas perturbaciones experimentadas durante operaciones normales se deben a: Pares de perturbación solar, perturbaciones magnéticas, pares de gradiente gravitacional, desequilibrio de radiación de comunicaciones y shock térmico durante eclipses⁴⁰.

Las grandes perturbaciones experimentadas durante ajustes de órbita y descarga de rueda de momento se deben a: Pares producidos al inicio de la fase de operación causdos por los reflectores o los paneles solares, desacoplamiento/compensación de propulsores durante encendido y momento al reajustar el punto de referencia.

En el primer caso los errores de apuntamiento se corrigen con la plataforma y control de velocidad de las ruedas de momento; mientras que en el segundo, se corrigen con los propulsores y también con las ruedas, pero en el nodo de alto ancho de banda.

Existen también el caso en el que se requiere el control de momento para compensar el efecto de las perturbaciones, el cual puede hacerse con los XIPS o con un par magnético.

5.2 Funciones del ACS

En términos generales el ACS propuesto está conformado de sensores, actuadores de control y del procesamiento electrónico para llevar a cabo el control de orientación y de velocidad del vehículo en todas las fases de la misión.

La misión incluye una fase ascendente estabilizada por giro, despliegue y adquisición inicial sol y tierra, apuntamiento de antena, maniobras de estacionamiento, control de posicionamiento de la antena y paneles solares, funciones de soporte del satélite, tales como administración de la carga de la batería, control de calentadores de la carga útil y procesamiento de la presión del combustible. Asimismo es capaz de detectar fallas y corregirlas en forma autónoma. De esta forma, el ACS incorpora en alto grado de autonomía operacional, así como autorevisión, detección de fallas y acciones correctivas. En operaciones normales, el ACS será capaz de controlar el satélite y mantenerlo en operación por un amplio período sin la intervención del centro de control. La Fig 5.2 muestra un diagrama funcional del ACS. El corazón del ACS es el procesador de control del satélite (SCP), el cual incluye hardware de entrada/salida así como el propio procesador. El hardware I/O se implementa con circuitos integrados VLSI híbridos. El procesador se basa en el microprocesador MDC-281.

Todas las funciones de control, desde la órbita de transferencia hasta la órbita geoestacionaria, se implementan en el software de vuelo. Se utilizan los sensores de tierra y sol en la órbita de transferencia para reunir datos de orientación, los cuales son procesados por comandos en tierra para determinar la orientación del eje de giro. Los propulsores se comandan desde tierra para realizar maniobras de precisión de orientación y para el encendido del motor de apogeo. Las maniobras de adquisición de tierra y sol emplean un sensor de giro triaxial así como sensores de sol de abertura y un sensor de tierra estático. Se usan los propulsores para impulsar el control. En operación de modo normal, un sensor de tierra mide la orientación de giro y de inclinación (Fig 5.3), mientras que un compás de giro, vía rueda de momento, acopla giro y desvío y facilita la continua estimación de desvío en el procesador. Este procesador avanzado basado en algoritmos de control permite la ejecución de todas las operaciones de la misión.

5.3 Procesador de Control

El procesador de control del satélite (SCP) opera en 9 diferentes modos (ver tabla 5.1). El modo se selecciona para adaptar la fase de la misión en particular, en la cual el SCP está operando. Cada modo tiene un conjunto definido de sensores activadores y algoritmos de control.

Un "modo" es una ejecución de alto nivel que coordina apropiadamente entradas de sensores y salidas de activadores, por ejemplo, sensores de tierra/radiofaro con volantes

de momento, sensores de sol con propulsores, sensores sol con manejo de paneles solares. Asimismo coordina eventos predefinidos o establecidos, tales como estrategias de encendido de XIPS, ejecución de maniobras de estacionamiento, adquisición autónoma de Sol y Tierra.

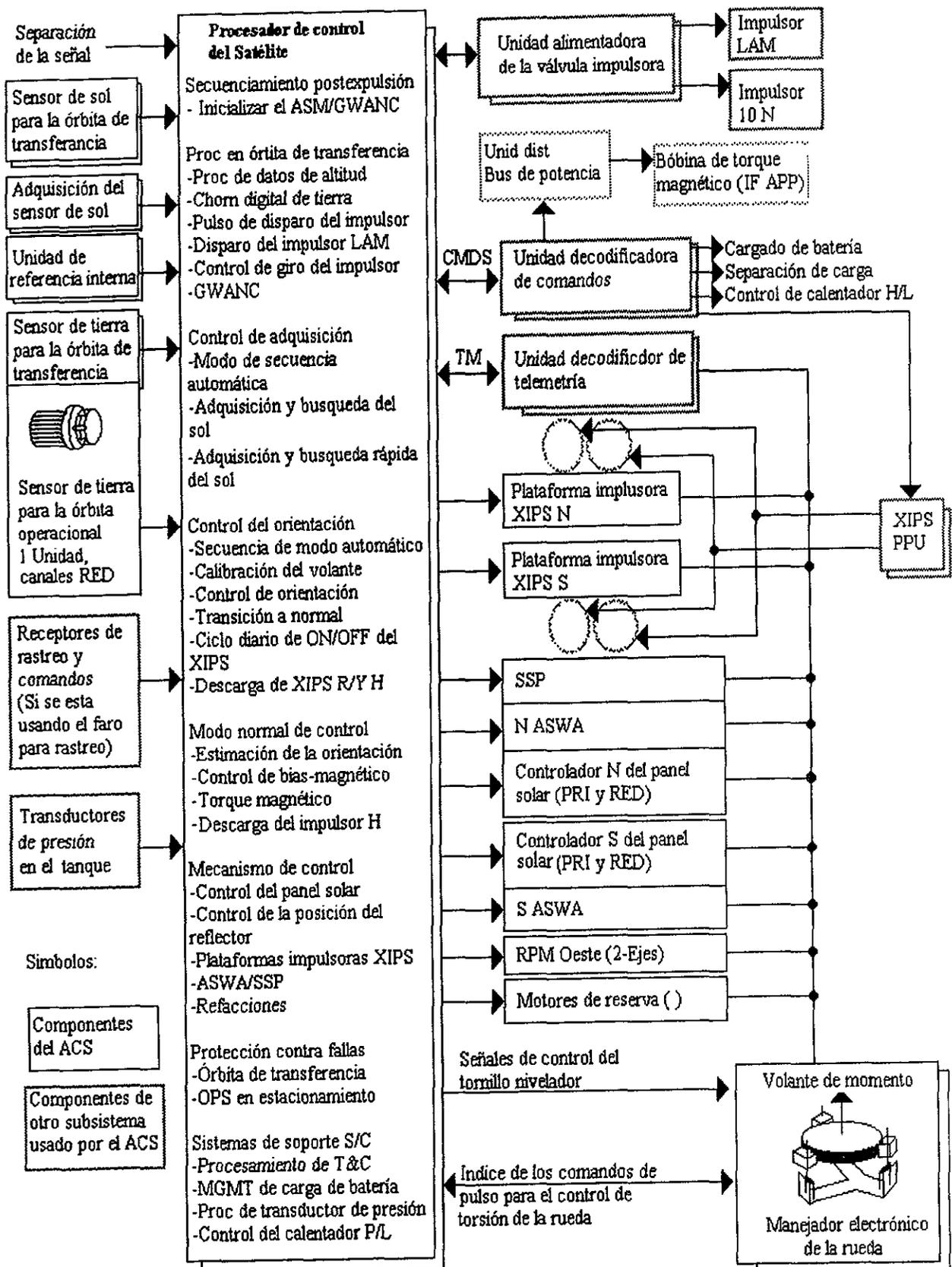
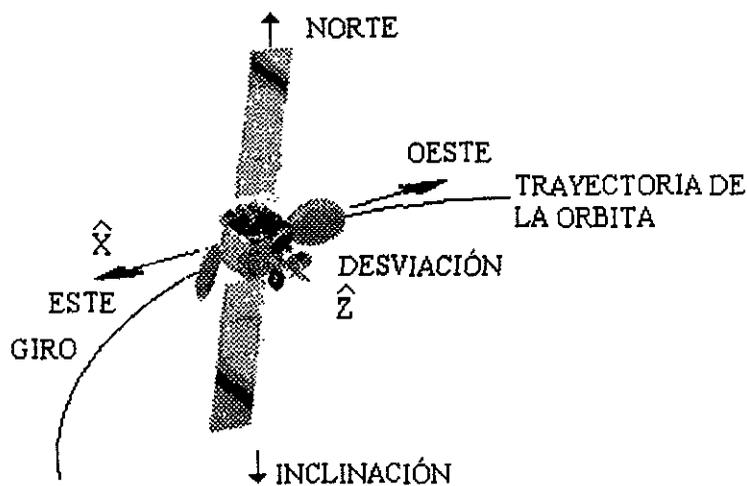


Fig. 5.2



Giro	\hat{X}	Cara Este - "Mira" en dirección a los sensores de sol - En dirección del vector velocidad
Inclinación	\hat{Y}	Dirección sur - Paralelo a los ejes MVA de giro
Desviación	\hat{Z}	Cara Nadir - "Mira" en dirección al sensor de tierra

Fig. 5.3

Tabla 5.1

RESUMEN DE LOS MODOS DE CONTROL

<i>Modo</i>	<i>Sensores</i>	<i>Actuadores</i>	<i>Fases de configuración</i>	<i>Modo/Función fase</i>
<i>Pausa</i>	<i>Ninguno</i>	<i>Ninguno</i>	<i>Inactivo</i> <i>Control Terrestre</i>	<i>Default al inicio, pérdida de ptg de tierra. Control de mecanismos desde tierra, ningún control activo.</i>
<i>Ascendente</i>	<i>Volantes en 3-ejes</i> <i>Sensor de sol T.O.</i> <i>HCI</i>	<i>MWA</i> <i>Axial/cohetes</i> <i>Norte</i>	<i>GWANC/Rueda W</i> <i>Control de giro del impulsor</i> <i>Fase pasiva</i>	<i>Activación de la estabilización de giro con $\sigma < 1$ (fase de costa)</i> <i>Activación de la estabilización de giro con $\sigma < 1$ (encendido de LAM)</i> <i>Operaciones en órbita de transferencia con $\sigma < 1$ (S/C S/C)</i>
<i>Apuntamiento a Gyro</i>	<i>Volantes en 3-ejes</i>	<i>Impulsores</i>	<i>Config de cambio de gyro</i> <i>Config de cambio de integ del volane</i>	<i>Estabilización de velocidad: Voltantes en rango alto o bajo</i> <i>Estabilización de velocidad y posición; volantes en rango bajo</i>
<i>Apuntamiento al Sol</i>	<i>Sensor de sol T.O.</i> <i>Sensor de adquisición de sol</i> <i>Volantes en 3-ejes</i>	<i>Impulsores</i> <i>MWA/MWP</i> <i>SWD</i>	<i>Fase de adq de inclinación solar</i> <i>Fase de adq de desviación solar</i> <i>Impulsor para fijar al sol</i> <i>Traslape para fijar al Sol</i> <i>Volante para fijar al Sol</i>	<i>Busqueda del Sol en inclinación</i> <i>Busqueda del Sol en desviación</i> <i>Fijar apuntamiento al Sol con propulsores</i> <i>Fijar apuntamiento al Sol con volantes y propulsores de reserva</i> <i>Fijar apuntamiento al Sol con volantes (operación a largo plazo)</i>
<i>Apuntamiento a Tierra</i>	<i>Sensor estático de tierra</i> <i>Sensor de adquisición de sol</i> <i>Sensor de sol T.O.</i> <i>Volantes en 3-ejes</i>	<i>Impulsores</i> <i>MWA/MWP</i> <i>SWD</i>	<i>Fase de busqueda de la Tierra</i> <i>Fase de captura</i> <i>Fase de fijamiento</i> <i>Impulsor para fase de fijamiento</i> <i>Traslape para fase de fijamiento</i>	<i>Busqueda de la Tierra por giro de eje</i> <i>Giro del FOV de adq E.T al centro en Tierra</i> <i>Errores nulos E.S. del establecimiento en un punto nadir</i> <i>Fijación de la tierra por apuntamiento al nadir usando propulsores</i> <i>Fijación de la tierra por apuntamiento al nadir usando volantes y Propulsores de reserva</i>

<i>Modo</i>	<i>Sensores</i>	<i>Actuadores</i>	<i>Fases de configuración</i>	<i>Modo/Función fase</i>
<i>Normal</i>	<i>Sensor de faro, o sensor estático de tierra</i>	<i>MWA, MWP SWP, XTP o Mag tqr</i>	<i>Fase de captura Fase de estado de pausa Fase de XIPS Fase de eclipse</i>	<i>Captura rápida en la inicialización del modo normal S.S. misión ops (referencia de faro o E.T) Control de órbita y descarga de H durante maniobras Elegir anchos de banda grandes durante los eclipses</i>
<i>Eliminar momento</i>	<i>Sensor de faro, o sensor estático de tierra</i>	<i>Impulsores + actuadores MW</i>	<i>Eliminación de inclinación Eliminación de desviación y giro</i>	<i>Eliminar momento de inclinación Eliminar momento de giro/desviación</i>
<i>Mantenimiento en órbita</i>	<i>STESA, ó sensor de faro, Volantes en 3-ejes</i>	<i>Impulsores</i>	<i>Fase de ΔV Fase de fijación de órbita</i>	<i>Control de órbita durante cambios de ΔV de mantenimiento de órbita Control de órbita entre cambios de ΔV de mantenimiento de órbita</i>
<i>Transición</i>	<i>Sensor estático de tierra ó Sensor de faro, volantes en 3-ejes</i>	<i>Impulsores + actuadores MW</i>	<i>Fase de impulsor Fase de traslape Fase de volante</i>	<i>Control proporcional de impulsores para reducir velocidades del cuerpo Esperar al control del volante para capturar Reducir las velocidades del cuerpo in preparación para el modo normal</i>

Capítulo 6

Subsistema de Control Térmico

El control térmico asegura que las componentes de los subsistemas se mantengan dentro de un rango estable de temperatura, desde la etapa de prelanzamiento hasta el término de la vida útil. Este subsistema asegura temperaturas estables bajo las peores condiciones de todos los posibles modos de operación y de medio ambiente, es decir, durante los eclipses de sol y de luna en las diferentes estaciones del año (equinoccios y solsticios), después de la degradación de las partes del control térmico ocasionadas por absorción, incidencia de partículas, o descargas electrostáticas. También, durante la operación del motor de apogeo. Todo esto con cualquier número de portadoras o canales encendidos o apagados⁴⁸.

El control térmico se realiza principalmente en forma pasiva (radiadores, disipadores térmicos y cobertores). Sin embargo, también se proponen ductos térmicos y calentadores. Para verificar la salud térmica del satélite se requieren sensores de temperatura y su estado se recibe vía telemetría. El control térmico normal no requiere de operaciones en tierra, excepto para habilitar los calentadores que se requieren en determinada estación del año.

En relación con la totalidad del satélite, este subsistema representa el 3 o 4% del peso total y casi el mismo porcentaje del costo.

Además del sol, existen otras fuentes importantes de calor, como los transmisores de comunicaciones, las baterías, los elementos de control del subsistema de potencia, la carga útil y el calor que radian los componentes del motor de apogeo. Los requerimientos para un subsistema de control térmico existen a diferentes niveles y definen los márgenes de temperatura permisibles, las necesidades de prueba y las condiciones ambientales (Fig 6.1), tales como los niveles de flujo directos del sol, radiación solar reflejada de la tierra (albedo) y energía emitida por la tierra.

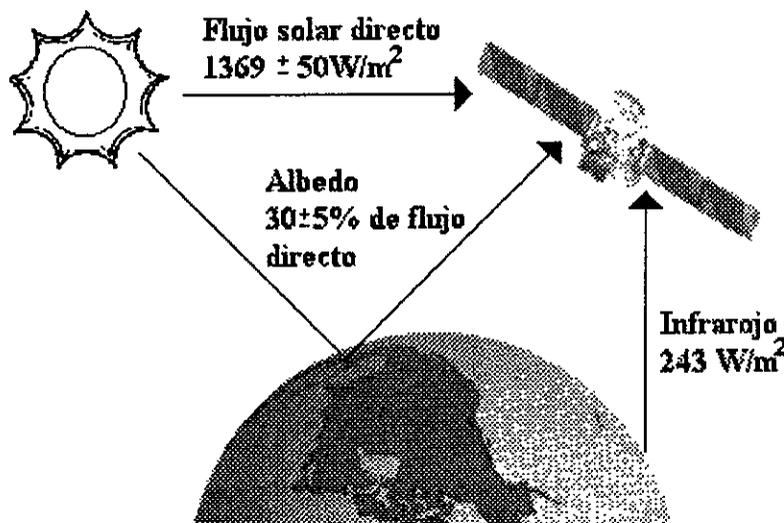


Figura 6.1

Para diseñar el subsistema térmico debemos encontrar los requerimientos con los límites de temperatura establecidos para las diversas componentes, basados en datos de los proveedores.

La electrónica del satélite tendrá límites de temperaturas que van desde 0 a 40 grados centígrados, las bandas tendrán límites entre 5°C y 20°C, las celdas solares usualmente operan entre -100°C y +100°C, sin embargo, queremos que operen en la parte baja de este rango, debido a que temperaturas bajas significan mayor eficiencia de las celdas solares. Normalmente la estructura permita amplios límites de temperatura tales como de -45°C a +65°C o más. Sin embargo, las estructuras que soportan equipos, tales como cámaras con altos requerimientos de precisión en el apuntamiento, podrán variar solamente entre +/- 0.5 ó menos. El combustible líquido debe estar entre 7°C y 35°C, así que el propelente casi siempre debe estar calentado.

Las diferentes fases ambientales de la misión se muestran en la figura 6.2 y en la tabla 6.1.

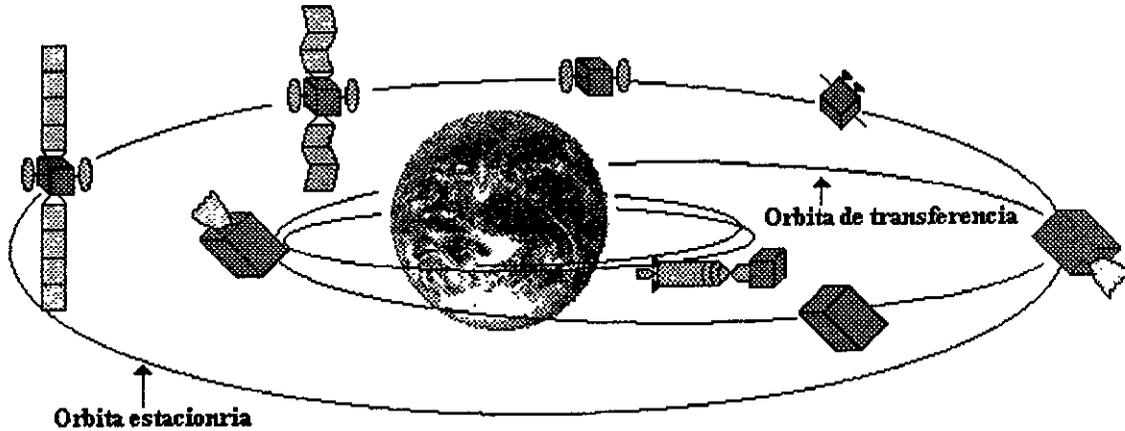


Figura 6.2

Tabla 6.1

Medio ambiente	Valor nominal
Órbita de transferencia	
Radiación Solar	$1369 \pm 50 \text{ W/m}^2$
Albedo	$30 \pm 5\%$
Infrarrojo	243 W/m^2
Temperatura en el espacio	-273°C
Orientación	De 60° a 115°
Eclipse	72 min (máx)
Órbita de estacionamiento	
Radiación solar	$1369 \pm 50 \text{ W/m}^2$
Temperatura en el espacio	-273°C
Órbita	Geoestacionaria
Eclipse	72 min (máx)

En órbita de transferencia, la disipación térmica interna mínima de satélite se limita predominantemente a la potencia disipada por las unidades del subsistema de telemetría, rastreo y comento (TT&C) y por la electrónica de control de orientación. Debido a que los paneles solares y los reflectores de las antenas están almacenados, las dos terceras partes bajas de los paneles este-oeste se bloquean por los reflectores, entonces los paneles solares cubren los radiadores norte-sur en la órbita de transferencia. Esta cobertura mantiene en un ambiente benigno al satélite y a la batería. La figura 3 muestra el medio ambiente térmico en órbita de transferencia.

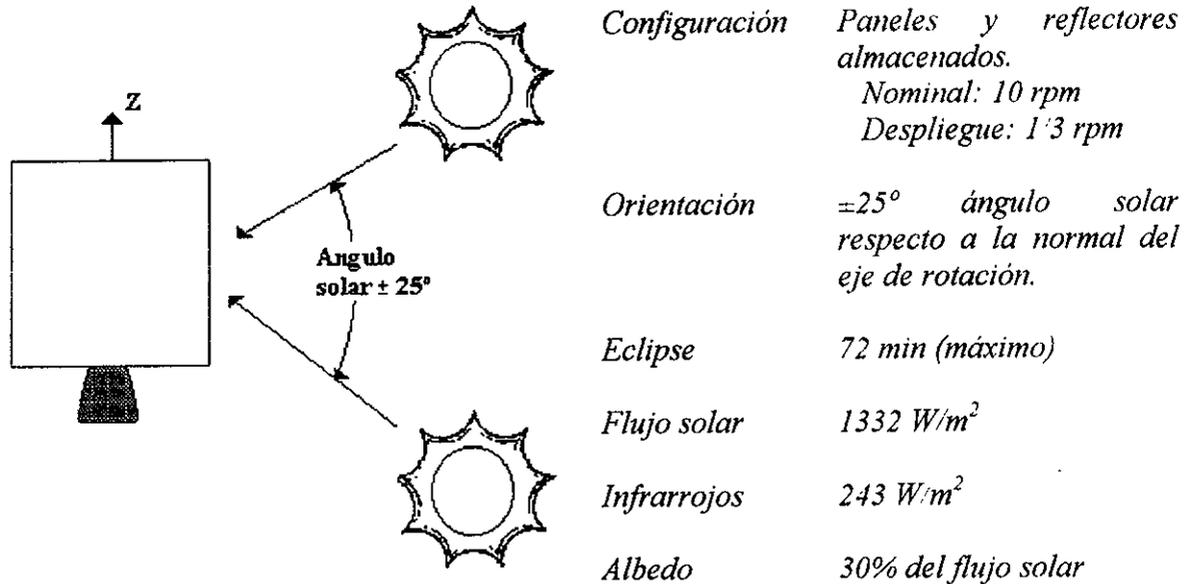
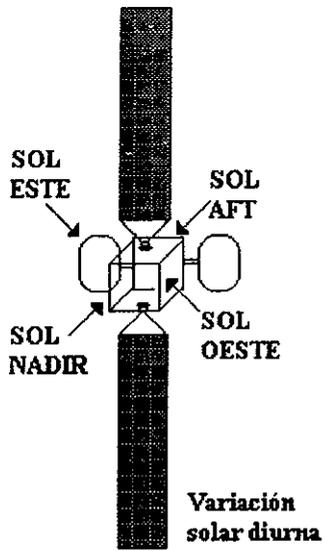


Figura 6.3

Después de las maniobras de apogeo y durante el despliegue de los paneles solares, el satélite estará girando lentamente a 1/3 rpm. Conforme los paneles solares se despliegan, los radiadores de alta emitancia son expuestos al sol, entonces los calentadores de los TWT's deben energizarse para mantener los paneles norte-sur dentro de los límites de operación.

Las condiciones ambientales que más afectan la estabilidad térmica del satélite en la órbita geostacionaria es la intensidad variable de la energía solar que incide en el satélite (una variabilidad que resulta de variaciones del ángulo del sol conforme a la época del año y de los eclipses en el equinoccio (Figuras 6.4 y 6.5).



Configuración
Orientación
Angulo solar
Eclipse
Flujo solar

Desplegado
Estabilizado por 3 ejes
 $\pm 23.5^\circ$ fuera del plano de la órbita
72 min. (máximo)
1322 a 1423 W/m^2

Figura 6.4

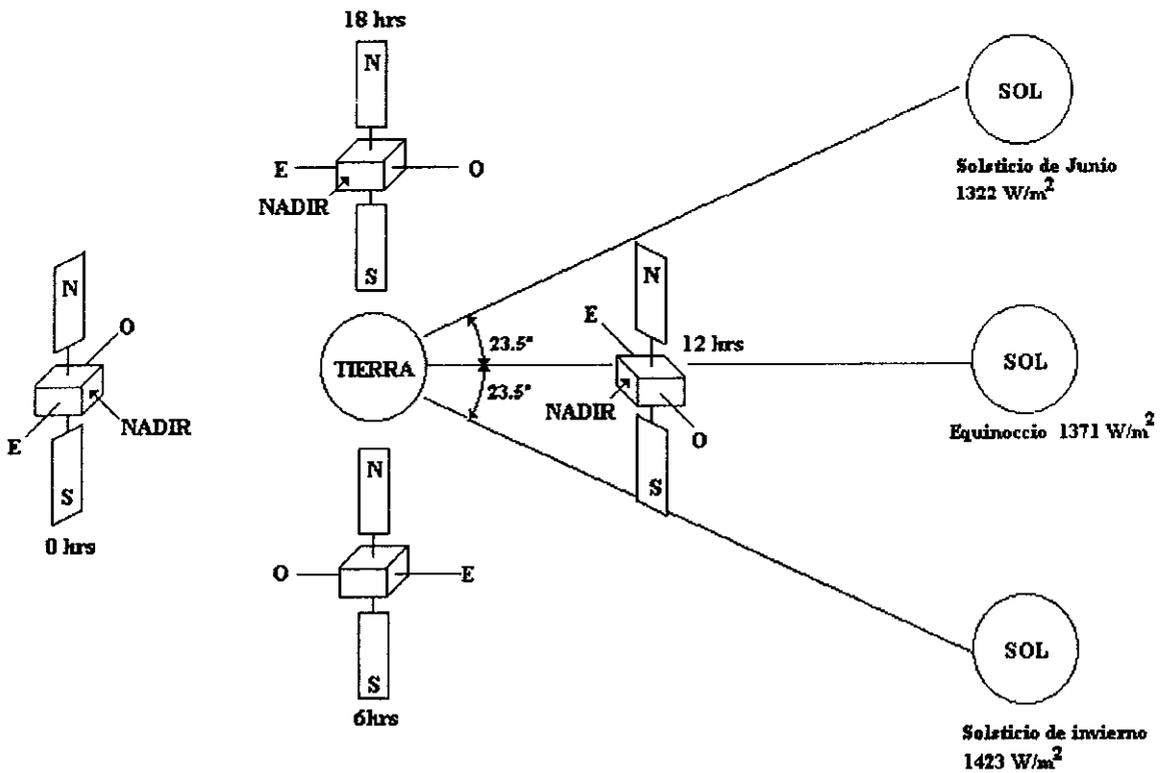


Figura 6.5

6.1 Elementos de control térmico

Transferencia de energía genérica de radiación. Cuando una radiación golpea una superficie, es parcialmente absorbida y reflejada, y si el cuerpo es transparente o translúcido, es parcialmente transmitida. La ecuación de conservación muestra la relación entre los tres componentes de la energía (figura 6.6).

$$\alpha + \rho + \tau = 1 \quad (6.1)$$

donde:

α = absorbencia: la fracción del radio incidente absorbida por el cuerpo

ρ = reflectividad: la fracción del rayo incidente reflejada por la superficie

τ = transmitividad: la fracción del rayo incidente que pasa a través del cuerpo.

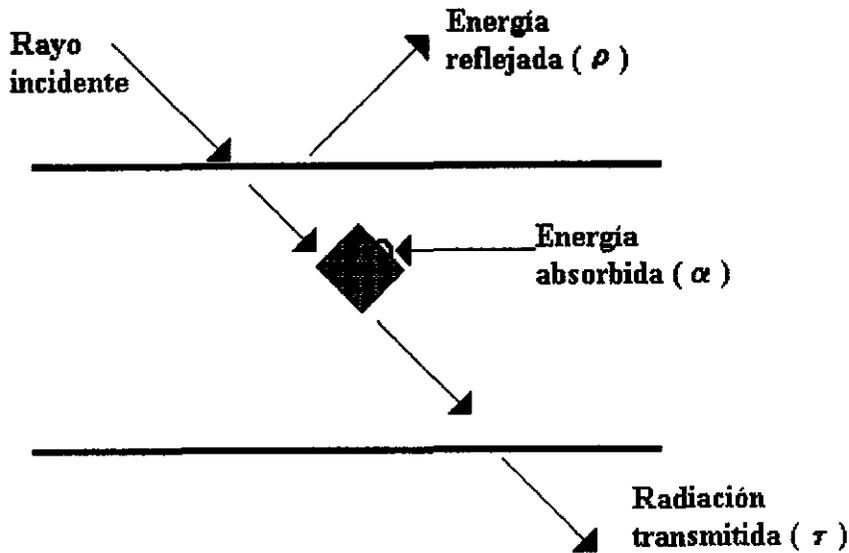


Figura 6.6

Las magnitudes relativas de α , ρ , y τ no sólo dependen de las propiedades del material, temperatura, y geometría, si no también de la longitud de onda de la radiación. Para la mayoría de los materiales, τ es pequeña (menos de 0.01 - casi opaco) y para propósitos prácticos puede ser considerada cero. En este caso, la ecuación 1 se convierte en la siguiente:

$$\alpha(\lambda) + \rho(\lambda) = 1 \quad (6.2)$$

La absorbencia y la reflectividad (α y ρ) pueden ser calculadas empíricamente. Si a un cuerpo que absorbe se le radia con el espectro solar, la absorción $\alpha(\lambda)$ es designada como α_s .

Un cuerpo negro perfecto es definido como una superficie que absorbe toda la radiación incidente sin reflejar nada.

Para un cuerpo negro:

$$\begin{aligned}\alpha(\lambda) &= 1 \\ \rho(\lambda) &= 0\end{aligned}\quad (6.3)$$

Note que un material que visualmente aparenta ser blanco o brillante (alta reflectancia y baja absorbencia) al ojo, puede tener alta absorbencia (como un cuerpo negro) para longitudes de onda infrarrojas. En general, las superficies cubiertas por un no-conductor (por ejemplo aquellas cubiertas con una capa de óxido-metal blanco) tienen una mayor absorbencia en el infrarrojo que los conductores. Para metales sin revestimiento, la absorbencia decrece a lo largo de las longitudes de onda infrarrojas (tienen más reflectividad a lo largo de las longitudes de onda infrarrojas). Las superficies con rugosidades tienden a incrementar su absorbencia: cuando la temperatura aumenta, la resistencia de la superficie aumenta (reduce su conductividad) y también causa un aumento en la absorbencia.

La ley de Kirchoff establece que ninguna superficie puede absorber (o emitir) más radiación que un cuerpo negro. La salida máxima de energía (Q) para esta superficie teórica y para un rango específico de longitudes de onda esta dado por:

$$Q(\lambda) = A \cdot \varepsilon(\lambda) \sigma T^4 \quad (6.4)$$

donde:

σ = constante de Boltzman = $5.67 \times 10^{-12} \text{ W/cm}^2/\text{K}^4$

T = temperatura absoluta (K)

A = área de la superficie radiada

La emitancia $\varepsilon(\lambda)$ de un cuerpo real se define como la energía radiada real en un cierto intervalo de longitudes de onda dividido entre la energía radiada por un cuerpo negro a la misma temperatura. Para cuerpos reales, a cierta longitud de onda, la emitancia es igual a la absorbencia (los buenos absorbentes son también buenos emisores).

$$\varepsilon(\lambda) = \text{emitancia} = Q_{\text{real}}(\lambda) / Q_{\text{cuerpo_negro}}(\lambda)$$

$$\varepsilon(\lambda) = \alpha(\lambda) \text{ para cuerpos reales}$$

$$\varepsilon(\lambda) = \alpha(\lambda) = 1 \text{ para cuerpos negros}$$

Las tablas 6.1 y 6.2 muestran los requerimientos de absorbencia, emitancias y propiedades de las superficies de varios componentes y elementos del satélite.

Tabla 6.1

Requerimientos finales para control térmico

Superficie	Acabado	Abs. Solar	Emitancia Infrarroja	Otros requerimientos
Exterior				
Radiadores externos N-S	Espejo de Ag/cuarzo	0.08/0.24	0.80	Capa de indio mas capa de borde de Ni (ESD)
Arreglo solar	Celdas solares	0.74/0.74	0.83	
Radiador BLI'	Blanco	0.40/0.60	0.85	
Cerradura de lanzamiento	Pintadas de blanco	0.40/0.60	0.85	
Protector de sol para antena de banda Ku	Ge/Kapton/VDA	0.42/0.60	0.65	ESD, E=0.16 interno
Protector del impulsor	Sperex VHT negro	0.95/0.95	0.85	
Sensor de tierra MLI	Negro/Kapton	0.90/0.90	0.85	ESD, PIM
Radiador del sensor de tierra	Espejo de Ag/cuarzo	0.80/0.24	0.80	
Bateria MLI	ITO/Kapton	0.36/0.59	0.65	
Cubierta de la apertura del arreglo alimentador	Ge/Kapton/VDA	0.42/0.60	0.65	ESD, E=0.16 interno
Radiador de línea	Espejo de Ag/cuarzo	0.80/0.24	0.80	
Interior				
Estructura	Negro conductor	-/-	0.85	$R < 10^9 \Omega, Z < 10$
Unidades	Negro conductor	-/-	0.85	$R < 10^9 \Omega, Z < 10$
MLI	VDA/Kapton	-/-	0.16	
Protector del impulsor	Hoja de Nickel / cuarzo	-/-	0.10	
Bateria	Aluminio desnudo	-/-	0.10	
Sensor de tierra	Negro conductor	-/-	0.85	$R < 10^9 \Omega, Z < 10$
MLI del tanque propelente	VDA/Kapton	-/-	0.16	
Tanques de helio	Grafito	-/-	0.85	
Líneas propulsoras	Cinta de aluminio	-/-	0.10	
Componentes de propulsión	Metal desnudo	-/-	0.10 a 0.15	
Válvulas propulsoras	Acero inoxidable desnudo	-/-	0.15	

Tabla 6.2

Requerimientos finales para la unidad de control térmico

Subsistema	Propiedades de la superficie
Banda C	
Cables coaxiales de entrada	Cobre desnudo
Acopladores de prueba, 6 GHz	Negro Conductor
Filtro paso bajas de recepción	Negro Conductor
LNA	Negro Conductor
Switch, coax 3/2	Negro Conductor
Híbrido, 6 GHz.	Negro Conductor
Filtro paso banda receptor	Negro Conductor
Receptor, 6 GHz.	Negro Conductor
Filtro de entrada	Emitancia Baja
TWT	Negro Conductor
Divisor de potencia variable	Negro Conductor
Multiplexor de salida	Negro Conductor
Cables coaxiales de salida	Negro Conductor
Banda Ku	
Filtro receptor paso banda	Negro Conductor
LNA 14 GHz	Negro Conductor
Drivers del switch	Negro Conductor
Receptor, 14/12 GHz	Negro Conductor
Filtros de los canales de entrada	Emitancia baja (oro)
Drivers de los amplificadores/CCU	Negro Conductor
Limitador/linealizador	Negro Conductor
TWT	Emitancia baja (aluminio desnudo)
EPC	Negro Conductor
Switch-R, guía de ondas 12 GHz	Negro Conductor
Multiplexor de salida	Negro Conductor
Filtro armónico	Negro Conductor
Aislador, salida	Negro Conductor
Aislador, WR-75 (alta potencia)	Negro Conductor
Acoplador de prueba, WR-75	Negro Conductor
Convertidor de subida (IF/Ku)	Negro Conductor
Transmisor del faro (ULPC)	Negro Conductor
Banda Ka	
Filtro paso banda receptor	Negro Conductor
LNA	Negro Conductor
TWT	Negro Conductor
Switch	Negro Conductor
Filtro de salida	Negro Conductor
T&C RF	
Transmisor de telemetría	Negro Conductor
Receptor de comandos	Negro Conductor
Decodificador de comandos	Negro Conductor
Codificador de telemetría	Negro Conductor
Red de alimentación	
Todas las áreas con alta emitancia pintadas de negro o de negro anodizado, excepto dentro de las cornetas alimentadoras las cuales pueden ser de aluminio desnudo.	
Bicónica omnidireccional	
Todos los exteriores expuestos se pintan de blanco, se cubre con una cubierta de apertura de germanio o multicapas de aislante VDA/Kapton	

6.2 Control térmico dentro del satélite

Los requerimientos de control térmico impactan dramáticamente la selección de los materiales de superficie y/o acabados. Los controles de temperatura también se logran con el uso de cobertores térmicos multicapas, disipadores térmicos, ductos de calor y calentadores de control térmico. Virtualmente todas las estructuras internas tienen una superficie de alta emitancia en el infrarrojo, a fin de promover un alto intercambio de radiación (generalmente se pintan de negro). Para minimizar la absorbencia de energía solar y maximizar la disipación de energía térmica, las superficies radiadoras primarias se localizan sobre superficies que tienen mímicas exposiciones del sol (los paneles norte-sur). La tabla 6.3 muestra los puntos clave en el diseño de cada subsistema y su respectiva metodología en el control de temperatura⁽⁴⁰⁾.

Tabla 6.3

Subsistema	Fin del diseño	Elemento de control térmico
<i>Cuerpo principal</i>	<i>Minimizar el calentamiento solar debido a la exposición solar diurna</i>	<i>Cobertor este-oeste Cobertor Nadir-Aft Radiadores norte-sur pulimentados(baja absorbencia solar) Unidades de alta disipación colocadas con los radiadores</i>
<i>Electrónica de alta disipación</i>	<i>Reducir la temperatura</i>	<i>Radiadores pulimentados Sumidero térmico/duplicador Tubos térmico Pintura negra de alta emisividad</i>
<i>Baterías</i>	<i>Reducir las temperaturas extremas Minimizar la duración de la temperatura de operación</i>	<i>Radiadores pulimentados Agarraderas conductoras Calentadores Cobertores</i>
<i>Propulsión</i>	<i>Controlar las bajas temperaturas evitando el congelamiento</i>	<i>Cintas de aluminio de baja emisividad Calentadores</i>
<i>Antenas</i>	<i>Minimizar las temperaturas extremas Reducir el rango de la temperatura de operación</i>	<i>Cobertores Pintura negra de alta emisividad (reflectores internos) Protector de sol (exterior de germanio cubierto de Kapton, interior de VDA enrejado)</i>

La figura 6.7 muestra los elementos más importantes incorporados con el diseño térmico.

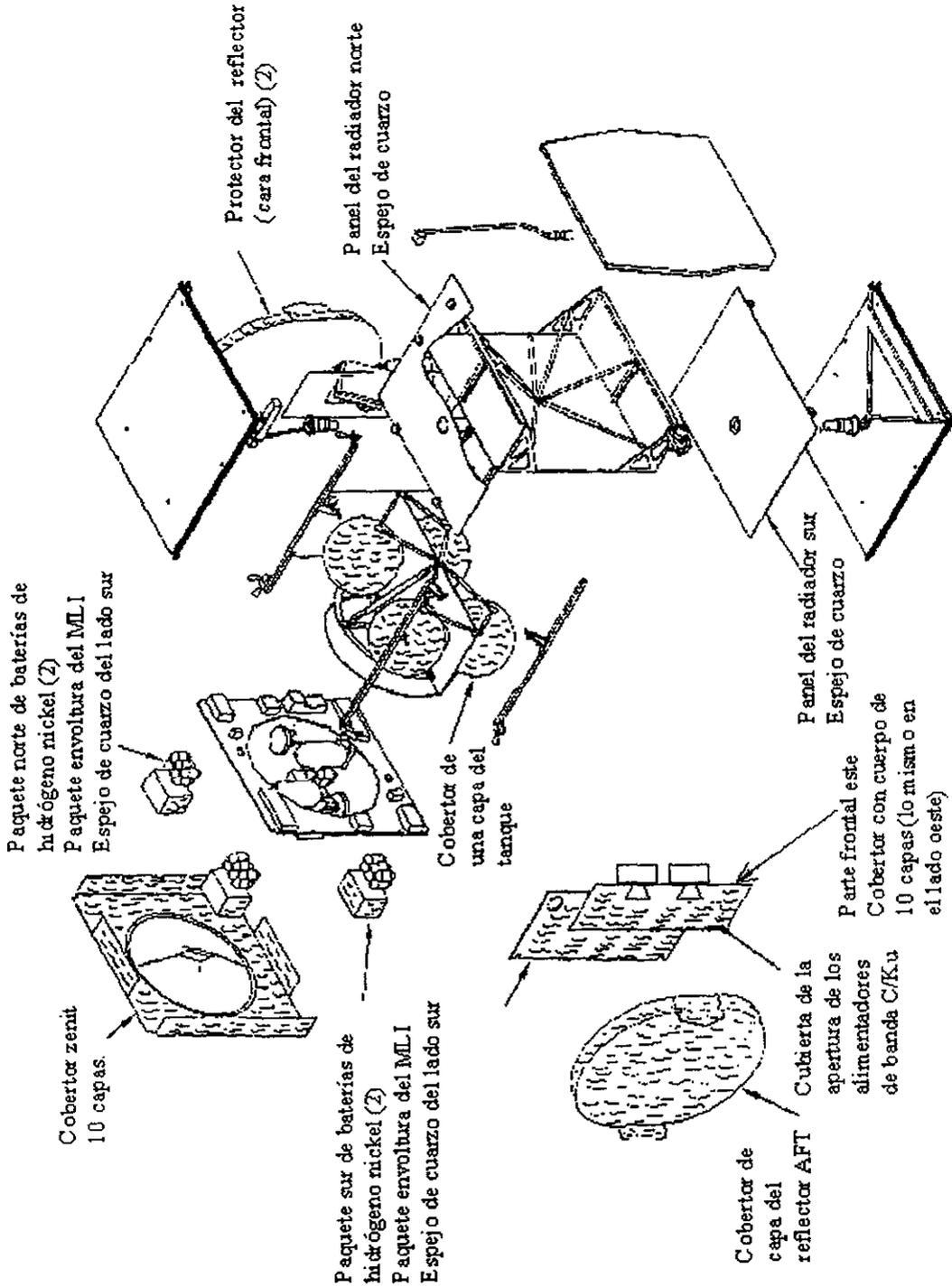


Figura 6.7

Las propiedades térmicas de los materiales usados como control térmico pasivo, han sido comprobadas tanto en laboratorio de pruebas como en datos de vuelo. Los materiales de colectores térmicos han sido sujetos a pruebas extensivas en tierra y han sido probados en diversos programas en el espacio.

Tabla 6.4

Elemento	Características	Aplicaciones
<i>Espejos de plata/cuarzo</i>	<p>Radiadores térmicos con baja absorbencia y alta capacidad de rechazo de calor (alta emitancia en el infrarrojo).</p> <p>Material: Cubierta de óxido de indio, Nickel, sustrato de aluminio, adhesivo de silicio con carbón.</p>	Cuerpo principal y baterías
<i>Ductos de calor</i>	Elementos tubulares que, con la evaporación y condensación de un fluido volátil (amoníaco) traslada la energía térmica	Comunicaciones
<i>Cobertores térmicos</i>	<p>Cobertor térmico básico que consiste de una capa externa de materiales seleccionados por sus propiedades térmicas (Kapton con carbón) y con capas internas de aluminio colocado al valor.</p> <p>En lugar del Kapton puede usarse Mylar, sin embargo el Kapton es un plástico más fuerte.</p>	Propulsores, tanques de combustible, radiadores de TWT's, reflectores de la antena, lados este-oeste.
<i>Protección de propulsores</i>	Consiste en una sola capa de titanio cubierto por una lámina de nickel/cuarzo	Propulsores
<i>Disipadores térmicos</i>	Son placas de aluminio montados abajo de las unidades de electrónica de alta potencia para proporcionar una conducción lateral al área donde el calor es radiado al medio ambiente de los alrededores	TWT's
<i>Sensores de temperatura</i>	Monitorean las temperaturas de los componentes críticos de los satélites y proporcionan telemetría durante todas las fases de la misión.	Carga útil, propulsión, eléctrico, orientación, telemetría y comando.
<i>Termostato electrónico</i>	Estado sólido, controla los calentadores de Kapton. Es resistente a la radiación. Esta diseñado con interruptores redundantes en serie para protección contra fallas. Cada interruptor se controla por un transmisor independientemente.	Sensor de tierra, baterías, TWT's líneas de combustible, inyector de propulsores.
<i>Calentadores</i>	<p>Ligeros, de alta confiabilidad, comandables y redundantes.</p> <p>Material: Kapton.</p>	Unidades de control de canal, acondicionadores de potencia, multiplexores, baterías, sensores de tierra, líneas de propulsión, propulsores, mecanismos de despliegue de antenas.

Los subsistemas de control térmico monitorean a las unidades electrónicas en el medio ambiente local, en niveles de temperatura estable. Las unidades electrónicas se califican al menos 10°C más caliente/frío que los límites de predicción de temperatura caliente/frío (figura 8). Estos límites de predicción incluyen un margen de incertidumbre de 5°C arriba o debajo de la predicción. El "hardware" prototipo se prueba no más de 10°C que la predicción. Las temperaturas estimadas en órbita, así como los límites de calificación y las temperaturas de supervivencia se muestran en la tabla 6.

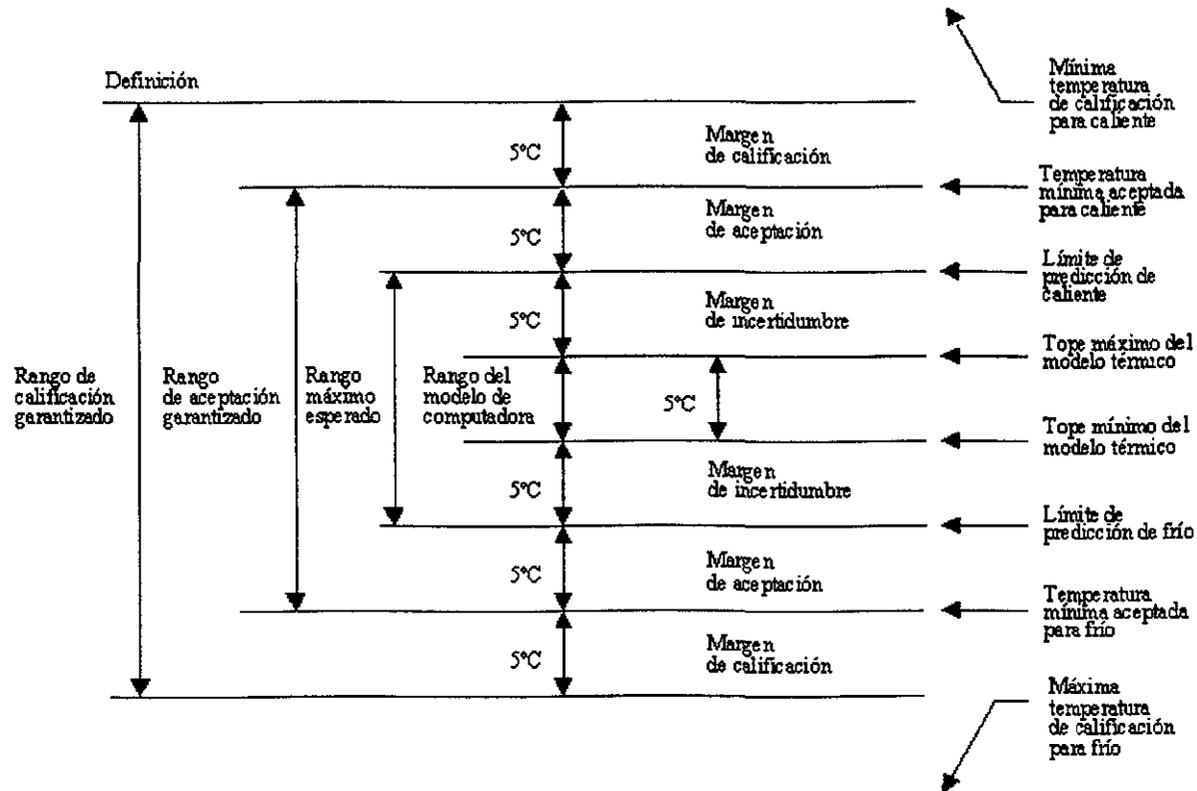


Figura 8

Tabla 6
Límites de temperatura en vuelo esperados

Subsistema/ unidad	Predicción de temperatura en el día		Temperatura ambiente		Límites de operación de la unidad		Límites de no-operación de la unidad en el día	
	Min	Max	Min	Max	Min	Max	Min	Max
Electrónica de Comunicaciones								
TWT	14	51	4	80	3	85	-20	85
EPC's	3	50	3	60	-18	71	-23	71
Receptores de comunicación	17	43	3	54	-20	70	-20	85
Antenas/alimentadores								
Reflector este, oeste	-112	119	-125	138	-150	149	-150	149
Alimentadores	-38	117	-56	135	-65	140	-65	140
Potencia								
Panel solar norte	-148	57	-181	79	-190	100	-190	100
Panes solar sur	-148	57	-181	79	-190	100	-190	100
BLV's 1 y 2	-16	49	-39	75	-39	83	-39	83
Baterías	-10	27	-15	37	-19	40	-19	40
BCD's	-2	51	-34	71	-34	71	-34	71
Telemetría/ comando								
TCR 2	21	46	2	56	-20	70	-20	70
VDU 1	4	31	-34	71	-34	71	-34	71
Transmisor de telemetría 1	17	44	-5	55	-20	70	-20	70
Control de orientación								
SCP 1	20	49	-34	70	-34	71	-34	71
IRU's 1 y 2	7	33	-34	71	-34	71	-34	71
ESA	24	26	-34	71	-50	81	-50	81
SWD's 1 y 2	-7	42	-34	71	-34	81	-34	71
Propulsión								
inyector del propulsor LAM	N/A	N/A	-7	121	-12	N/A	-12	N/A
Tanques de oxidante	7	35	-7	41	-12	54	-12	54
Tanques de combustible	7	35	-7	41	-12	54	-12	54
Tanques de helio	8	34	-65	60	-65	60	-65	60
AFT y BUS de la línea de propelente 1 sureste	4	47	-7	41	-12	54	-12	54
AFT y BUS de la línea de propelente 2 noroeste	4	47	-7	41	-12	54	-12	54
Radiadores de la línea de propelente noroeste y suroeste	4	47	-7	41	-12	54	-12	54
Transductores de presión de alta resolución 5 y 6	12	39	-7	71	-12	107	-12	107

Capítulo 7

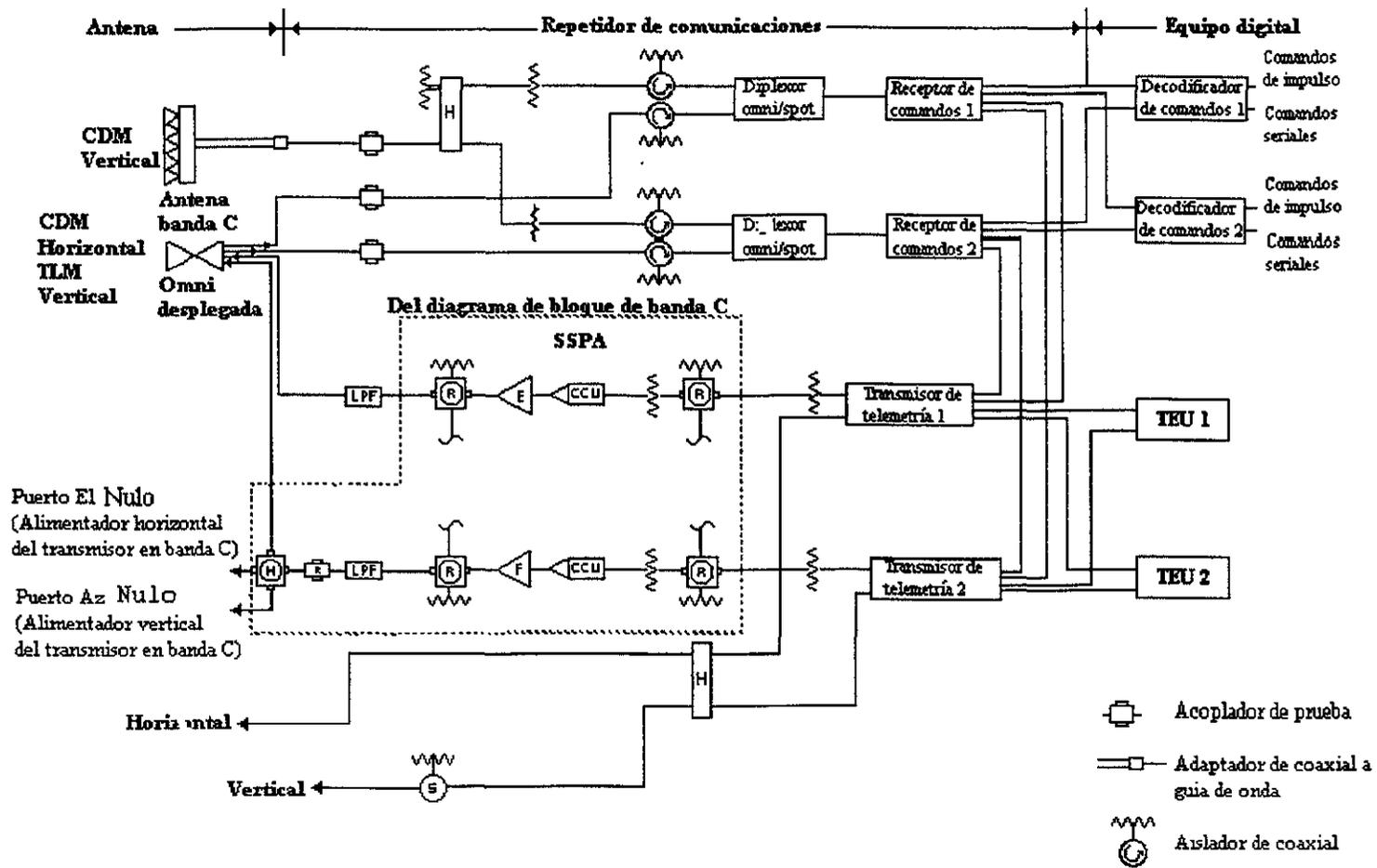
Subsistema de telemetría, comando y rango

El número y precisión de funciones que se monitorean en el satélite determinan la velocidad de datos de la telemetría. Varios cientos de funciones tales como voltajes, temperatura y aceleraciones, requieren monitoreo a efecto de determinar si todos los subsistemas del satélite operan correctamente, y en caso contrario encontrar la posible falla. Todos los datos de telemetría se combinan en un solo flujo al muestrear cada sensor de telemetría en secuencia con un multiplexor. La velocidad de muestreo es generalmente baja, digamos una vez por segundo o cada 10 segundos. Por ejemplo, supongamos que deseamos monitorear 50 sensores de temperatura y 50 voltajes una vez cada 10 segundos con una precisión de 1.5%, la velocidad requerida es de 100 muestras por 10 segundos, veces 5 bits por muestra, o 50 bps⁴⁸.

La velocidad para transmitir comandos es generalmente muy baja, digamos una vez por segundo. Un mensaje de comando podría ser de 48 a 60 bits de longitud con preámbulo de sincronización, una palabra de direccionamiento que enruta el comando a su destino en el satélite, el propio comando (un solo dígito on-off), y algunos bits de detección de errores para asegurar que el comando se reciba correctamente. Por ejemplo la telemetría para los satélites Intelsat varía entre 1000 y 48000 bps mientras que los comandos están entre 100 y 250 bps.

Algunos comandos pueden causar daños o funciones irreversibles al satélite si se realizan en el momento equivocado. Estos comandos primero se transmiten y almacenan en el satélite. La correcta recepción en el satélite se verifica por la telemetría para después transmitir un segundo comando para ejecutar la función.

El subsistema de TC y R, se opera en la banda C², es totalmente redundante (Fig 7.1) y se apoya en las antenas de comunicaciones y omnidireccional. Esta última se utiliza en las operaciones de transferencia y posteriormente sirve de apoyo en las operaciones de estacionamiento. En la tabla 7.1 se resumen las características propuestas.



Salida de los filtros de TLM en la salida del MUX de banda C

Fig. 7.1

COMANDO		
<i>Frecuencias</i>	5935 MHz en estacionamiento (antena de banda C) 6415 MHz en órbita de transferencia (antena omni)	
	Sensitividad de comandos, dBW/m²	Polarización
<i>Órbita de transferencia</i>		
<i>Omnidireccional</i>	-91.5	Vertical
<i>En estacionamiento</i>		
<i>Banda-C</i>	-93.9	Vertical
<i>Omnidireccional</i>	-91.5	Horizontal
<i>Patrón de radiación</i>	Toroidal	
<i>Modulación de subida</i>	RZ-FSK, 5 a 5 kHz	
<i>Desviación pico</i>	300 kHz	
<i>Modulación subportadora</i>	1,10ms en/10 ms en off 0,10ms en/10 ms en off	
	Sincronización, 20 m en/60 ms en off	
<i>Tasa de bits erróneos</i>	<10 ⁻⁶	
<i>Taza de datos de comandos</i>	0 a 50 bps	
<i>Pulsos de comandos disponibles (usados)</i>	1536 (1520)	
<i>Comandos seriales disponibles (usados)</i>	18(6)	
<i>Comandos disponibles para manejo de válvula (usados)</i>	36(32)	
<i>Comandos disponibles para manejo de NSI (usados)</i>	96(76)	
TELEMETRÍA		
<i>Frecuencia</i>		
<i>J1</i>	3700.1 MHz 3700.6 MHz	
<i>J2</i>	3701.1 MHz 3700.6 MHz	
<i>Modulación de RF</i>	Modulación en fase	
<i>Índice de modulación</i>	1.00 +/- 0.15 radianes	
<i>Subportadora</i>	Bifásica / 32 kHz	
<i>Modulación/frecuencia</i>		
<i>Tasa de datos</i>	1000 bps	
<i>Código de datos</i>	NRZM	
<i>Tamaño de la trama</i>	32 tramas menores por trama mayor 256 8 palabras bit por trama menor	
<i>Canales disponibles (usados)</i>	512 (504)	
<i>Binivel</i>	156(151)	
<i>Análogos</i>	216(214)	
<i>Análogos condicionados</i>	124(123)	
<i>Seriales</i>	16(16)	

Tabla 7.1 (Continuación)

TELEMETRÍA (continuación)

Capacidad de estacionamiento

18 puntos intercalados por comandos

Precisión de conversión analógica

1% del nominal

RANGO

El Rango utiliza los comandos de subida y la telemetría de bajada. Por lo tanto, la cobertura, la polarización de la antena, la sensibilidad, el PIRE, y las frecuencias de las portadoras de subida y bajada para el rango, son descritas en las partes de telemetría y comando de esta tabla.

Precisión del sistema de rango

30m usando rango de TC&R

10m usando rango de TV

1.0 +/- 0.15 radianes

Índice de modulación del enlace de bajada

300 kHz

Desviación de frecuencia

27.777 Hz

Tonos del rango

3472.22 Hz

434.03 Hz

54.25 Hz

7.1 Telemetría

La telemetría del satélite se opera por el enlace descendente de RF, el acceso umbilical para prueba y tiempo real y por la interfaz serial al SCP para los datos de servicio requeridos por el propio SCP. La telemetría de RF se transmite en forma redundante por dos transmisores de modulación en fase por un flujo serial de telemetría.

Cada flujo de telemetría consiste de una subportadora de 32 kHz que se modula en bifase con un flujo de datos NRZM. La velocidad del flujo de datos requerido es de 100 bps. La Fig. 2 muestra el subsistema de telemetría.

Cada uno de los TEU's proporciona 2 flujos PCM. El TEU genera el flujo de datos al muestrear secuencialmente datos de acuerdo con los formatos predefinidos (almacenados en una memoria programable de lectura [PROM]).

Los datos son muestreados de dos fuentes:

- 1) Datos generados internamente tales como la estructura de sincronización, identificación del satélite y chequeos esenciales.*
- 2) Recuperación de datos via canales del multiplexor del TEU.*

Los datos generados internamente se obtienen por búsqueda en memoria o por simple computación, mientras que los datos de recuperación de los canales del multiplexor pueden ser de uno de los siguientes tipos:

- 1) Análogos (0 a 5.12 Volts)*

- 2) Análogo condicionado
- 3) Bi-nivel
- 4) Bi-nivel condicionado
- 5) Digital serial

Los canales están condicionados con una corriente constante de 1mA proporcionada por un TEU. Los datos digitales son enviados en palabras de 8 bits utilizando una interfaz de 3 hilos (reloj, envoltante, datos). Las interfaces, los condicionantes y la conversión de datos son descritas en la siguiente descripción de los TEU's.

Las cadenas de telemetría son enrutadas por los TEU's hacia los transmisores de telemetría de acuerdo a la figura 7.2. Cada transmisor de telemetría cuenta con las siguientes cuatro entradas: dos para las cadenas de PCM que provienen de cada TEU y dos para los tonos de rango provenientes de los receptores de comandos. El transmisor suma las dos entradas de PCM. Debido a que sólo un TEU está encendido a la vez, el resultado de la suma es la cadena del TEU que se encuentra encendido. Después de sumar la señal, se pasa por un filtro paso bandas con frecuencia central de 32 kHz y un ancho de banda de 9 kHz. El comando que se envía desde tierra al transmisor de telemetría permite seleccionar entre los datos de PCM de los TEU's o los tonos de rango de uno de los receptores de comandos para modular en fase la portadora de bajada. El índice de modulación PCM se establece a 1.0 radianes y puede variar +/- 0.15 radianes con el paso del tiempo y la temperatura.

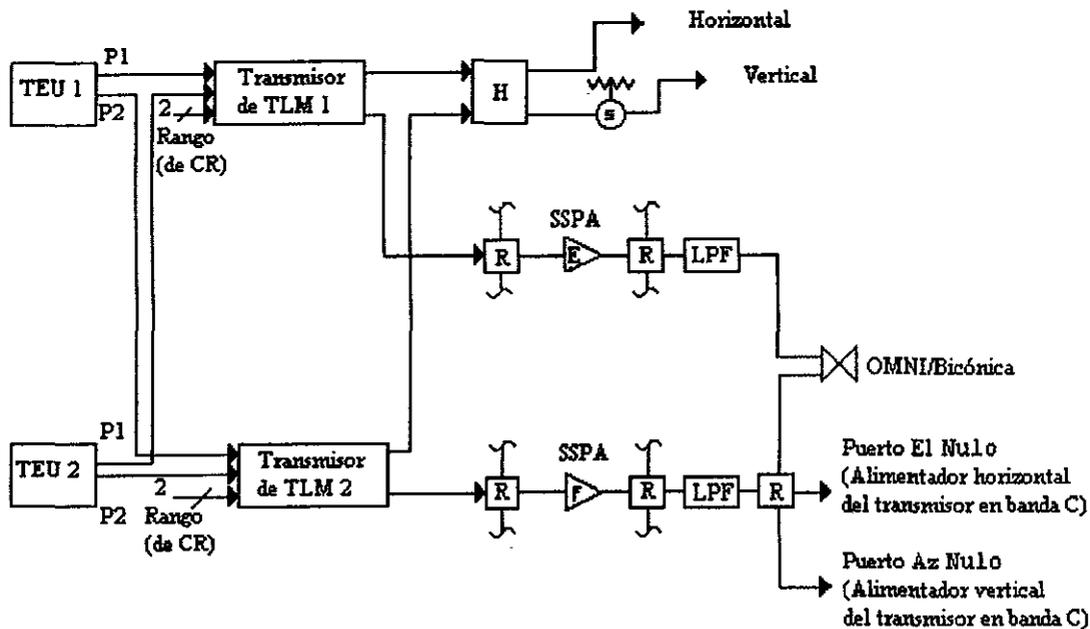


Figura 7.2

El equipo del subsistema de RF de telemetría consiste en dos transmisores de telemetría, una antena bicónica, dos SSPA's, un híbrido, y el hardware de interconexión necesario para proporcionar dos enlaces confiables transmitir los datos de telemetría de manera confiable. Las frecuencias de telemetría se localizan en la parte baja del ancho de banda de 500 MHz de transmisión.

Cada transmisor entrega un nivel bajo y un nivel alto de salida utilizando un acoplador interno. Durante la órbita de transferencia, el nivel bajo de salida de cada transmisor es enviado a los amplificadores de alta potencia de la cadena de transmisión de la banda C, antes de transmitirlos hacia la antena bicónica. La cadena de amplificación proporciona la ganancia necesaria para obtener un PIRE de 8 dBW. En la órbita estacionaria, la salida del transmisor de alto nivel es dirigida hacia la antena de comunicaciones de alta ganancia en ambas polarizaciones, utilizando las salidas de comunicación de banda C de los multiplexores. Utilizando esta configuración se entrega un PIRE de +12.5 dBW cuando el satélite esta en la órbita estacionaria.

Cuando sucede una anomalía en el apuntamiento en la órbita estacionaria, la transmisión de la telemetría es transferida automáticamente a la antena bicónica por el detector automático de fallas y la función de recuperación de fallas en el SCP. El haz vertical en banda C es conmutado a una carga para evitar interferencia con las señales de telemetría de la antena omni. Los comandos automáticos configuran de manera apropiada al satélite para obtener los comandos omnidireccionales y la cobertura para la telemetría.

7.2 Desempeño

La tabla 7.2 muestra los niveles de PIRE para la telemetría tanto para la órbita de transferencia como para la operación en la órbita estacionaria. Estos niveles de potencia son aproximadamente los mismos que los suministrados por el satélite Galaxy y proporcionan un amplio margen arriba de la potencia requerida para cumplir con el balance de potencias para el enlace de bajada.

Tabla 7.2

Frecuencia	3700 a 3701 MHz
PIRE	
Órbita de transferencia	8.0 dBW
Órbita estacionaria	12.5 dBW
Polarización	
Órbita de transferencia	Horizontal
Órbita estacionaria	Vertical (omni)
	Horizontal (plato)
Modulación	PCM
Patrón de radiación	Toroidal

7.3 Comando

Descripción del subsistema

El subsistema de comandos recibe comandos de las siguientes tres fuentes:

- 1) Comandos de RF generados desde tierra*
- 2) Comandos generados internamente por el SCP (Procesados de control del satélite)*
- 3) Comandos (en banda base) enviados por cable desde el acceso de prueba y el umbilical del vehículo de lanzamiento.*

Funcionamiento

Los comandos son transmitidos al satélite utilizando secuencias de tonos moduladas en frecuencia dentro de las portadoras de subida. Cada comando consiste en una serie de 48 bits (1 o 0) seguidos por un bit S para sincronizar la unidad decodificadora de comandos (CDU), transmitido de 0 a 50 bps. Cada bit dura 10 ms (20 ms para el bit S) separado por un intervalo de igual duración (60 ms después del bit S). El tiempo de encendido se representa por la presencia de un tono a 1/6 de la frecuencia en la banda de 5 a 15 kHz y el tiempo de apagado se representa por la ausencia de tono. Ver figura 7.3.

Los comandos son transmitidos al satélite utilizando secuencias de tonos moduladas en frecuencia dentro de las portadoras de subida de RF. Se utiliza un diplexor antes de cada receptor de comandos de manera que tanto el enlace de subida de comandos en la órbita estacionaria (6415 MHz) o el enlace de subida de comandos para órbita estacionaria (5935 MHz) pueden ser usadas para enviar comandos sin necesidad de conmutar. Dado que cada receptor de comandos acepta ambas frecuencias, se puede utilizar una redundancia 2:1.

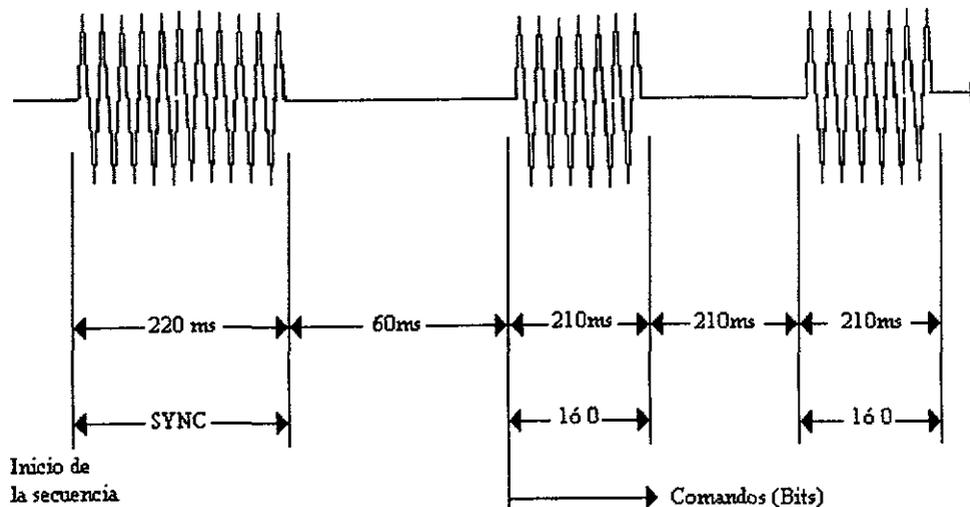


Figura 7.3

Cada tono de frecuencia modula la portadora de subida con una desviación de 300 kHz. Las antenas del satélite reciben la portadora y enrutan selectivamente la señal hacia el receptor de comandos deseado. El receptor de comandos demodula la portadora, y envía los tonos en banda base resultantes las CDU's mostradas en la figura 7.4.

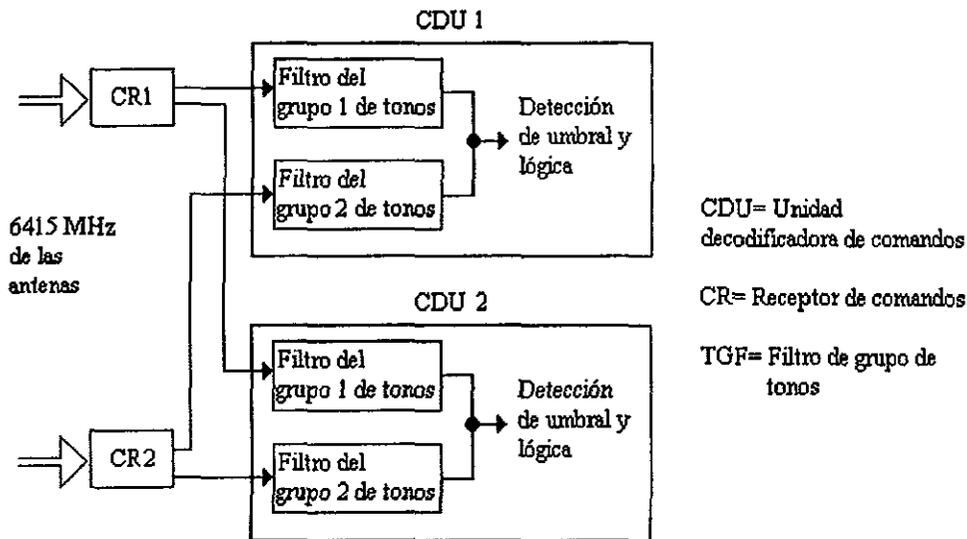


Figura 7.4

Cada receptor de comandos incluye un circuito de control automático de ganancia (AGC) utilizado para monitorear el nivel de potencia a la entrada del receptor de comandos. El voltaje del AGC es calibrado utilizando el nivel de alimentación y la temperatura, de manera que los niveles de potencia correspondan al rango dinámico completo del subsistema de comandos este disponible via la telemetría analógica. De esta manera, se puede monitorear fácilmente tanto la órbita de transferencia como la órbita estacionaria. Además, esta telemetría proporciona una constante referencia para la operación de los sistemas de prueba.

Los seis tonos de frecuencia de los comandos son agrupados en 2, grupo 1 y 2, cada grupo consiste de 3 tonos de frecuencia que representan el 1, el 0 y la sincronía o S. Cada CDU tienen dos entradas de comandos que son conectadas a los receptores de comandos, y cada entrada consta de 3 filtros pasobanda (BPF) cuya frecuencia central corresponde a las frecuencias del grupo 1 ó 2.

7.4 Rango

El propósito del sistema de rango es obtener la distancia entre el satélite y la estación terrena. El rango del satélite se calcula midiendo el retraso en el tiempo de una señal que viaja hasta el satélite y regresa de nuevo a la estación terrena. El retraso de tiempo asociado al satélite se resta del retraso total basándose en una calibración del satélite. Se utilizan tres métodos para calcular el rango: Rango por TC&R, rango por transpondedor y rango por válvula térmica (TV).

El rango TC&R utiliza la salida de rango de los dos receptores de comandos redundando con la salida acoplada cruzada entre los dos transmisores de telemetría. Cada transmisor se puede conmutar entre el rango y la telemetría según se desee. El subsistema de TC&R permite tener enlaces de bajada de rango y telemetría simultáneamente sin conmutar de un transmisor de telemetría dedicado a uno de telemetría y uno de rango.

Los tonos de rango seleccionados modulan la portadora de subida y son recibidos y demodulados por los receptores de comando. El transmisor de telemetría recibe los tonos demodulados del receptor de comandos y envía al enlace de bajada una portadora modulada en fase. En tierra, el procesador de tonos de rango (RTP), parte de la unidad de T&C, mide la diferencia de fase entre los tonos transmitidos y recibidos y calcula el rango y la velocidad del rango. La precisión del rango del satélite es determinada principalmente por las variaciones en el retraso de fase de los comandos recibidos y los transmisores de telemetría.

El sistema de tonos de rango es usado en los satélites Hughes desde el programa Telstar 3 y es el mismo que se usa en el Aussat, Galaxy y SBS. En este sistema, la precisión del rango se determina midiendo el retraso de fase de un tono de 27,777.77 Hz. La ambigüedad en el rango es resuelta midiendo el retraso de notas pulsantes a 54.25, 434.03 y 3472.22 Hz.

Las notas pulsantes son creadas aplicando la modulación FSK a dos tonos en la portadora de comandos. El RTP en tierra resuelve la ambigüedad del rango mezclando las notas pulsantes después de su detección.

El rango por transpondedor utiliza el ITCU y las comunicaciones normales del transpondedor, con lo que resultan diferentes retrasos de fase a través del satélite. Para el rango por TV, se hace pasar una señal de TV en FM a través de un repetidor de banda C y después se demodula. Una unidad calibrada de rango por TV compara la entrada y la salida de las señales y determina el retraso a través del repetidor y el equipo de prueba. El retraso en el equipo de tierra se resta de la medición. El rango por TV requiere el uso de una unidad de rango por TV en conjunto con un equipo de TV/FM y sólo se puede utilizar cuando el satélite se encuentra en su órbita de operación normal.

El satélite y el centro de control terreno combinan para obtener en el peor caso, una aproximación de rango 1σ de $\pm 30m$ para rango por TC&R y $10m$ para rango por TV. La precisión se calcula utilizando el modelo desarrollado por el programa Astra e incluye incertidumbres causadas por el ruido térmico, variaciones en la base de tiempo del equipo terrestre, la precisión de la telemetría del satélite la precisión de las mediciones en el sistema de prueba, y otros efectos.

Capítulo 8

Subsistema Estructural

El diseño estructural debe considerar materiales opcionales, tipos de estructuras y métodos de construcción para comparar pesos y costos⁽⁴¹⁾.

Por ejemplo, la estructura de un satélite típicamente contiene materiales metálicos y no metálicos. La mayoría de los metales son casi homogéneos, teniendo propiedades constantes en su composición. Los no metales están formados usualmente de compuestos que son no homogéneos y normalmente son no isotrópicos.

Los materiales se seleccionan en base a:

Selección de Materiales	
<i>Rigidez</i>	<i>Ductilidad</i>
<i>Fuerzas</i>	<i>Dureza de fractura</i>
<i>Densidad (Peso)</i>	<i>Facilidad de fabricar</i>
<i>Conductividad térmica</i>	<i>Versatilidad de agregar</i>
<i>Expansión térmica</i>	<i>Opciones, como soldar</i>
<i>Resistencia de corrosión</i>	<i>Disponibilidad</i>
<i>Costos</i>	

La estructura del satélite soporta a los demás subsistemas y sirve para enlazar al satélite con el vehículo de lanzamiento. La estructura primaria está compuesta de dos elementos principales: El módulo de carga útil y el módulo del "bus". Cuando los módulos de carga útil y del "bus" se han unido, la estructura primaria forma una caja con paneles al norte, sur, este y oeste. Los elementos estructurales secundarios se utilizan para soportar las antenas (alimentadores y reflectores en las bandas C, Ku y Ka) y la antena omnidireccional), batería, paneles solares, sensores y equipo de control térmico (Fig. 8.1). Los materiales utilizados en la estructura primaria son principalmente aleaciones de aluminio y compuestos de grafito/epoxio.

Por mucho, el material metálico más utilizado en la estructura es el aluminio.

La relación rigidez - peso es la misma que el acero, pero la relación peso - fuerza es mayor. Si se requieren materiales más duros o pequeñas estructura, se puede elegir acero o titanio.

Un compuesto muy conocido es el grafito - epoxio, que tiene fibras de grafito para darle fuerza y rigidez en una matriz de epoxio.

La tabla 8.1 muestra las ventajas y desventajas de los materiales comúnmente utilizados.

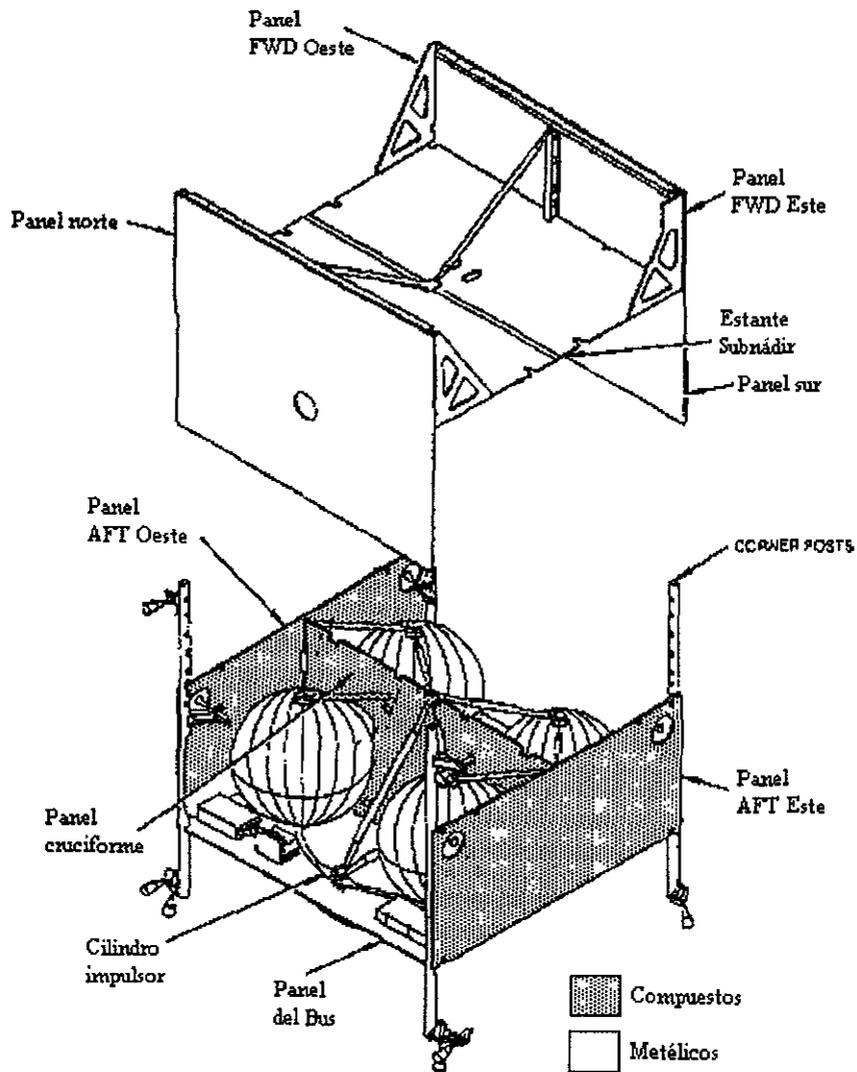


Fig. 8.1

Tabla 8.1

<i>Material</i>	<i>Ventajas</i>	<i>Desventajas</i>
<i>Aluminio</i>	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Fuerza v.s peso</i> • <i>Dúctil</i> • <i>Fácil de trabajar</i> 	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Fuerza v.s. volumen relativamente bajo</i> • <i>Baja dureza</i> • <i>Alto coeficiente de expansión térmica</i>
<i>Acero</i>	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Alta Fuerza</i> • <i>Con tratamiento se obtiene un amplio rango de rigidez, dureza y ductilidad.</i> 	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Poco eficiente por estabilidad (alta densidad)</i> • <i>La mayoría son duros para trabajarlos</i> • <i>Magnético</i>
<i>Termorresistente</i>	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Fuerza v.s. volumen</i> • <i>Conserva su rigidez a altas temperaturas</i> • <i>Es dúctil</i> 	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Poco eficiente por estabilidad (alta densidad)</i> • <i>No es tan duro como algunos aceros</i>
<i>Magnesio</i>	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Baja densidad - eficiente para estabilidad</i> 	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Susceptible a corrosión</i> • <i>Fuerza v.s. volumen baja</i>
<i>Titanio</i>	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Fuerza v.s peso</i> • <i>Coeficiente de expansión térmica baja</i> 	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Difícil de trabajar</i> • <i>Si la solución es tratada y envejecida presenta poco rigidez fracturas</i>
<i>Berilio</i>	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Rigidez v.s. densidad</i> 	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Ductilidad y rigidez a fracturas baja</i> • <i>Propiedades transversas cortas bajas</i> • <i>Tóxico</i>
<i>Compuesto</i>	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Puede ser cortado para tener alta rigidez, alta fuerza, y un coeficiente de expansión térmica bajo</i> 	<ul style="list-style-type: none"> • <i>Costoso: Requiere de un programa de desarrollo</i> • <i>Su fuerza depende del trabajo humano, requiere de pruebas individuales</i>

Capítulo 9

Costos

9.1 Análisis de Costos

La Fig. 9.1 muestra una estructura de costos para sistemas espaciales. Cada concepto, da la configuración, número de unidades, órbita específica, lista de equipo, dimensionamiento de hardware o software y personal requerido para establecer los costos de todo el sistema⁽⁴⁸⁾.

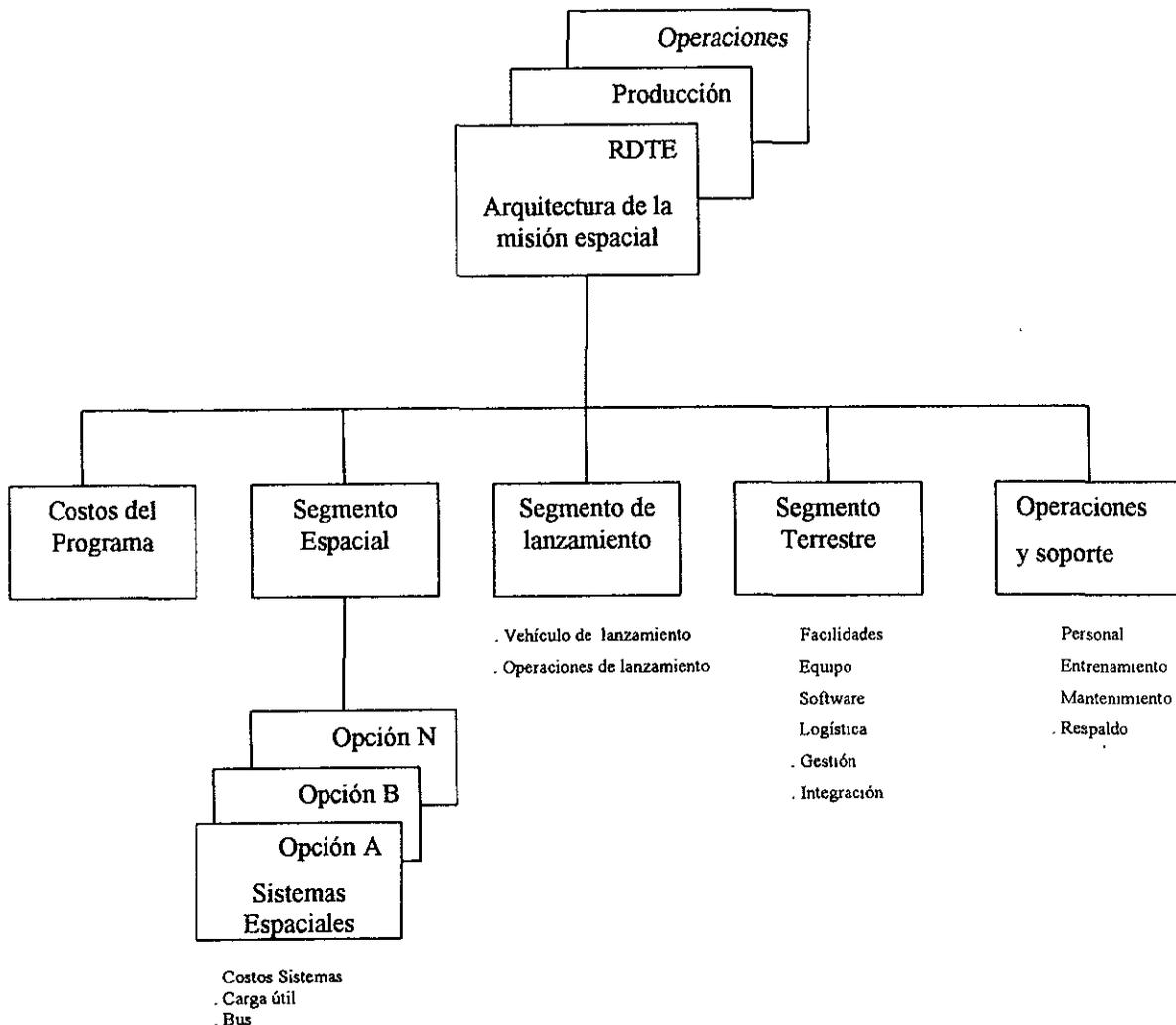


Fig. 9.1

Esta estructura de costos y los conceptos mostrados en la tabla 1 han permitido desarrollar algunos modelos fundamentales. Estos modelos combinan datos de costos, relación estimada de costos y relación del sistema. Las salidas del modelo de costos se organizan de acuerdo a la estructura de costos de cada sistema, fase del ciclo de vida y tiempo. Estos incluyen:

Características necesarias para el modelo de costos.

1. Consideración	Número de Satélites en la constelación
	Altura de la Órbita
2. Segmento Espacial	Carga útil
	Peso
	bus
	Peso seco por subsistema
	Potencia
	Vida útil
3. Segmento de lanzamiento	Vehículo de lanzamiento
	Etapa superior
	Lugar de lanzamiento
	No. de Satélites por lanzamiento
4. Segmento Terrestre	No. de Sitios fijos y móviles
	Equipo nuevo o existente
	Frecuencia de operación
5. Operaciones de la misión y apoyo	Duración de la misión
	No. de personal
	No. de Satélites de respaldo

Tabla 9.1

- *Una comparación de costos de las alternativas o subsistemas para estudios comerciales*
- *Los mayores costos, que son los elementos directores, y representan los más altos porcentajes del costo total.*
- *Los requerimientos de la misión que más influyen y afectan los costos del ciclo de vida*
- *La sensibilidad de los costos del ciclo de vida como puntos clave de consideraciones y requerimientos.*
- *Los costos contra los riesgos.*

Todos estos elementos juntos proporcionan un análisis comprensivo, aunque podemos omitir algunos de ellos si estamos interesados solamente en una estimación rápida.

Los costos del ciclo de vida para un sistema espacial se dividen en tres fases principales (Fig. 9.1). La fase de investigación, desarrollo, pruebas y evaluación (RTDE), incluye el diseño, análisis y prueba de tarjetas y prototipos. Esta fase no incluye desarrollo tecnológico de componentes.

La fase de producción incorpora el costo para producir las unidades de vuelo y su lanzamiento.

La fase de operaciones y soporte considera los costos de operación y mantenimiento. Para la mayoría de los programas espaciales los costos básicos de operación y mantenimiento son los contemplados en la operación de la estación de tierra; para sistemas reutilizables como el transbordador espacial, esta categoría consiste en la tripulación de tierra y en las operaciones para soportarla.

Existen tres técnicas básicas para desarrollar modelos de costos, ellas son:

- 1. Estimación detallada. Se identifican y especifican los elementos del sistema. Primero se estiman los costos de materiales y mano de obra para desarrollar y producir cada elemento. Debido a que este método consume tiempo y porque la información de detalle no se encuentra disponible, este método es el menos apropiado para proyectos de esta naturaleza.*
- 2. Estimación análoga. Se utiliza el costo de un artículo similar y se ajusta en términos de tamaño y complejidad. Se puede aplicar este método a cualquier nivel de detalle en el sistema, sin embargo no es flexible para estudios comerciales.*
- 3. Estimación paramétrica. Se utiliza una ecuación denominada relación de estimación de costos (CER), la cual expresa los costos en función del dimensionamiento del diseño de las variables de desempeño o parámetros. Se pueden también aplicar factores de determinada complejidad a los diversos parámetros que repercuten con los cambios tecnológicos.*

En el modelaje paramétrico se requiere una CER para el RDTE del hardware y un costo teórico de la primera unidad. Para múltiples unidades, los costos de producción son iguales a los costos de la primera unidad multiplicados por un factor de curva de aprendizaje que se mencionará posteriormente.

Los modelos de costos paramétricos son los más apropiados para estudios comerciales y, por lo tanto son los indicados para este estudio. Las principales ventajas son:

- Menos consumo de tiempo que los estudios de detalle*
- Más efectivos*
- Más consistentes*

Las principales limitaciones son:

- *Aplicable solamente al rango paramétrico de los datos históricos*
- *No se incluyen nuevos factores tecnológicos tal que la CER debe ajustarse al usar hardware de nueva tecnología.*
- *Las estimaciones obtenidas no son tan precisas como para una propuesta de licitación.*

Este modelo toma como base los costos de los subsistemas en forma histórica y en base a un análisis de regresión nos da la CER con su correspondiente coeficiente de determinación R^2 y su desviación estándar (Error estándar, SE).

Por ejemplo, supongamos que el subsistema de control de orientación es el de interés. Se deben reunir los costos y pesos para este subsistema de diferentes programas y ajustar todos los costos a dólares de 1990, convirtiendo todos los pesos en Kilogramos. En segundo lugar, en forma hipotética, se deben relacionar los costos y los parámetros explicativos, evaluándolos con programas de regresión estándar. Para hardware, estos podrían ser peso y potencia. La relación puede ser una ecuación de potencia, digamos $S = Aw^b$. Se evalúa la relación al evaluar los costos contra sus correspondientes parámetros utilizando un paquete de software o una calculadora. La regresión resulta en una ecuación entre costos y el parámetro o parámetros así como una estadística que indica que tan bien la relación se adapta a los datos. Los dos indicadores estadísticos son el coeficiente de determinación R^2 y el error estándar SE. R^2 es un indicador de la capacidad de adaptación que varía entre 0 y 1, donde 1 sería una adaptación perfecta.

La tabla 9.2 muestra un resumen del procedimiento para calcular costos paramétricos utilizando los modelos mencionados. El procedimiento se inicia con el desarrollo de la estructura de costos (CBS) y la concentración de las características más relevantes de los sistemas espaciales. Los siguientes 4 pasos desarrollan los elementos primarios de los costos del ciclo de vida, calculando los costos de los segmentos espacial, lanzamiento y terrestre, y posteriormente los correspondientes a operaciones y soporte.

Tabla 9.2

1. <i>Desarrollar la estructura del desglose de costos</i> <i>Identificar todos los elementos de costos</i>
2. <i>Enlistar las características del sistema espacial</i>
3. <i>Calcular los costos del segmento espacial</i> <i>Costo del RDTE</i> <i>Costo del Software</i> <i>Costo de la primera unidad</i> <i>Costo de las unidades subsecuentes</i>
4. <i>Calcular el costo del segmento de lanzamiento</i>
5. <i>Calcular los costos del segmento terrestre</i> <i>Primera estación terrena</i> <i>Costo de software</i> <i>Estaciones terrenas adicionales</i> <i>Terminales terrestres</i>
6. <i>Calcular los costos de operación y mantenimiento</i> <i>Costo de refacciones para lanzamiento</i> <i>Operación y mantenimiento de estaciones terrenas</i>
7. <i>Costo del ciclo de vida</i>

Los CER's de las tablas 9.3 y 9.4 proporcionar costos en miles, en dólares de 1990 como una función de parámetros específicos.

Tabla 9.3

Costo del componente	Parámetro/ (Unidad)	Rango Aplicable	CER (FY 90\$K)	Error estandar
1.Carga útil				
1.1 Comunicaciones				
Antenas	Wt(kg)	1-87	$0.0+1083X^{0.59}$	1914[0.66]
Electrónica de comunicaciones	Wt(kg)	14-144	$0.0+979X^{0.70}$	6904[0.67]
2.Bus				
Wt(kg) Seco				
2.1 Estructura /Térmica	Wt(kg)	26-897	$17350+1.17X^{1.0}$	15,571[0.76]
2.2 Telemetría y comando	Wt(kg)	7-428	$2818+444X^{0.66}$	4775[0.63]
2.3 Control de orientación para orientación deter.	Wt(kg) Seco	4-112	$2087+212X^{1.0}$	3213[0.79]
2.4 Potencia	EPS WtxBOL Pot(kg-W)	6-97 ,920	$0.0+3072X^{0.46}$	6048[0.83]
3.Motor de apogeo				
Estabilizado por giro	Impulso total (kg-s)	20,227 - 186, 491	$523+0.0553X^{1.0}$	2067[0.76]
Estabilizado por 3 ejes	Impulso total (kg-s)	4,497- 243,682	$0.0+0.0167X^{1.0}$	1073[0.80]
4.Equipo de tierra de la aeronave				
	RDTE+TFU Costo del hardware (\$)	23,531- 285,576	$0.0+0.11X^{1.0}$	4549[0.88]
5. Nivel de programa				
	Costo del hardware del satélite (\$K)	32,012- 267,347	$0.0+0.36X^{1.0}$	8782[0.94]

Tabla 9.4

Costo del componente	Parámetro / (Unidad)	Rango Aplicable	CER (FY90\$K)	Error estándar
1.Carga útil				
1.1 Comunicaciones				
Antenas	Wt(kg)	1-87	$21.0+245X^{0.59}$	508[0.79]
Electrónica de comunicaciones	Wt(kg)	13-156	$0.0+191X^{1.0}$	8789[0.76]
2.Bus				
	Wt(kg) Seco	26-1237	$0.0+198X^{0.77}$	7104[0.76]
2.1 Estructura /Térmica	Wt(kg)	7-777	$0.0+92.3X^{0.65}$	1331[0.63]
2.2 Telemetría y comando	Wt(kg)	4-112	$99+175X^{0.93}$	1671[0.80]
2.3 Control de orientación para orientación deter.	Wt(kg) Seco	6-97	$0.0+1148X^{0.39}$	2140[0.88]
2.4 Potencia	EPS WtxBOL Pot(kg-W)	104-414 ,920	$0.0+195^{0.29}$	2406[0.83]
3.Motor de apogeo				
Estabilizado por giro	Wt(kg) Seco	8-57	$0.0+62X^{0.72}$	104[0.85]
Estabilizado por 3 ejes	Impulso total (kg-s)	23,955- 243,682	$0.0+0.0055X^{1.0}$	509[0.69]
4.Operaciones de lanzamiento y soporte de órbita				
con AKM	Satélite mojado (kg)	220-1679	$64.2+1.54X^{1.0}$	342[0.80]
sin AKM		210-1345	$0.0+2.68X^{1.0}$	371[0.96]
5. Nivel de programa				
	Costo del hardware del satélite (\$K)	2,597- 94,353	$0.0+0.33X^{1.0}$	3428[0.93]

La tabla 9.5 muestra las conversiones a otros años. Los C ER's se obtienen de datos históricos y actuales. Generalmente, los C ER's de producción tienen un alto R^2 debido a la variabilidad encontrada en la fase de desarrollo del programa.

Tabla 9.5

A	FY90	FY91	FY92	FY93	FY94	FY95	FY96	FY97	FY98	FY99	FY00	FY01	FY02	FY03	FY04	FY05
Taza de inf	1.062	1.054	1.047	1.043	1.042	1.043	1.046	1.050	1.040	1.046	1.047	1.047	1.047	1.047	1.047	1.047
De	3.136	3.305	3.461	3.610	3.761	3.923	4.092	4.296	4.468	4.674	4.893	5.123	5.364	5.616	5.880	6.157
FY75																
FY76	2.925	3.083	3.228	3.367	3.509	3.660	3.817	4.008	4.168	4.360	4.565	4.779	5.004	5.239	5.485	5.743
FY77	2.729	2.876	3.012	3.141	3.273	3.414	6.561	3.739	3.888	4.067	4.258	4.458	4.668	4.887	5.117	5.357
FY78	2.550	2.688	2.815	2.936	3.059	3.190	3.328	3.494	3.634	3.801	3.980	4.167	4.362	4.567	4.782	5.007
FY79	2.340	2.466	2.582	2.693	2.806	2.927	3.053	3.205	3.334	3.487	3.651	3.823	4.002	4.190	4.387	4.593
FY80	2.110	2.224	2.328	2.428	2.530	2.639	2.753	2.890	3.006	3.144	3.292	3.447	3.609	3.778	3.956	4.142
FY81	1.833	1.934	2.023	2.110	2.198	2.293	2.392	2.511	2.612	2.732	2.860	2.995	3.135	3.283	3.437	3.599
FY82	1.621	1.708	1.789	1.866	1.944	2.027	2.115	2.220	2.309	2.415	2.529	2.648	2.772	2.903	3.039	3.182
FY83	1.506	1.588	1.662	1.734	1.807	1.884	1.965	2.064	2.146	2.245	2.350	2.461	2.576	2.697	2.824	2.957
FY84	1.402	1.496	1.567	1.634	1.703	1.776	1.852	1.945	2.023	2.116	2.215	2.319	2.428	2.542	2.662	2.787
FY85	1.342	1.414	1.481	1.544	1.609	1.679	1.751	1.838	1.912	2.000	2.094	2.192	2.295	2.403	2.516	2.634
FY86	1.278	1.373	1.410	1.471	1.533	1.559	1.667	1.751	1.821	1.905	1.994	2.088	2.186	2.289	2.396	2.509
FY87	1.210	1.276	1.336	1.393	1.451	1.514	1.579	1.658	1.724	1.804	1.888	1.977	2.070	2.167	2.269	2.376
FY88	1.136	1.198	1.254	1.308	1.363	1.421	1.483	1.557	1.619	1.693	1.733	1.856	1.944	2.035	2.131	2.231
FY89	1.062	1.119	1.172	1.222	1.274	1.328	1.386	1.455	1.513	1.583	1.657	1.735	1.816	1.902	1.991	2.085
FY90	1.000	1.054	1.104	1.151	1.199	1.251	1.305	1.370	1.425	1.490	1.560	1.634	1.710	1.791	1.875	1.963
FY91	0.949	1.000	1.047	1.092	1.138	1.187	1.238	1.300	1.352	1.414	1.480	1.550	1.623	1.699	1.779	1.863
FY92	0.906	0.955	1.000	1.043	1.087	1.134	1.182	1.241	1.291	1.350	1.414	1.480	1.550	1.623	1.699	1.779
FY93	0.869	0.916	0.959	1.000	1.042	1.087	1.134	1.190	1.238	1.295	1.356	1.419	1.486	1.556	1.629	1.706
FY94	0.843	0.876	0.920	0.960	1.000	1.043	1.088	1.142	1.188	1.243	1.301	1.362	1.426	1.493	1.563	1.673
FY95	0.799	0.843	0.882	0.920	0.959	1.000	1.043	1.095	1.139	1.191	1.247	1.306	1.367	1.432	1.499	1.569
FY96	0.766	0.808	0.846	0.882	0.919	0.959	1.000	1.050	1.092	1.142	1.196	1.252	1.311	1.373	1.437	1.505
FY97	0.730	0.769	0.806	0.840	0.875	0.913	0.952	1.000	1.040	1.08	1.139	1.192	1.249	1.307	1.369	1.433
FY98	0.702	0.740	0.775	0.808	0.842	0.878	0.916	0.962	1.000	1.046	1.095	1.147	1.201	1.257	1.316	1.378
FY99	0.671	0.707	0.740	0.772	0.805	0.839	0.875	0.919	0.956	1.000	1.047	1.096	1.148	1.202	1.258	1.317
FY00	0.641	0.676	0.707	0.738	0.769	0.802	0.836	0.878	0.913	0.955	1.000	1.047	1.096	1.148	1.202	1.258
FY01	0.612	0.645	0.676	0.705	0.734	0.766	0.799	0.839	0.872	0.912	0.955	1.000	1.047	1.096	1.148	1.202
FY02	0.585	0.616	0.645	0.673	0.701	0.731	0.763	0.801	0.833	0.871	0.912	0.955	1.000	1.047	1.096	1.148
FY03	0.588	0.589	0.616	0.643	0.670	0.699	0.729	0.765	0.796	0.832	0.871	0.912	0.955	1.000	1.047	1.096
FY04	0.533	0.562	0.589	0.614	0.640	0.667	0.696	0.731	0.760	0.795	0.832	0.871	0.912	0.955	1.000	1.047
FY05	0.509	0.573	0.562	0.586	0.611	0.637	0.665	0.698	0.726	0.759	0.795	0.832	0.871	0.912	0.955	1.000

El impacto de nuevas tecnologías sobre los CER's se presenta en la Tabla 9.6 considerando los avances que se esperan prevalezcan después del año 2000. Estos se muestran, ya sea que se multiplican o se suman al respectivo CER. Dicha tabla también muestra nuevos desarrollos en tecnología existente.

Tabla 9.6

Factores para tecnología avanzada	OTR Tecnología	RDTE	Primera unidad teórica
Estructuras compuestas (Grafito Epoxy)	Estructura/Térmica	CER X 1.25	CER X 2.0
Arreglos solares de Arsenurio de Galio	Electrónica de potencia	CER X 1.1	CER X 1.25
Baterías de Nickel Hidrógeno	Electrónica de potencia	CER + 500	CER + 300
Se agregan seguidores de estrellas	Control de orientación	CER + 3000	CER + 1600
Factores multiplicativos para el desarrollo hereditario			
(Aplica sólo para costos de RDTE)			
Nuevo diseño con desarrollo avanzado		>1.1	
Desarrollo nominal nuevo - algo de herencia		1.0	
Modificaciones mayores al diseño existente		0.7-0.9	
Modificaciones moderadas		0.4-0.6	
Básicamente el diseño existente		0.1-0.3	

Tabla 9.7

<u>Vehículo de lanzamiento</u>	<u>Máximo Carga útil a LEO (kg)</u>	<u>Costo de unidad (FY90 \$M)</u>	<u>Costo por Kg. \$K/Kg</u>
Saturno V (SIC+SII)	280,000	600	2.1
Titan IV	17,900	150	8.4
Ariane 4	17,800	115	6.5
Transbordador*	23,090	190	8.2
Vehículo de lanzamiento mediano	6,600	55	8.3
Atlas G /Centaur	5,700	72	10.5
Delta/PAM D	3,909	55	14.1
Pegasus	455	8	17.6
Delta/PAM D	1,420 (a OTG)	55	38.7
Atlas G/Centaur	2,364(a OTG)	72	30.5
Titan IV/Centaur G	12,000 (a OTG)	264	22.0
Atlas G /Centaur	1,330 (a OG)	72	54.6
Titan IV/Centaur G	4,600 (a OG)	264	57.4
Transbordador/IUS	2,270 (a OG)	270	118.9

OTG = Órbita de transferencia geosincrónica OG= Órbita geoestacionaria

*Algoritmo de precio del transbordador - use el más grande de los siguientes:

$$\text{costo por peso: } \$190\text{Mx} \left[\frac{\text{Peso del sistema espacial}}{0.75 \times \text{capacidad del transbordador}} \right]$$

$$\text{costo por longitud: } \$190\text{Mx} \left[\frac{\text{Longitud del sistema espacial}}{0.75 \times \text{longitud de la bahía del transbordador}} \right]$$

Si [] > 1 entonces igualar a 1

9.2 Curva de aprendizaje

La curva de aprendizaje es una técnica matemática que contabiliza las mejoras en la productividad conforme se produce un mayor número de unidades. Incluye todas las reducciones de costos entre la Unidad producida y las subsecuentes unidades. Es decir, considera reducción de costos debido a economía de escalas, puesta a tiempo y aprendizaje conforme el número de unidades se incrementa. El costo total de producción para N unidades se modela como:

$$\text{Costo de producción} = TFU \times L$$

Donde

$$L = N^B$$

$$B = 1 - \frac{\text{Ln}(100\%/s)}{\text{Ln}2}$$

TFU es el costo teórico de la primera unidad, L es el factor de curva de aprendizaje y S es la pendiente de la curva de aprendizaje en porciento.

La pendiente de la curva de aprendizaje S representa la reducción del porcentaje en costos promedio acumulado cuando el número de unidades producidas es el doble. Esta pendiente fija el valor de B . Por ejemplo si $S = 95\%$ y la primera unidad cuesta un millón, entonces al doblar el número de unidades, se reduce el costo promedio de ambas a 95% de la primera unidad. Entonces las dos unidades cuestan 1.9 millones. La segunda unidad cuesta 0.9 millones. El exponente de la curva de aprendizaje B es 0.926 para $S = 95\%$.

El siguiente ejemplo de la tabla ilustra el impacto de una curva de aprendizaje del 95% sobre los costos unitarios. La unidad o costo marginal es la diferencia de los costos de producción entre N unidades y $N - 1$ unidades. Por ejemplo el costo de la unidad 5 es la diferencia de los costos de producción entre la cuarta y quinta unidad, esto es $4.44 - 3.61 = 0.83$

No. de Unidad	Costo de Producción $TFU \times L$	Costo Promedio	Costo Unitario
1	1.00	1.00	1.00
2	1.90	0.95	0.90
3	2.77	0.92	0.87
4	3.61	0.90	0.84
5	5.55	0.89	0.83

Para el satélite propuesto se estiman los pesos por subsistema mostrados en la Tabla 9.6. Dichos valores resultan de considerar los pesos de subsistemas de satélites equivalentes, en las bandas C y Ku, con ciertos ajustes por diseño y por la utilización de la banda Ka. Por ejemplo, en un sistema equivalente, el peso de las antenas es de aproximadamente de 100 Kg. Y al agregar el peso de reflectores y alimentadores de la banda Ka se obtiene un peso total de 140 Kg. El subsistema de Estructura y Control térmico incluye el alambrado y el tamaño adicional para soportar los reflectores en banda Ka. El subsistema de Combustible incluye el peso del Gas Xenon. Con los resultados de la tabla 9.6 y aplicando las tablas 9.3 y 9.4 se obtienen los resultados de las tablas 9.7 y 9.8.

Si quisiéramos desarrollar un prototipo de un satélite de estas características, los costos serían de aproximadamente mil millones de dólares. Es evidente que para un país en desarrollo, no es posible, ni conveniente el querer desarrollar este tipo de tecnología; por lo tanto lo más adecuado es adquirirla con la posibilidad de participar en forma conjunta en el diseño de algunos de los subsistemas.

De conformidad con los modelos de la tabla 9.4, la producción de la primera unidad tendría un costo de 209,844,000 dólares, mientras que la unidad No. 30, costaría 104,922,000 valor (tabla 9.8), razonable si se compara con el Satmex 5 que será lanzado al espacio en Noviembre de 1998 (Tabla 9.9), se considera que el Satmex es el No. 26 de su modelo (HS-601HP) y el No. 60 del modelo anterior (HS-601).

Para la vigésima y trigésima unidades, se utilizó la curva de aprendizaje explicada anteriormente y cuyos resultados se muestran en la Tabla 9.10. La experiencia indica que para el caso de tener entre 30 y 50 unidades, es recomendable utilizar una curva de aprendizaje del 90%.

Las diferencias que se observan entre la producción de la trigésima unidad y el propio Satmex se deben a que, por un lado, para satélites de telecomunicaciones es necesario afectar los costos de producción por un factor del 0.80 debido a que los sistemas científicos y militares resultan más caros, y por otro lado, la base del modelo del Satmex es el HS-601 cuya producción ya va en el No. 60, sin embargo el HS-601HP, el cual es el Satmex, tiene algunas modificaciones, y su producción se encuentra en el No. 26.

PESO

Subsistema	<i>Peso (Kg)</i>
<i>Antenas</i>	140
<i>Banda C</i>	150
<i>Banda Ku</i>	208
<i>Banda Ka</i>	185
<i>TCyR</i>	52
<i>Orientación</i>	98
<i>Propulsión</i>	210
<i>Potencia Eléctrica</i>	596
<i>Estructura y Control Térmico</i>	556
<i>Subtotal</i>	2195
<i>Combustible</i>	1492
<i>Total</i>	3687

Tabla 9.6

<i>COSTOS</i>	
<i>Investigación, Desarrollo, Pruebas y Evaluación</i>	
<i>Subsistema</i>	<i>Costo (miles de dólares)</i>
<i>Antenas</i>	<i>24 309</i>
<i>Banda C</i>	<i>32 662</i>
<i>Banda Ku</i>	<i>41 060</i>
<i>Banda Ka</i>	<i>37 827</i>
<i>TCyR</i>	<i>13 111</i>
<i>Orientación</i>	<i>25 315</i>
<i>Propulsión</i>	<i>35 228</i>
<i>Potencia Eléctrica</i>	<i>546 104</i>
<i>Estructura y Control Térmico</i>	<i>31 600</i>
<i>Nivel del programa (Administración, Ingeniería, Integración y Pruebas).</i>	<i>282 960</i>
<i>Total</i>	<i>1'070,176</i>

Tabla 9.7

<i>COSTOS</i>			
<i>Subsistema</i>	<i>Primera Unidad</i>	<i>Vigésima Unidad</i>	<i>Trigésima Unidad</i>
<i>Antenas</i>	<i>7315</i>	<i>3950</i>	<i>3657</i>
<i>Banda C</i>	<i>28650</i>	<i>15471</i>	<i>14325</i>
<i>Banda Ku</i>	<i>39728</i>	<i>21453</i>	<i>19864</i>
<i>Banda Ka</i>	<i>35335</i>	<i>19081</i>	<i>17667</i>
<i>TCyR</i>	<i>7000</i>	<i>3780</i>	<i>3500</i>
<i>Orientación</i>	<i>6863</i>	<i>3706</i>	<i>3431</i>
<i>Propulsión</i>	<i>9475</i>	<i>5116</i>	<i>4737</i>
<i>Potencia Eléctrica</i>	<i>17865</i>	<i>9647</i>	<i>8932</i>
<i>Estructura y Control Térmico</i>	<i>5616</i>	<i>3032</i>	<i>2808</i>
<i>Nivel del programa (Administración, Ingeniería, Integración y Pruebas).</i>	<i>51997</i>	<i>28078</i>	<i>25998</i>
<i>Total</i>	<i>209844</i>	<i>113317</i>	<i>104922</i>

Tabla 9.8

Satmex

<i>Descripción</i>	<i>Peso (Kg)</i>	<i>Costo (miles de dólares)</i>
<i>Antenas</i>	<i>107</i>	<i>10755</i>
<i>Banda C</i>	<i>151</i>	<i>11457</i>
<i>Banda Ku</i>	<i>224</i>	<i>12613</i>
<i>TCyR</i>	<i>46</i>	<i>1872</i>
<i>Orientación</i>	<i>84</i>	<i>4320</i>
<i>Propulsión</i>	<i>204</i>	<i>6075</i>
<i>Potencia Eléctrica</i>	<i>583</i>	<i>18936</i>
<i>Estructura y Control Térmico</i>	<i>528</i>	<i>7479</i>
<i>Nivel del programa (Administración, Ingeniería, Integración y Pruebas).</i>	<i>-</i>	<i>16371</i>
<i>Total</i>	<i>1932</i>	<i>90,000</i>

Tabla 9.9

<i>Efectos de una curva de aprendizaje del 90%</i>			
<i>1</i>	<i>1.00</i>	<i>1.00</i>	<i>1.00</i>
<i>2</i>	<i>1.8</i>	<i>0.95</i>	<i>0.80</i>
<i>3</i>	<i>2.54</i>	<i>0.92</i>	<i>0.74</i>
<i>4</i>	<i>3.24</i>	<i>0.90</i>	<i>0.70</i>
<i>5</i>	<i>3.91</i>	<i>0.89</i>	<i>0.67</i>
<i>6</i>	<i>4.57</i>	<i>0.76</i>	<i>0.66</i>
<i>7</i>	<i>5.20</i>	<i>0.74</i>	<i>0.63</i>
<i>8</i>	<i>8.83</i>	<i>0.72</i>	<i>0.63</i>
<i>9</i>	<i>6.44</i>	<i>0.71</i>	<i>0.61</i>
<i>10</i>	<i>7.05</i>	<i>0.70</i>	<i>0.61</i>
<i>11</i>	<i>7.64</i>	<i>0.69</i>	<i>0.59</i>
<i>12</i>	<i>8.22</i>	<i>0.68</i>	<i>0.58</i>
<i>13</i>	<i>8.80</i>	<i>0.67</i>	<i>0.58</i>
<i>14</i>	<i>9.37</i>	<i>0.67</i>	<i>0.57</i>
<i>15</i>	<i>9.93</i>	<i>0.66</i>	<i>0.56</i>
<i>16</i>	<i>10.49</i>	<i>0.65</i>	<i>0.56</i>
<i>17</i>	<i>11.05</i>	<i>0.65</i>	<i>0.56</i>
<i>18</i>	<i>11.60</i>	<i>0.64</i>	<i>0.55</i>
<i>19</i>	<i>12.14</i>	<i>0.64</i>	<i>0.54</i>
<i>20</i>	<i>12.68</i>	<i>0.63</i>	<i>0.54</i>
<i>21</i>	<i>13.22</i>	<i>0.63</i>	<i>0.54</i>
<i>22</i>	<i>13.75</i>	<i>0.62</i>	<i>0.53</i>
<i>23</i>	<i>14.28</i>	<i>0.62</i>	<i>0.53</i>
<i>24</i>	<i>14.80</i>	<i>0.61</i>	<i>0.52</i>
<i>25</i>	<i>15.32</i>	<i>0.61</i>	<i>0.52</i>
<i>26</i>	<i>15.84</i>	<i>0.61</i>	<i>0.52</i>
<i>27</i>	<i>16.36</i>	<i>0.60</i>	<i>0.52</i>
<i>28</i>	<i>16.87</i>	<i>0.60</i>	<i>0.51</i>
<i>39</i>	<i>17.38</i>	<i>0.59</i>	<i>0.51</i>
<i>30</i>	<i>17.88</i>	<i>0.59</i>	<i>0.50</i>

Tabla 9.10

***Proyecto de Inversión del Sistema de
Satélites Mexicanos.***

OBJETIVO:

El principio fundamental para el desarrollo del presente proyecto de inversión se basa en utilizar las técnicas de evaluación y comprensión de los conceptos que tienen más significado, como los índices y parámetros que se calculan y se utilizan con mayor frecuencia, así como la mecánica financiera que se establece para tal fin.

El proyecto de inversión desde el punto de vista financiero, es en esencia un intercambio de sumas de dinero, el cual se basa en entregar ciertas cantidades en tiempos preestablecidos o bien definidos, a cambio de recibir otras sumas, en otros momentos, también específicos.

DESARROLLO DEL PROYECTO

A continuación se presenta un proyecto del sistema de satélites mexicanos, tomando en cuenta el inicio de 1995 y su finalización en el año 2007, para lo cual las incógnitas buscadas serán las siguientes:

El precio del transpondedor para que el VPN (Valor Presente Neto), sea igual a cero, esto es; para que en el proyecto no existan pérdidas ni ganancias.

- 1. Para este VPN, ¿Qué valor tiene la TIR (Tasa Interna de Retorno)?*
- 2. Una vez calculado el VPN que será igual a cero, se incrementará en el costo del transpondedor un 40% y en tal caso ¿Cuál será el costo del transpondedor?.*
- 3. Para este costo, ¿Qué valor tiene la TIR?.*
- 4. ¿Cuál sería el periodo de recuperación para este caso?.*
- 5. Presentar para cada caso una tabla con el flujo de efectivo.*

Para este desarrollo se presentan a continuación los siguientes datos:

INVERSIONES:	500 MILLONES DE DÓLARES <i>(330 Millones en el año 1995 hasta el 2007)</i> <i>(220 Millones más desde 1998 hasta el 2007)</i>
GASTOS DE OPERACIÓN:	3 MILLONES DE DÓLARES ANUALES
DEPRECIACIÓN:	EN LINEA RECTA
FINANCIAMIENTO:	77%
IMPUESTO ISR:	40%
TASA DE DESCUENTO (TD):	12%

INGRESOS:

Los ingresos que se tendrán serán del número de transpondedores que se tienen utilizados, multiplicados por un precio, el cual se encontrará posteriormente. Para lo cual se muestra la siguiente tabla, la cual indica cuantos transpondedores corresponden para cada año, en este caso se tomará exclusivamente la tarifa etiquetada como total.

TABLA DE DEMANDA Y OFERTA DE TRANSPONEDORES

	1995	1996	1997	1998	1999	2000	2001	2002	2003	2004	2005	2006	2007
Televisa	3	3	3	4	4	4	4	4	4	4	4	4	4
Cable	2	3	3	4	4	4	4	4	4	4	4	4	4
Televisión Azteca	2	2	2	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3
Multivisión	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2
S. Ocasionales	2	3	3	3	3	3	3	4	4	5	5	5	5
Tv. Estatal	2	2	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3
Radio	2	2	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3
Redes Vsat's	5	6	7	8	9	10	10	11	11	12	12	12	13
	21	25	29	33	37	41	43	44	46	48	49	51	52
Otros	4	4	5	5	6	8	8	8	8	8	8	8	8
SubTotal	20	23	29	30	31	32	32	35	36	37	37	37	38
	25	29	34	38	43	49	51	52	54	56	57	59	60
Total	45	52	60	68	74	81	83	87	89	93	94	96	96
Oferta P/Banda	72	72	72	72	72	72	72	72	72	72	72	72	72
	52	52	52	66	66	66	66	66	66	66	66	66	66
Oferta Conjunta	126	126	126	140	140	140	140	140	140	140	140	140	140

Banda "C"	
Banda "KU"	

En este caso se tomará en cuenta el financiamiento, el cual se tiene que pagar por el crédito que se ha hecho. Este capital que se resta a los ingresos será cargado al costo del transpondedor por lo que se tendrá que considerar lo siguiente:

Financiamiento: 77%

INGRESO = (No. de transpondedores en el año) X (costo del transpondedor) menos (financiamiento en cada año).

Nota: *Todos los cálculos se harán en miles de dólares*

El financiamiento de cada año será:

$(330,000.00)X(.77\%) / 13 = \$19,546.15$ (para los años de 1995 a 2007).

$(220,000.00)X(.77\%) / 9 = \$18,822.22$ (para los años de 1998 a 2007)

Entonces sumando estas dos cantidades tenemos:

$$(19,546.15 + (18,822.22) = 38,368.38)$$

COSTOS:

Solamente se consideraran los 3,000.00 de gastos de operación

DEPRECIACIÓN:

En este caso que es la reducción del valor de los activos, se tomarán en cuenta el método de la LINEA RECTA que está basado en el supuesto de que el cargo por depreciación anual es el mismo para todos los años de la vida útil del activo, es decir; que ofrece el mismo servicio durante cada uno de los periodos de operación.

La depreciación anual se calcula dividiendo el total, llamada base de depreciación, entre el número de años de la vida útil.

Para este caso tenemos lo siguiente:

$(330,000.00) / 13 = \$25,384.62$ (para los años de 1995 a 1998)

$(220,000.00) / 9 = \$18,822.22$ (para los años de 1999 a 2007)

BASE GRAVABLE:

Esta parte se calcula mediante la siguiente relación:

Base Gravable = Ingresos -- (costos + depreciación)

Y corresponderá a la utilidad que se tendrá en cada año.

BASE GRAVABLE (ISR):

Corresponde a la utilidad después de impuestos, en este proyecto el impuesto que corresponde al ISR es del 40% por lo que se tendrá:

$$\text{Utilidad después de Impuesto} = \text{Base gravable} - (\text{Base gravable} \times 40\%).$$

FLUJO DEL CAPITAL NETO (FCN):

Corresponderá a la inversión que se tenga menos los descuentos que corresponden los cuales serán: utilidades después de impuestos y la depreciación por lo tanto tenemos:

$$\text{FCN} = \text{Inversión} - (\text{Utilidad después de Impuestos} + \text{Depreciación})$$

Ver las tablas que se presentan a continuación con todos los cálculos correspondientes y sus resultados.

RESULTADOS FINALES DE ACUERDO A LAS TABLAS

Para calcular el precio de un **TRANSPONDEDOR** con un $\text{VPN} = 0$ ó aproximado a cero, se tiene un **TD** (Tasas de Descuento) = 20%, que en este caso equivale al **TIR** buscado Y por supuesto el **PRD** (Período de Recuperación) será el tiempo de duración de todo el proyecto o sea:

$$\text{VPN} = \$0.00$$

$$\text{TIR} = \text{TD} = 12\%$$

$$\text{PRD} = 13 \text{ AÑOS}$$

$$\text{PRECIO POR TRANSPONDEDOR} = \$ 1,699.37$$

Posteriormente se obtiene el precio del transpondedor que se encontró más un 40% que corresponde a la utilidad deseada por lo que:

$$\text{Precio de Trnaspondedor} = (1,699.37) + (1,699.33 \times 40) = 2,379.12$$

Para este caso entonces se obtuvo que:

$$\text{VPN} = \$209,862.59$$

$$\text{TD} = 12.00\%$$

$$\text{PRD} = 8.99 \text{ AÑOS}$$

Para calcular la **TIR**, se tendrá que buscar con este precio del transpondedor cual será la tasa interna de retorno en donde el $\text{VPN} = 0$ ó aproximado a cero, por lo que para este proyecto se obtuvo a:

$$\text{TIR} = 22.77\%$$

STENA DE SATELITES MEXICANAS

01 DE

CONCEPTO	A Ñ O S												
	1995	1996	1997	1998	1999	2000	2001	2002	2003	2004	2005	2006	2007
Ingresos	\$67,514.16	\$104,167.98	\$123,200.93	\$123,411.65	\$137,686.36	\$154,340.18	\$159,098.42	\$168,614.89	\$173,373.13	\$182,889.60	\$185,268.72	\$190,026.95	\$194,785.18
Financiamiento (77%)	\$19,546.15	\$19,546.15	\$19,546.15	\$38,368.38	\$38,368.38	\$38,368.38	\$38,368.38	\$38,368.38	\$38,368.38	\$38,368.38	\$38,368.38	\$38,368.38	\$38,368.38
Costos	\$3,000.00	\$3,000.00	\$3,000.00	\$3,000.00	\$3,000.00	\$3,000.00	\$3,000.00	\$3,000.00	\$3,000.00	\$3,000.00	\$3,000.00	\$3,000.00	\$3,000.00
Depreciación	\$25,384.82	\$25,384.82	\$25,384.82	\$25,384.82	\$49,829.06	\$49,829.06	\$49,829.06	\$49,829.06	\$49,829.06	\$49,829.06	\$49,829.06	\$49,829.06	\$49,829.06
Base Grabable	\$59,129.54	\$75,783.37	\$94,816.31	\$95,027.03	\$84,857.30	\$101,511.12	\$106,269.36	\$115,785.83	\$120,544.07	\$130,060.54	\$132,439.66	\$137,197.89	\$141,956.13
ISR 40%	\$23,651.82	\$30,313.35	\$37,926.52	\$38,010.81	\$33,942.92	\$40,604.45	\$42,507.74	\$46,314.33	\$48,217.63	\$52,024.22	\$52,975.86	\$54,879.16	\$56,782.45
Base Grabable - ISR	\$35,477.72	\$45,470.02	\$56,889.79	\$57,016.22	\$50,914.38	\$60,906.67	\$63,761.61	\$69,471.50	\$72,326.44	\$78,036.32	\$79,463.79	\$82,318.74	\$85,173.68
Inversión en activos	\$330,000.00	\$0.00	\$0.00	\$220,000.00	\$0.00	\$0.00	\$0.00	\$0.00	\$0.00	\$0.00	\$0.00	\$0.00	\$0.00
FCN	(\$269,137.66)	\$70,854.64	\$82,274.40	(\$137,599.17)	\$100,743.44	\$110,735.73	\$113,590.67	\$119,300.56	\$122,155.50	\$127,865.38	\$129,292.85	\$132,147.80	\$135,002.74
Tasa de descuento	12.00%	12.00%	12.00%	12.00%	12.00%	12.00%	12.00%	12.00%	12.00%	12.00%	12.00%	12.00%	12.00%
1+ Tasa de descuento	1.12	1.12	1.12	1.12	1.12	1.12	1.12	1.12	1.12	1.12	1.12	1.12	1.12
Tasa de descuento acum	1.000	1.120	1.254	1.405	1.574	1.762	1.974	2.211	2.476	2.773	3.106	3.479	3.896
Flujo de caja neto desc.	(\$269,137.66)	\$63,263.07	\$65,588.65	(\$97,940.37)	\$64,024.28	\$62,834.43	\$57,548.57	\$53,965.51	\$49,336.66	\$46,109.54	\$41,628.84	\$37,989.33	\$34,651.84
Flujo de caja neto desc. a.	(\$269,137.66)	(\$205,874.59)	(\$140,285.94)	(\$238,226.31)	(\$174,202.04)	(\$111,367.61)	(\$53,819.04)	\$146.48	\$49,483.04	\$95,592.57	\$137,221.41	\$175,210.75	\$209,862.59

TD= 12.00%	VPN	\$209,862.59
PRECIO POR TRANSPONDER 0% DE GAN. = \$1,899.37	TIR	20.02%
PRECIO POR TRANSPONDER 40% DE GAN. = \$2,379.12	PRD	8.99 años

NOTA: LOS PRECIOS ESTAN DADOS EN MILES DE DOLARES

LINEA DE PRECIOS POR TRANSPONDER CON UN 40% DE UTILIDAD

Conclusiones

El proponer un satélite mexicano de nueva generación, que utilice las bandas C, Ku y Ka y tecnologías inteligentes-regenerativas no ha sido tarea fácil. En primer lugar, para poder dimensionar la capacidad del satélite, se requirió conocer la evolución y el estado actual del sistema de satélites mexicanos tanto técnicamente como en su utilización. Ha sido necesario también estudiar los efectos de las privatizaciones de las empresas satélites en México y en el mundo, a fin de entender el futuro de la tecnología y de los mercados, que repercuten ampliamente en las potencias y coberturas.

En lo que respecta a los diferentes subsistemas, se debe de mencionar que el subsistema de comunicaciones propuesto se basa en los avances recientes y en las necesidades de cobertura a nivel regional. En las bandas C y Ku se proponen amplificadores de alta potencia y antenas conformadas de amplia cobertura. En la banda Ka, se propone una matriz de conmutación de microondas con enlaces estacionarios de alta velocidad (SS/TDMA) y un sistema de procesamiento y almacenamiento a bordo en banda base (OSBS/TDMA).

En el modo SS/TDMA no se efectúa almacenamiento o procesamiento a bordo, únicamente se realiza conmutación en FI. Esta técnica se aplica de tal forma que los haces estacionarios se interconectan a bordo, a través de un sistema de conmutación de microondas, que pudiera ser un conmutador de barras cruzadas programable (Ga As FETT de doble compuerta).

En modo SS/TDMA tendría aplicaciones para redes troncales de alto volumen de tráfico entre las principales ciudades de América Latina y de Estados Unidos.

En el modo OSBS/TDMA se regeneran y almacenan las señales en banda base a bordo del satélite, a través de un procesador, que demodula y almacena las señales recibidas de cada uno de los haces móviles. Esta técnica se utilizará para pequeñas terminales con bajo volumen de tráfico (VST'S), pero con menor diámetro que las terminales tradicionales (por ejemplo de 30 cms. y 1.2 mts.) para velocidades de 64 Kbps y 1.544 Mbps respectivamente.

Los haces móviles ofrecen ventajas con respecto a los haces estacionarios. En un periodo de tiempo equivalente al de una trama TDMA, puede ser un milisegundo; un haz se desplaza a muchos lugares, permitiendo en ellos lo suficiente para recoger el tráfico disponible. Sin embargo, en donde la demanda de tráfico sea predecible y grande, y exista una troncal de tráfico uniforme, es recomendable usar haces estacionarios, los cuales proporcionan una solución menos compleja. La técnica de haces móviles, aunque más compleja, ofrece ventajas sobre la comunicación en FI. Primero, se obtienen mejoras de más de 20 decibeles en el enlace, y segundo es más eficiente en la utilización de la capacidad del sistema, especialmente en sistemas con un gran número de terminales (VST'S).

La estación de control realiza las funciones de sincronización, entre los segmentos espacial y terrestre y el control de las ráfagas de tráfico. También realiza las funciones de codificación para disminuir desvanecimientos y proteger a las terminales que se vean afectadas.

Considerando que esta tecnología aún no está bien desarrollada comercialmente, sino que todavía esta en etapa experimental, se aprovechó al máximo la información que está al alcance para proponer las características del subsistema.

En el caso de las antenas conformadas, se utilizaron algunas referencias para poder desarrollar las antenas utilizadas en las bandas C y Ku, considerando que esta técnica no se ha utilizado ampliamente en forma práctica y comercial.

Para estos efectos fue necesario, a partir de modelos matemáticos, obtener los valores del campo, desde la corneta de alimentación hasta el campo lejano. En el caso de la corneta de alimentación se demostró el incremento de la directividad de cornetas corrugadas en función de q .

En el caso del reflector parabólico se obtuvieron los valores del campo eléctrico en el plano de apertura, observando la simetría de amplitud y el valor máximo en el centro del plano (rejilla). Posteriormente se realiza la optimización de la distribución del campo en el plano de apertura al modificar el perfil inicial.

Para ello se calcula el patrón de radiación del plano de apertura (arreglo) y como paso siguiente se verifica que las ecuaciones encontradas producen huellas de iluminación con geometría variable, según la distribución de fase que se le asigne a una rejilla en particular. Para realizar esto, fue necesario tener especial cuidado en la definición y programación de los ángulos de elevación y azimut empleados para determinar la huella de iluminación, observándose que el haz radiado por la apertura, es más directivo conforme α aumenta. Si la rejilla se divide en tres regiones con fase constante en cada una de ellas, se producen cambios en la dirección de máxima radiación.

Si la rejilla se divide en seis secciones de fase constante con fase de 0° en el resto de la rejilla se concluye que las huellas pierden su simetría circular, alargándose más en un plano que en otro, resultando en contornos de ganancia elípticos. Más aún, si los cambios de fase de una sección a otra dentro de un mismo anillo son grandes, la huella se inclina, favoreciendo una mejor cobertura de ciertas regiones geográficas.

Finalmente, se obtuvieron los patrones de radiación en la 4ta. Iteración para el caso de México y de Estados Unidos y la deformación correspondiente de la superficie reflectora. Físicamente, deberá de diseñarse una antena con plástico reforzado de fibra de carbón a fin de reducir al máximo el coeficiente de expansión térmico, ya que se requiere una precisión en la superficie menor a 0.2 mm para no alterar las características de comunicaciones.

En el caso de la banda Ka se proponen reflectores de aleación de aluminio debido a que no se conforma su superficie como en el caso de las bandas C y Ku.

Aún cuando ya existen estudios de investigación sobre antenas de arreglos de fase activos para satélites de gran capacidad, en esta propuesta se están considerando arreglos de cornetas, los cuales permiten una mayor eficiencia que los arreglos de fase activos. En base a un análisis minucioso se decidió escoger dicha tecnología.

Por otro lado, los resultados obtenidos en el modelo de atenuación por lluvia en la banda Ka indican que en zonas con mayor intensidad de lluvia (Istmo, Yucatán y centro) la relación de atenuación banda Ka/atenuación banda Ku es cercana a 10, mientras que para aquellas zonas de menor intensidad de lluvia, este factor llega a ser de 5.

Trabajar con estos márgenes tan grandes en la banda Ka resultaría prohibitivo, para confiabilidades similares a las empleadas en la banda Ku. Por tal razón, conviene señalar que los satélites experimentales actualmente en órbita, como el ACTS operan con confiabilidades más bajas, del orden de 99% y en algunos casos hasta del 99.5%.

El presupuesto de potencia se estima del orden de los 11 KW, que puede proporcionarse con dos paneles desplegados de Arseniuro de Galio / Germanio, divididos en 6 subpaneles cada uno. En este caso se podría tener una eficiencia del 21%. Para casos de eclipses se recomienda una batería de Níquel – Hidrógeno de 48 celdas y una profundidad de descarga máxima del 76%.

Los avances más recientes en materia de propulsión sugieren que para este satélite se tenga una combinación entre un sistema de propulsión a base de Bipropelente y otro de Ion Xenón (XIPS), indicándose las ventajas de este último.

El sistema de Bipropelente se encargará de las operaciones de órbita de transferencia, de las maniobras Este – Oeste y del momento en inclinación. El XIPS se utilizará para las maniobras Norte – Sur, control de excentricidad y control de momentos en desviación y giro.

Algunos satélites, como el Satmex 5 o el Panamsat 5 lanzado en 1997, ya cuenta con este tipo de combinación. Sin embargo, existen otros satélites como el Galaxy 8-I de Hughes y el ARTEMIS de MATRA – DASA, en los que el sistema de propulsión es totalmente eléctrico. No obstante, para este trabajo, se considera la combinación indicada, ya que todavía no se tiene amplia experiencia operativa para tomar una decisión en el otro sentido.

En el futuro, la utilización de propulsión eléctrica, en lugar de los propelentes químicos tradicionales reducirá la masa del propelente que los satélites deben de llevar a bordo, en un 90%, lo que equivale a entre 100 y 150 Kg. Esto permitirá aumentar la capacidad de comunicaciones (antenas y transpondedores) o extender la vida útil, al poder llevar más combustible de Xenón. En este caso, la vida se puede prolongar hasta 22 años.

Se propone un subsistema de control de orientación (ACS) para mantener el apuntamiento del satélite para los servicios de comunicaciones. Este sistema debe detectar y corregir los errores por medio de sensores y actuadores respectivamente. De igual forma deberá proporcionar capacidad de administración de variaciones de velocidad para mantener al satélite en su ramura orbital y proporcionar servicios para su propio manejo.

Las pequeñas perturbaciones experimentadas durante operaciones normales se deben a pares de perturbación solar y a pares de gradiente gravitacional, a perturbaciones magnéticas, al desequilibrio de radiación de comunicación y a cambios térmicos durante eclipses.

Las grandes perturbaciones experimentadas durante ajustes de órbita y descarga de rueda de momento se deben a pares producidos al inicio de la fase de operación causados por los reflectores o los paneles solares, desacoplamiento/compensación de propulsores durante encendido y momentos al reajustar el punto de referencia.

En el primer caso, los errores de apuntamiento se corrigen con la plataforma y control de velocidad de las ruedas de momento; mientras que en el segundo se corrigen con los propulsores y también con las ruedas, pero en el modo de alto ancho de banda.

Existe también el caso en el que se requiere el control de momentos para compensar el efecto de las perturbaciones, el cual puede hacerse con los XIPS o con un par magnético.

En términos generales, el ACS propuesto está conformado de sensores, de actuadores e control y del procesamiento electrónico para realizar otras funciones de control de satélite.

El control térmico asegura que las componentes de los subsistemas se mantengan dentro de un rango estable de temperatura, desde la etapa de prelanzamiento hasta el término de la vida útil. Este subsistema asegura temperaturas estables bajo las peores condiciones de todos los posibles modos de operación y de medio ambiente, es decir, durante los eclipses de sol y de luna en las diferentes estaciones del año (equinoccios y solsticios), después de la degradación de las partes del control térmico ocasionadas por absorción, incidencia de partículas, o descargas electrostáticas. También, durante la operación del motor de apogeo. Todo esto, con cualquier número de portadoras o canales encendidos o apagados.

El control térmico se realiza principalmente en forma pasiva (radiadores, disipadores térmicos y cobertores). Sin embargo, también se proponen ductos térmicos y calentadores. Para verificar la salud térmica del satélite se requieren sensores de temperatura y su estado se recibe vía telemetría. El control térmico normal se requiere de operaciones en tierra, excepto para habilitar los calentadores que se requieren en determinadas estación del año.

En relación con la totalidad del satélite, este subsistema representa el 3 o 4% del peso total y casi el mismo porcentaje del costo.

Para el cuerpo principal y las baterías se proponen espejos de plata/cuarzo con materiales de óxido de indio, nickel, sustrato de aluminio y adhesión de silicio con carbón. Para cobertores térmicos, calentadores, en propulsores, tanques de combustible, radiadores, reflectores de antenas, se sugiere Kapton, aunque puede usarse Mylan; sin embargo el Kapton es un plástico más fuerte. Para el satélite propuesto se estiman los pesos mostrados.

Con modelos matemáticos, se estima que para desarrollar un primer prototipo para este satélite, se tendrán costos del orden de los 1200 millones de dólares. Producir la primera

unidad costaría 219,844,000 millones y producir la unidad número 30 costaría 114,922,000. Este análisis se basa en los efectos que produce una curva de aprendizaje de 90%.

Para un proyecto de inversión de estas características se obtuvo un punto de equilibrio de 8.99 años, con tasas de recuperación del 22.77%.

De acuerdo con lo expuesto, es claro que el mundo de la tecnología satelital seguirá avanzando.

Finalmente, la propuesta de este satélite de tecnología avanzada, permitirá por un lado, competir con otros sistemas de la región, y por otro iniciar el uso de la tecnología en la banda Ka, la cual es inminente para prestar nuevos servicios, como multimedia.

Bibliografía:

1. *Sistema de Satélites Morelos
Space Segment Summary
S.C.T.-Hughes 1984.*
2. *Space Segment Summary. Satélites Solidaridad
S.C.T.-Hughes 1992.*
3. *Morelos III
Preliminary Design Review
Hughes 1997.*
4. *International Satellite Directory 1997
Design Publishers Inc.*
5. *Ciencia y Desarrollo. Conacyt
Satélites de Comunicación en el Mundo.
Rodolfo Neri y Salvador Landeros.*
6. *AIAA 12 th International
Communication Satellite
Systems Conference
Arlington, UA 1988.*
7. *Acts. The blueprint for future
telecommunications United States
Department of Commerce
Whashington D.C. 1993.*
8. *An Experiment Scheduling System
for The Act Satellite
[Heep://kronos.lerc.nasa.gov/acts/papers/ringer-isairas.html](http://kronos.lerc.nasa.gov/acts/papers/ringer-isairas.html)*
9. *Satellite Communication System Engineering
Wilbur L. Pritchard and Joseph A. Sciulli
Prentice Hall 1986.*
10. *Satellite Communications
Timothy Pratt and Charles N. Bostian
Wiley 1986.*
11. *Satellite Communications
Dennis Roddy
Mc. Graw Hill 1996.*

12. *Satellite Technology and its applications*
P.R.K. Chetty
TPR 1988.
13. *Intelsat*
System Coverage Maps
1996.
14. *Brasilsat*
Sistema Brasileño de Telecomunicaciones via Satélite
1994.
15. *Nahuelsat*
Sistema satelital regional para las Américas
1996.
16. *Hispasat*
1er Sistema Español de Comunicaciones por Satélite
1994.
17. *Telkom Web. Indonesia, 1995.*
18. *Optus*
Sistema de Satélites Australiano
1990.
19. *Telesat. ANIK e Satellites*
<http://www.telsat.ca/ae.htm>
1997.
20. *Aussat PTy LTD*
Draft Request for tender for
Aussat's Second Generation
Space Segment
1987.
21. *PANAMSAT*
Global Satellite System
1996.
22. *P.S. Hall, S.J. Vetterlein*
Review of Radio frequency beamforming techniques for
scanned and multiple beam antennas
IEE Proceeding, Vol. 137, No. 5 October 1990.

23. *A.W. Rudge, K. Milne, A.D. Olver y P. Knight
The Handbook of Antenna Design
Peter Peregrinos Ltd, Londres, 1982.*
24. *Yeongming Hwang
Satellite Antennas
Proceedings of the IEEE, Vol. 80 No. 1 January 1992.*
25. *Proceedings of the third ka band
Utilization conference. September 15-18, 1997
Istituto Internazionale delle Comunicazioni
Sorrento, Italy.*
26. *James R. Wertz and Wilry J. Larson
Space Mission Analysis and Design
Space Technology library
Klaer Academic Publisers 1991.*
27. *R. K. Crane, "Prediction of Attenuation by Rain",
IEEE Trans. Commun., Vol. COM-28, pp. 1717-1733, 1980.*
28. *R.K. Crane, "Propagation phenomena affecting satellite
communications systems operating in the centimeter and
milimeter wavelength bands",
Proc. IEEE, Vol. 59. pp 173-188, 1971.*
29. *R.L. Olsen, D. V. Rogers, and D. B. Hodge,
"The aR^b relation in the calculation of rain attenuation,"
IEEE trans. Antennas Propagation
Vol AP-26, pp 318-329, 1978.*
30. *Roger L. Freeman John, John Wiley & Sons
RadioSystem design for Telecomm.
(1-100 GHZ), 401-427, 1987.*
31. *The International Journal of Satellite Communications
published a Special Issue on ACTS
May/June 1996 issue
(Volume 14, Issue 3).*
32. *"Advanced Communication Technology Satellite
(ACTS) Very Small Aperture Terminal Network
Control Performance",
Proceedings of the AIAA International
Communications Conference, February 1996.*

33. *NASA'S "Advanced Communication Technology Satellite (ACTS) An overview of the Satellite, The network and the underlying technologies AIAA 12th International Communication Satellite Systems Conference, 1988.*
34. *B. N. Agrawal, Design of Geosynchronous Spacecraft, Prentice Hall, 1986.*
35. *AIAA Aerospace Design Engineers Guide, AIAA, 1993.*
36. *C. D. Brown, Spacecraft Mission Design, AIAA, 1992.*
37. *P. C. Hughes, Spacecraft Attitude Dynamics, Wiley, 1985.*
38. *H. S. Rauschenbach, Solar Cell Array Design Handbook, Van Nostrand Reinhold, 1980.*
39. *G. P. Sutton, Rocket Propulsion Elements, John Wiley and Sons, 1986.*
40. *D. G. Gilmore and M. Bello, editors, Satellite Thermal Control Handbook, The Aerospace Corporation, El Segundo, Calif., 1994.*
41. *T. P. Sarafin and W. J. Larson, eds., Spacecraft Structures and Mechanisms, Microcosm and Kluwer, 1995.*
42. *B.S. Westcott, Shaped Reflector Antenna Design. Letchworth, Hert. England: Research Studies Press Ltd., 1983.*
43. *J. Bergman, R.C. Brown, P.J.B. Clarricoats, and H. Hou, "Synthesis of shaped-beam reflector antenna patterns," Proc. Inst. Elec. Eng., Vol. 135, pt. H. No. 1, pp.48-53, Feb. 1988.*
44. *A.R. Cherette, S.W. Lee, and R. Acosta, "A method for producing a shaped contour radiation pattern using a single shaped reflector and a single feed," IEEE Trans. Antennas Propagat., Vol. AP-37, pp. 698-706, June 1989.*

45. *V. Galindo-Israel, W.A. Imbriale, and R. Mittra, "On the theory of the synthesis of single and dual offset shaped reflector antennas," IEEE Trans. Antennas Propagat., Vol. AP-37, pp. 887-896, 1987.*
46. *P.J.B. Clarricoats, H. Zhou, R.C. Brown, P.J. Willson, and G.A.E. Crone, "Recent developments in reconfigurable reflectors," presented at the IEEE AP-S Symp., Dallas, TX, May 1990, pp 1864-1867.*
48. *James R. Wertz an Wiley J. Larson
Space Mission Analysis and design
Kluwer Academic Publishers
1991.*
49. *A.W. Rudge, K. Milne, A.D. Olver y P. Knight,
The Handbook of Antenna Design
Petter Peregrinos Ltd.
Londres, 1982.*
50. *Alan R. Cherrette Shung-Wu Lee, Roberto J. Acosta
A Method for Producing a Shaped Contour
Radiation Pattern Using a Single Shaped
Reflector and a Single Feed.
IEEE Trans. Antennas and Propagation, June 1989.*
51. *Preparing for the Future
ESA's Technology Programme Quarterly
The ESA Spacecraft Antenna Development
Special Issue
Vol. 2 No. 4 December 1992.*
52. *Hall, P.S. y Vetterlein, S.J.
"Review of radio frequency beamforming techniques
for scanned and multiple beam antennas",
IEEE Proceedings, Vol. 137, Pt. H.
Octubre 1990.*
53. *Bergmann, J., Brown, R.C., Clarriscorts, P.J.B. y Zhou, H., "Synthesis of
Shaped-beam reflector antenna patterns", Proc. Inst. Elec. Eng.
Vol. 135 pp. 48-53 Feb. 1988.*
54. *Lee, S.W.
Electromagnetic reflection from a conducting surface:
Geometrical optics solution",
IEEE Transactions on Antennas and Propagation,
Vol. A.P. 23.
Marzo 1975.*

55. Katagi, T y Takeichi, Y., "Shaped-beam horn-reflector antennas"
IEEE transactions on Antennas and Propagation,
Vol. AP-23, No. 6, noviembre 1975.
56. Galindo, V., Imbriale, W. Y Mitra, R., "On the theory of the synthesis of single and dual offset shaped reflector antennas".
IEEE Transactions on Antennas and Propagation,
Vol. A.P. 35, Av. 8, Agosto 1987.
57. R. Cherrette and D.C.D Chang, "Phased array contour beam shaping by phase optimization," in *Antennas Propagat. Symp. Int. Symp. Dig., Vancouver, BC., 1985*.
Pp. 475-478.
58. R. Jorgensen, "Coverage shaping of contoured-beam antennas by aperture field synthesis" *Proc. Inst. Elec. Eng. Vol. 127*, pp. 201, 208, 1980.
59. R. Neri y S. Landeros
Notas sobre Satélites de Telecomunicaciones 1993.
60. Sánchez Jorge
Tesis de Maestría en proceso DEPMI, UNAM
Antenas Conformadas.
61. R.E. Collin. *Antennas and Radiowave Propagation*. Mc. Graw Hill 1985.
62. Balanis Constantine. *Advanced Engineering Electromagnetic*. John Wiley and Sons. 1989.
63. Balanis Constantine. *Antenna Theory: Analysis and Design*. Harper and Row 1992.
64. VAN HORNE. *Fundamentos de Administración Financiera*
Prentice Hall 1988.
65. H.L. Gray. *Development of Ion Propulsion Systems*
GEC Review Vol. 13 No. 3 1997.
66. Peter Smith. *Space Technology 1990*
Cornhill Publications
67. *Aviation week and space Technology December, 1997*.
68. *Apertura a la inversión en el sistema satelital Mexicano. 1996*
SCT-Telecomm.
69. *La Ley Federal de Telecomunicaciones y su Reglamento, Vigente. S.C.T.*

70. *R. K. Crane and D.V. Rogers*
Review of the Advanced Communications
Technology Satellite (ACTS) Propagation
Campaign in North America
IEEE Antennas and Propagation Magazine,
Vol. 40, No. 6, December 1998.

71. *Martínez de Aragón, F. Mura, C. Dionisio, S. howes*
Future Satellite Services, Concepts and Technologies
ESA Bulletin 95 August 1998.

72. *Joseph C. Anselmo*
Technology Leaps Shape Satellites of Tomorrow
Aviation Week and Space Technology January 1999.

73. *Marco A. Caceres*
Satcom Market Buffeted By Economic Uncertainties
Aviation Week and Space Technology January 1999.

74. *Shoki, Hiroki and Kawabata, Kazuaki*
Multiple shaped beam antenna using a single
Shaped reflector
IEICE Transactions on Communications
n. 12 Dec 1993 p. 1500-1507.

75. *Ruggerini G., Badessi S. and Foged, L.*
Design of multimode shaped reflector antennas
Antennas IEE Conference Publication.
v1 n. 407 1995. IEE p. 191-194
Stevenage, Engl.

76. *Ramanujan P., Tun S.M. and Adatia, N.A.*
Sidelobe supression in shaped reflectors
Sixth International Conference on
Antennas and Propagation (ICAP 89)
IEE 1989, pp 117-121 Vol. 1. London

77. *Kyutae Lim, Hwang Ryu, Sangseol Lee, and Jaehoon Choi*
UTD Analysis of a Shaped Subreflector in a Dual Offset-Reflector Antenna System
IEEE Transactions on antennas and propagation.
Vol. 46, No. 10 October 1998.

78. *Tom A. Cwik, Per-Simon Kildal*
A Study of Three Techniques Used in the Diffraction Analysis of Shaped
Dual-Reflector Antennas
IEEE Transactions on antennas and propagation.
Vol. 37, No. 8 August 1989.

79. *Dah-Weih Duan, and Yahya Rahmat-Samii*
A Generalized Diffraction Synthesis Technique for High Performance Reflector Antennas
IEEE Transactions on antennas and propagation.
Vol. 43, No. 1. January 1995.
80. *Victor Galindo-Israel, William A. Imbriale, Raj Mittra and Kazuyoshi Shogen*
On the Theory of the Synthesis of Offset Dual-Shaped Reflectors
Case Examples
IEEE Transactions on antennas and propagation.
Vol. 39., No. 5 May, 1991.
81. *Kazuyoski Shogen, Hayato Nishida, and Noboru Toyama*
Single Shaped Reflector Antennas for Broadcasting Satellites
IEEE Transactions on antennas and propagation.
Vol. 40, No. 2, February 1992.

ANEXO 1

ANEXO I
PROGRAMA EN MATLAB

```
%Datos generales
GD=50; %ganancia deseada
j=(-1)^(1/2);
f=4e9; %frecuencia de operación
lambda=3e8/f;
k=2*pi/lambda;
NL=11; %numero de elementos por lado
M=495; %direcciones a optimizar en el campo lejano (Para curvas de nivel)
lado=0.15; %tamaño de la celda
zaa=1.5;
foco=2.03;
thetacero=40.887*pi/180;
```

```
%Patrón de radiación del alimentador
cont=1;
for theta=-(30.8096*pi/180):.03:(30.8096*pi/180)
    ee(cont)=(cos(theta))^11;
    an(cont)=theta;
    cont=cont+1;
end
```

```
figure(1)
plot(an,ee/max(ee));
title('Patrón de radiación de diferentes alimentadores')
xlabel('Angulo [rad]')
ylabel('Magnitud de campo eléctrico normalizado')
```

```
%SUPERFICIE ORIGINAL EN CUADROS
B=pi/6*ones(NL);
[PX,PY] = GRADIENT(real(B),0.3,0.3);
d=foco+zaa;
cont=1;
aa=-1.5;
for a=1:NL
    bb=0.3;
    for b=1:NL
        mx=(1/k)*(PX(a,b));
        my=(1/k)*(PY(a,b));
        mz=(1-mx^2-my^2)^.5;
        gamma=my/mz;
        sigma=mx/mz;
        Q=(1/k)*(-1*real(B(a,b)))+d;
        zzz=(Q^2-(aa)^2-(bb)^2-(zaa)^2+2*(zaa)*(foco)-(foco)^2);
```

```

zbx=2*(sigma*aa+gamma*bb+zaa-foco)-2*Q*(sigma^2+gamma^2+1)^.5;
zeta(cont)=zzz/zbx+zaa;
ye(cont)=gamma*(zeta(cont)-zaa)+bb;
equis(cont)=sigma*(zeta(cont)-zaa)+aa;
zet(a,b)=zeta(cont);
yee(a,b)=ye(cont);
equi(a,b)=equis(cont);
cont=cont+1;
bb=bb+0.3;
end
aa=aa+0.3;

```

```

end
figure(2)
meshz(equi,yee,zet)
colormap(cool)
xlabel('x[m]')
ylabel('y[m]')
zlabel('z[m]')

```

%CALCULO DE LA MAGNITUD DE CAMPO EN EL PLANO DE APERTURA

```

for a=1:NL
  for b=1:NL

cotea=(1.7542*yee(a,b))+(0.3417-foco)*(zet(a,b)-foco);
coteb=((equi(a,b)^2+yee(a,b)^2+(zet(a,b)-foco)^2)^.5)*((1.7542^2+(0.3414-foco)^2)^.5);
theta=acos(cotea/coteb);
ang(a,b)=theta;
e(a,b)=(cos(theta))^11;

  end
end

```

```

for a=1:NL
  for b=1:NL
    A(a,b)=e(a,b)/(max(max(e)));
  end
end

```

```

figure(3)
pltmat(A/max(max(A)), 'c', 8)
Title('Valores de campo eléctrico en el plano de apertura')

```

```

figure(4)
meshz(A)
Title('Valores de campo eléctrico en el plano de apertura')

```

colormap(cool)

%Area de cobertura

elev=zeros(1,495);

az=zeros(1,495);

*elev(1:33)=1.6*ones(1,33);*

*elev(34:66)=1.4*ones(1,33);*

*elev(67:99)=1.2*ones(1,33);*

*elev(100:132)=1.0*ones(1,33);*

*elev(133:165)=0.8*ones(1,33);*

*elev(166:198)=0.6*ones(1,33);*

*elev(199:231)=0.4*ones(1,33);*

*elev(232:264)=0.2*ones(1,33);*

*elev(265:297)=0.0001*ones(1,33);*

*elev(298:330)=-0.2*ones(1,33);*

*elev(331:363)=-0.4*ones(1,33);*

*elev(364:396)=-0.6*ones(1,33);*

*elev(397:429)=-0.8*ones(1,33);*

*elev(430:462)=-1.0*ones(1,33);*

*elev(463:495)=-1.2*ones(1,33);*

*az(1:33)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2 0.4
0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];*

*az(34:66)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2 0.4
0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];*

*az(67:99)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2 0.4
0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];*

*az(100:132)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];*

*az(133:165)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];*

*az(166:198)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];*

*az(199:231)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];*

*az(232:264)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];*

*az(265:297)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];*

*az(298:330)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];*

*az(331:363)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];*

*az(364:396)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];*

```

az(397:429)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];
az(430:462)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];
az(463:495)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0 0.2 0.4
0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];

```

%obtencion del campo en la direccion j debido a los N elementos

```

% Por regiones (Para diferentes direcciones).
az=0;
for z=1:M
    elev=pi/4+pi;
    r=1;
    %patron de radiacion del elemento del centro
    m=k*lado*sin(az)*cos(elev);
    n=k*lado*sin(az)*sin(elev);
    efe=sin(m)*sin(n)*cos(az)/(m*n);
    ccdv=0;
    aa=-1.5;
    for a=1:NL
        bb=-1.5;
        ccdh=0;
        for b=1:NL
            m=A(a,b)*exp(j*B(a,b)+j*k*(aa*sin(az)*cos(elev)+bb*sin(az)*sin(elev)));
            ccdh=m+ccdh;
            bb=bb+0.3;
        end
        ccdv=ccdh+ccdv;
        aa=aa+0.3;
    end
    the(z)=az;
    az=az+(3.5*pi/180)/M;
    gua(z)=efe;
    ej(z)=ccdv*efe;
end

```

```

%calculo de la ganancia en la direccion j
nn=0;
for a=1:NL
    mm=0;
    for b=1:NL
        mm=mm+(A(a,b))^2;
    end
    nn=nn+mm; %suma de las amplitudes al cuadrado
end

```

end

```
ej(1)=ej(2);  
gua(1)=gua(2);
```

```
for z=1:M  
g(z)=(abs(ej(z))^2)/m;  
end
```

```
plot(the*180/pi,abs(ej)/max(abs(ej)),the*180/pi,gua/max(gua))  
xlabel('Grados')  
ylabel('Magnitud normalizada de campo eléctrico')
```

% para todo el patrón de radiación.

```
r=1;  
M=80; M=125; M=495; dependiendo de la cobertura deseada  
for z=1:M  
x=az(z);  
y=elev(z);  
ele=atan(y/x);  
azi=asin(x/(r*cos(ele)));  
%patron de radiación del elemento del centro  
m=k*lado*sin(azi)*cos(ele);  
n=k*lado*sin(azi)*sin(ele);  
efe=sin(m)*sin(n)*cos(azi)/(m*n);  
ccdv=0;  
aa=-1.5;  
for a=1:NL  
bb=-1.5;  
ccdh=0;  
for b=1:NL  
m=A(a,b)*exp(j*B(a,b)+j*k*(aa*sin(azi)*cos(ele)+bb*sin(azi)*sin(ele)));  
ccdh=m+ccdh;  
bb=bb+0.3;  
end  
ccdv=ccdh+ccdv;  
aa=aa+0.3;  
end  
ej(z)=ccdv*efe;  
end
```

%calculo de la ganancia en la direccion j

```
nn=0;  
for a=1:NL
```

```

mm=0;
for b=1:NL
    mm=mm+(A(a,b))^2;
end
nn=nn+mm; %suma de las amplitudes al cuadrado
end

```

```

for z=1:M
    g(z)=(abs(ej(z))^2)/nn;
end

```

```

ga=zeros(15,33);
ga(1:1,1:33)=g(1:33);
ga(2:2,1:33)=g(34:66);
ga(3:3,1:33)=g(67:99);
ga(4:4,1:33)=g(100:132);
ga(5:5,1:33)=g(133:165);
ga(6:6,1:33)=g(166:198);
ga(7:7,1:33)=g(199:231);
ga(8:8,1:33)=g(232:264);
ga(9:9,1:33)=g(265:297);
ga(10:10,1:33)=g(298:330);
ga(11:11,1:33)=g(331:363);
ga(12:12,1:33)=g(364:396);
ga(13:13,1:33)=g(397:429);
ga(14:14,1:33)=g(430:462);
ga(15:15,1:33)=g(463:495);

```

```

gas(1:1,1:33)=1.6*ones(1,33);
gas(2:2,1:33)=1.4*ones(1,33);
gas(3:3,1:33)=1.2*ones(1,33);
gas(4:4,1:33)=1.0*ones(1,33);
gas(5:5,1:33)=0.8*ones(1,33);
gas(6:6,1:33)=0.6*ones(1,33);
gas(7:7,1:33)=0.4*ones(1,33);
gas(8:8,1:33)=0.2*ones(1,33);
gas(9:9,1:33)=-0.0001*ones(1,33);
gas(10:10,1:33)=-0.2*ones(1,33);
gas(11:11,1:33)=-0.4*ones(1,33);
gas(12:12,1:33)=-0.6*ones(1,33);
gas(13:13,1:33)=-0.8*ones(1,33);
gas(14:14,1:33)=-1.0*ones(1,33);
gas(15:15,1:33)=-1.2*ones(1,33);

```

```

gat(1:1,1:33)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];

```

```

gat(2:2,1:33)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];
gat(3:3,1:33)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];
gat(4:4,1:33)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];
gat(5:5,1:33)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];
gat(6:6,1:33)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];
gat(7:7,1:33)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];
gat(8:8,1:33)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];
gat(9:9,1:33)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];
gat(10:10,1:33)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001
0.2 0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];
gat(11:11,1:33)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001
0.2 0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];
gat(12:12,1:33)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001
0.2 0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];
gat(13:13,1:33)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001
0.2 0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];
gat(14:14,1:33)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0001
0.2 0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];
gat(15:15,1:33)=[-2.8 -2.6 -2.4 -2.2 -2.0 -1.8 -1.6 -1.4 -1.2 -1.0 -0.8 -0.6 -0.4 -0.2 0.0 0.2
0.4 0.6 0.8 1.0 1.2 1.4 1.6 1.8 2.0 2.2 2.4 2.6 2.8 3.0 3.2 3.4 3.6];

```

```

%ganancia en el área de cobertura
%mesh(ga);
%figure(2)
axis('equal')
clabel(contour(gat,gas,ga))
Title('Huella de cobertura')
xlabel('Azimuth [grados]')
ylabel('Elevación [grados]')
axis('equal')
%Patrón de radiación del elemento principal
cont=1;
for az=-5*pi/180:0.001:5*pi/180;
    elev=pi/2;
    m=k*lado*sin(az)*cos(elev);
    n=k*lado*sin(az)*sin(elev);
    efe(cont)=sin(m)*sin(n)*cos(az)/(m*n);
    the(cont)=az*180/pi;
    cont=cont+1;

```

```

end
efe(1)=efe(2);
efe=abs(efe/max(efe));
figure(2)
plot(the,efe);
xlabel('Grados')
ylabel('Magnitud relativa del campo eléctrico')
%calculo de las nuevas fases
aa=-1.5;
for p=1:NL
    bb=-1.5;
    for q=1:NL
        grad=0;
        for z=1:M
            x=az(z);
            y=elev(z);
            ele=atan(y/x);
            azi=asin(x/(r*cos(ele)));
            m=k*lado*sin(azi)*cos(ele);
            n=k*lado*sin(azi)*sin(ele);
            efe=sin(m)*sin(n)*cos(azi)/(m*n);
            eji=efe*exp(j*k*(aa*sin(azi)*cos(ele)+bb*sin(azi)*sin(ele)));

            ar=(j*A(p,q)*eji*exp(j*B(p,q))*(conj(ej(z)))-j*A(p,q)*(conj(eji))*exp(-
j*B(p,q))*ej(z));
            gra=2*(g(z)-GD)*(ar/m);
            grad=grad+gra;
        end
        mu=1/abs(grad);
        h=B(p,q);
        B(p,q)=h-1*0.35*mu*grad;
        bb=bb+0.3;
    end
    aa=aa+0.3;
end

B=real(B);
figure(9)
pltmat(B, ' ', 'c', 9)
Title('Fases en el plano de apertura')

figure(10)
meshz(B)
colormap(cool)
view(45,45)
Title('Fases en el plano de apertura')

```

%%%%%%%%Corona de valores

```
pru=30*pi/180;  
B=zeros(11);  
B(1:1,5:7)=[pru pru pru];  
B(2:2,4:8)=[pru pru pru pru pru];  
B(3:3,3:4)=[pru pru];  
B(3:3,8:9)=[pru pru];  
B(4:4,2:3)=[pru pru];  
B(4:4,9:10)=[pru pru];  
B(5:5,2:3)=[pru pru];  
B(5:5,9:10)=[pru pru];  
B(6:6,2:3)=[pru pru];  
B(6:6,9:10)=[pru pru];  
B(7:7,2:3)=[pru pru];  
B(7:7,9:10)=[pru pru];  
B(8:8,9:10)=[pru pru];  
B(8:8,2:3)=[pru pru];  
B(9:9,8:9)=[pru pru];  
B(9:9,3:4)=[pru pru];  
B(10:10,4:8)=[pru pru pru pru pru];  
B(11:11,5:7)=[pru pru pru];  
figure(3)  
pltmat(B, ' ','c',10)  
Title('Valores de fase en el plano de apertura')
```

%%%%%%%%Elevacion y azimut en E. U.

```
elev(1:10)=[1.6 1.6 1.6 1.6 1.6 1.4 1.4 1.4 1.4 1.4];  
elev(11:20)=[1.2 1.2 1.2 1.2 1.2 1.2 1.2 1.2 1.2 1.2];  
elev(21:30)=[1.2 1.0 1.0 0.8 0.8 0.8 0.8 0.8 0.8 0.8];  
elev(31:40)=[0.8 0.8 0.8 0.8 0.8 0.6 0.4 0.4 0.4 0.4];  
elev(41:50)=[0.4 0.4 0.4 0.4 0.4 0.4 0.4 0.2 0.1 0.1];  
elev(51:60)=[0.1 0.1 0.1 0.1 0.1 0.1 0.1 0.1 0.1 -0.2 -0.2];  
elev(61:70)=[-0.2 -0.2 -0.2 -0.2 -0.2 -0.2 -0.4 -0.4 -0.4 -0.4];  
elev(71:80)=[-0.4 -0.4 -0.4 -0.4 -0.4 -0.6 -0.8 -0.8 -1.0 -1.2];
```

```
az(1:10)=[-2.2 -1.2 0.2 0.6 1 1.2 1.6 2.8 3.4 -2.6];  
az(11:20)=[-2.0 -1.6 -1 -0.6 0.2 0.8 1.2 1.6 2.4 3.2];  
az(21:30)=[3.6 2 3.4 -2.8 -2.4 -2 -1.6 -1.2 -0.6 0.2];  
az(31:40)=[0.8 1.2 1.6 2.2 2.6 2 -3 -2 -1.6 -1.2];  
az(41:50)=[-0.6 0.2 0.8 1.2 1.6 2.2 2.6 -2.4 -1.6 -1.2];  
az(51:60)=[-0.6 0.2 0.8 1.2 1.6 2.2 2.6 2.8 -3 -2.8];  
az(61:70)=[-2 -1.4 0.6 1 1.4 2.5 -8 -2.6 -2.2 -1.8];  
az(71:80)=[-1.4 -1 0.6 1.8 2.2 2.2 -0.6 2.4 2.2 2.2];
```

ANEXO 2

Cálculo de los márgenes de atenuación por lluvia para un futuro satélite mexicano en la banda Ka

S. Landeros Ayala, R. Neri Vela e I. Núñez Aceves
División de Ingeniería Eléctrica, Facultad de Ingeniería, UNAM
Email: sland@dctrl.fi-b.unam.mx

Un estudio de propagación de las ondas electromagnéticas en la banda Ka que tiene por objetivo garantizar certidumbre en cálculos de enlaces de transmisión de microondas (terrenas y satelitales), basado en el modelo de Crane de atenuación por lluvia, es presentado como trabajo preliminar pertinente para diseñar correctamente los parámetros de operación de un futuro satélite mexicano y sus estaciones terrenas asociadas.

Introducción: la banda Ka y su futura utilización

Los sistemas actuales de comunicación por satélite usan ampliamente las bandas C y Ku para el servicio fijo. Sin embargo, el crecimiento económico mundial conlleva a la vez una demanda de servicios en aumento que no podrá ser satisfecha en el siglo XXI con las frecuencias convencionales. Por tal razón, la Unión Internacional de Telecomunicaciones asignó desde hace más de diez años una banda de frecuencias mucho más amplia que las bandas mencionadas. Esta nueva banda es siete veces mayor que cada una de las anteriores y, en consecuencia, su capacidad de tráfico será enorme. Muchos de los satélites de comunicaciones que serán lanzados en la próxima década operarán precisamente con ella. Tan solo en los Estados Unidos, la FCC (Federal Communications Commission) está evaluando más de una docena de proyectos de diversos inversionistas que requieren ser los pioneros en el uso comercial de esta nueva tecnología. La órbita geostacionaria seguirá siendo utilizada, por las ventajas que tiene para ciertos servicios, pero también habrá sistemas en órbitas inferiores como, por ejemplo, el Teledisc, el cual integrará a 840 satélites en órbita baja y proporcionará servicio mundial de transmisión de datos a alta velocidad, incluyendo datos de video, con alta calidad y características similares a las logradas mediante cables de fibra óptica.

Sin embargo, es sabido que la atenuación de las señales electromagnéticas aumenta como función del cuadrado de la frecuencia, en condiciones de cielo despejado. Si llueve, la situación empeora aún más y la calidad de las transmisiones puede ser muy pobre o, inclusive, bajo condiciones de fuerte lluvia, el servicio puede ser interrumpi-

do. Estos niveles de atenuación por lluvia en la banda Ka son mayores que los que sufren las ondas en las bandas C y Ku. Por lo tanto, es necesario conocerlos para diseñar correctamente los parámetros de operación de un satélite y sus estaciones terrenas asociadas. La potencia de los transmisores, los diámetros de las antenas, la velocidad de transmisión y la calidad dependerán siempre de la confiabilidad requerida y de la intensidad de la lluvia, por zonas geográficas.

Los niveles de atenuación por lluvia en la banda Ka son mayores que los que sufren las ondas en las bandas C y Ku

Varios satélites experimentales han sido utilizados para recabar datos suficientes de propagación en la banda Ka, antes de usarla extensivamente y de manera comercial. Entre ellos están, por ejemplo, el ACTS de la NASA de los Estados Unidos y el Olympus de la Agencia Espacial Europea, además de otros pertenecientes a Italia y a Japón.

Conviene aclarar que los futuros satélites comerciales no sólo emplearán una banda superior de frecuencias, sino que también llevarán integradas otras tecnologías que los harán "inteligentes". Entre ellas, destacan el procesamiento digital y la regeneración de las señales a bordo y la generación de haces concentrados que se desplazarán electrónicamente, sin necesidad de que las antenas se muevan, tal como operan algunos radares militares terrestres de tecnología muy avanzada.

Las tendencias de utilización de la banda Ka hacen muy probable que uno de los próximos satélites mexicanos de

nueva generación la use también, hacia el año 2000 en adelante, dependiendo del curso que sigan la privatización de los satélites en México (Landeros y Neri, 1997) y el interés de los inversionistas. Tal vez esta nueva tecnología no sea usada hasta alrededor del 2010, en los satélites que reemplacen a los Solidaridad 1 y 2. Pero, independientemente de la fecha en que tal cosa suceda, dicho satélite mexicano podría tener una configuración básica como la mostrada en la figura 1. De acuerdo con lo ya expuesto, conviene iniciar los estudios pertinentes de propagación para garantizar certidumbre en los cálculos de enlace. A continuación es presentado un estudio preliminar, basado en un conocido modelo global de atenuación por lluvia.

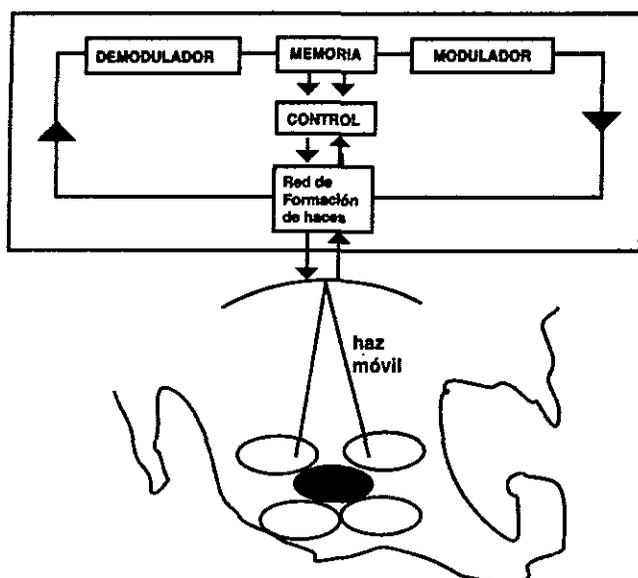


Fig. 1 Un satélite Inteligente en la banda Ka concentrará momentáneamente la potencia en una región y después pasará a otra, por medio de haces dirigibles electrónicamente. En los transpondedores se efectuará el procesamiento digital de las señales, para regenerarlas y canalizarlas hacia la región (y haz) a la que estén destinadas

Consideraciones para el cálculo de la atenuación por lluvia

Para los enlaces de bajada y de subida, la banda Ka tiene asignados los rangos de frecuencia de 17.7 - 21.2 GHz y de 27.5 - 31.00 GHz, respectivamente. Las ondas electromagnéticas de esta banda son consideradas como milimétricas y, catalogadas en la banda SHF. Este tipo de ondas sufre pérdidas por difracción, por dispersión y por atenuación por precipitación, las cuales son despreciables en la banda 3 - 10 GHz, pero significativas en la parte alta de la misma (20 - 30 GHz). La difracción y la dispersión son producidas por el hecho de que la atmósfera no es un medio homogéneo, mientras que la atenuación es producida por la presencia de hidrometeoros.

Un hidrometeoro está conformado por agua, oxígeno, nieve y hielo. La propagación de las ondas es afectada principalmente por la presencia de oxígeno y de agua; los efectos del hielo y de la nieve pueden ser ignorados.

Para relacionar la presencia del agua con la atenuación de las ondas electromagnéticas son utilizados dos parámetros: 1) la intensidad de la lluvia y 2) la probabilidad de que ocurra esa intensidad de lluvia en una zona geográfica específica. La atenuación excedida por lluvia es conformada con base en esos dos parámetros.

La intensidad de la lluvia depende de la cantidad de agua líquida contenida en el hidrometeoro y de la velocidad a la que caen las gotas. La velocidad, a su vez, depende del tamaño de la gota, por lo que, dicha intensidad es función del tamaño de las gotas y de la distribución del tamaño de las mismas.

La distribución del tamaño de las gotas ha sido estudiada por varios investigadores; los modelos más usados son: Laws y Paterson (LP), Marshall-Pallmer (MP), Joss-Thunderstorm (JT) y Joss-Drizzle (JD).

Determinar el margen de atenuación por lluvia para los enlaces de microondas (terrestres y satelitales) es fundamental en la realización de cálculos del enlace

Diversos estudios muestran que un enlace no se ve afectado por la presencia de lluvia durante toda la trayectoria del mismo, ni durante todo el tiempo que dura (Crane, 1980), por lo que hay que considerar que ésta únicamente afecta al enlace durante un periodo de tiempo finito y a lo largo de un segmento de su trayectoria. Asimismo, la distribución o cantidad de agua durante una tempestad no es uniforme; si la variable es el tiempo, la intensidad se incrementa por momentos, para después disminuir. El mismo fenómeno es observado, si se toma como variable a la altura.

En la figura 2 son mostrados los efectos en la banda Ka (20 - 30 GHz) debidos a la presencia de lluvia.

Tal como se mencionó en un párrafo anterior, determinar el margen de atenuación por lluvia para los enlaces de microondas (terrestres y satelitales) es fundamental en la realización de los cálculos del enlace, ya que este margen se encuentra directamente relacionado con la disponibilidad del enlace deseada. Es necesario considerar este enlace para evitar la interrupción del servicio y para que se encuentre disponible como mínimo un porcentaje del

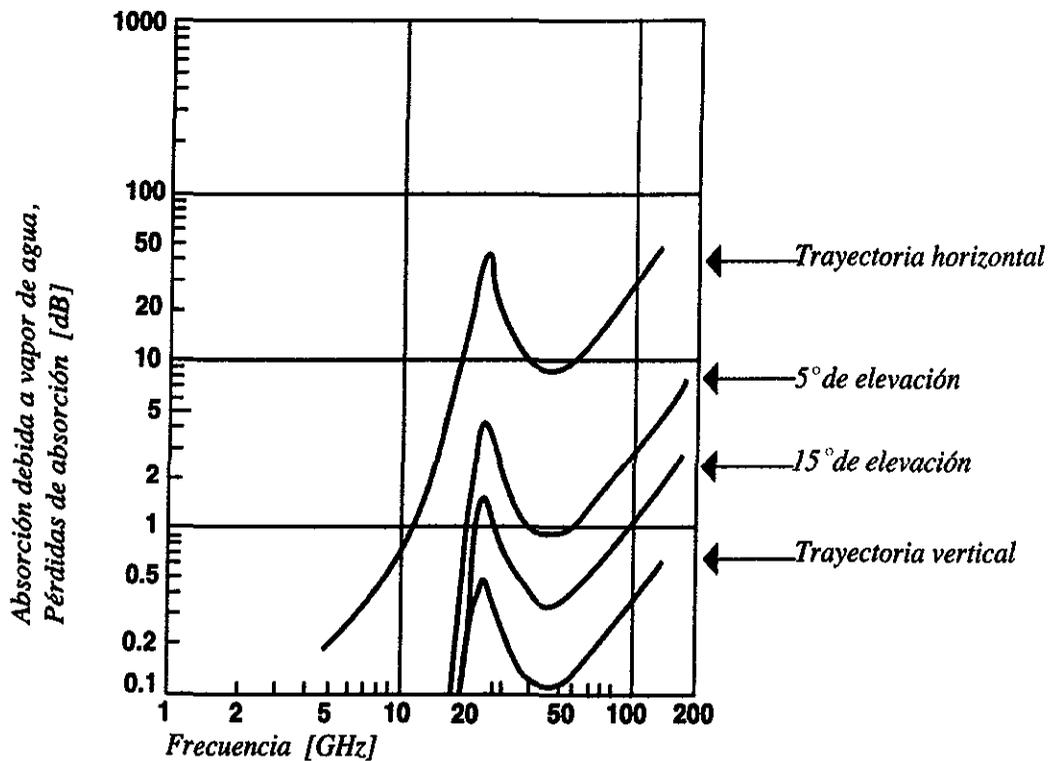


Fig 2. Absorción por presencia de lluvia

Tabla 1. Relación disponibilidad-tiempo de interrupción-procentaje excedido

Tiempo de interrupción	Porcentaje de tiempo excedido
87.7 horas/año	1.0
43.8 horas/año	0.5
21.9 horas/año	0.25
13.1 horas/año	0.15
8.8 horas/año	0.10
4.4 horas/año	0.05
1.8 horas/año	0.02
5 min/año	0.001

tiempo deseado. En la tabla 1 es mostrada la relación disponibilidad-tiempo de interrupción.

En el transcurso de la historia de las comunicaciones han sido desarrollados modelos para predecir la atenuación que puede sufrir una onda electromagnética al propagarse en cuerpos de agua. Estos modelos toman como parámetros la frecuencia a utilizar, la intensidad de la lluvia en la localidad del enlace y la disponibilidad deseada del mismo.

Los principales modelos de atenuación por lluvia son el de Rice_Homberg, el de Dutton-Daugherty, el de S. H. Lin y el modelo global de R. K. Crane. Los tres primeros tienen como variable únicamente a la intensidad de la lluvia, como factor representativo del medio atmosférico.

Por el contrario, el modelo de Crane está basado en mediciones meteorológicas y en el clima específico de cada región. Los datos estadísticos requeridos para su aplicación son (Crane, 1971):

- intensidad de lluvia
- altura de la estación terrena
- altura de la isoterma 0°C
- presión atmosférica
- temperatura

El modelo de Crane

Como se indicó en la sección anterior, éste es un modelo global basado en observaciones meteorológicas. Su uso se ha extendido durante los últimos años y, debido a su sencillez, su aplicación puede ser condensada en los pasos siguientes:

Paso 1

Determinar la región climática donde se encuentra la estación terrena.

Paso 2

Acorde con la disponibilidad del enlace deseada, determinar la probabilidad (P) de ocurrencia de lluvia excedida.

Si la disponibilidad deseada es de 99.00%, la probabilidad P será 100.00% - 99.9% = 0.1%.

Paso 3

Obtener la densidad de la lluvia terminal R_p para la región y la probabilidad especificadas en los pasos 1 y 2.

Paso 4

Obtener, para la región y la probabilidad deseada, la altura de la isoterma 0°C.

Paso 5

Obtener la proyección horizontal D del enlace a través del hidrómetro. Aquí es requerida la altura de la estación terrena y el ángulo de elevación de la antena.

$$D = \frac{H_0 + H_g}{\tan \theta} \quad \theta \geq 10^\circ$$

donde:

H_0 = altura de la isoterma 0°C,

H_g = altura de la estación terrena,

θ = ángulo de elevación de la estación terrena.

Paso 6

Si $D \leq 22.5$ Km, se sigue con el paso 7. Si no es así, es necesario ajustar la probabilidad P a la longitud del enlace:

Paso 7

Calcular la atenuación total usando la ecuación siguiente:

$$A = \frac{\alpha R_p^\beta}{\cos \theta} \left[\frac{e^{UZ\beta} - 1}{U\beta} - \frac{X^\beta e^{YD\beta}}{Y\beta} + \frac{X^\beta e^{YD\beta}}{Y\beta} \right] \quad (1)$$

para $\theta \geq 10^\circ$ [A en dB]

donde U, X, Y, Z son constantes empíricas que dependen de la intensidad de la lluvia puntual. El valor de las constantes es:

$$U = \frac{1}{Z} \ln(Xe^{YZ})$$

$$X = 2.3 R_p^{-0.17}$$

$$Y = 0.026 - 0.03 \ln R_p$$

$$Z = 3.8 - 0.6 \ln R_p$$

El término αR_p^β es derivado de un procedimiento empírico basado en la relación existente entre la atenuación y la intensidad de la lluvia. Este término aislado es usado en los cálculos de atenuación por lluvia en enlaces terrestres. Los coeficientes α y β dependen de la frecuencia f y de la temperatura de la lluvia T. En la tabla 2 son mostrados los coeficientes α y β para distintas frecuencias.

La aplicación del modelo exige conocer los parámetros α y β . En esa tabla no son mostrados los valores exactos para las frecuencias pertenecientes a la banda Ka. Olsen, Rogers y Hodge (Olsen, et al, 1978) dan una relación analítica para encontrar los factores de las frecuencias no mostradas en su tabla. Dichas relaciones son: $\alpha = G_a f^{E_a}$ y $\beta = G_b f^{E_b}$, donde los coeficientes G_a y E_b dependen de la frecuencia. El valor de estos coeficientes, de interés para el presente trabajo es:

$G_a = 4.21 \times 10^{-5}$	$E_a = 2.42$	$2.9 \leq f \leq 54$ GHz
$G_b = 1.41$	$E_b = -0.0779$	$8.5 \leq f \leq 25$ GHz
$G_b = 4.63$	$E_b = -0.272$	$2.5 \leq f \leq 164$ GHz

Los coeficientes correspondientes son mostrados en la tabla 3.

Cálculo de la atenuación para México

El objetivo del estudio fue encontrar una primera aproximación de los márgenes de atenuación para la banda Ka que deben ser manejados en diferentes partes del territorio nacional. Para ello fueron elegidas diez ciudades que cumplen con las características de: importancia económica y diversidad de clima. Las seleccionadas son presentadas en la tabla 4.

Tabla 2. Parámetros α y β para algunas frecuencias (Olsen R. et al, 1979)

Frecuencia (GHz)	α	β
1	0.00015	0.95
4	0.00080	1.17
5	0.00138	1.24
6	0.00250	1.28
7.5	0.00482	1.25
10	0.0125	1.18
12.5	0.0228	1.145
15	0.0357	1.12
17.5	0.0524	1.105
20	0.0699	1.10
25	0.113	1.09
30	0.170	1.075
35	0.242	1.04
40	0.325	0.99
50	0.485	0.90
60	0.650	0.84
70	0.780	0.79
80	0.875	0.753
90	0.935	0.730
100	0.965	0.715

Tabla 3. Coeficientes α y β para la banda Ka

Coeficiente	Enlace de subida		Enlace de bajada	
	27.5 GHz	31 GHz	17.7 GHz	20.2 GHz
α	0.12807	0.17115	0.04409	0.0607
β	1.06771	1.38068	1.12720	1.1156

Tabla 4. Ciudades seleccionadas

Localización de la estación terrena	Altura snm (m)	Latitud	Longitud
Tacubaya, D. F.	2309	19° 24' N	99° 11' O
Guadalajara, Jal.	1589	20° 41' N	103° 20' O
Frontera, Tab.	2	18° 32' N	92° 39' O
Monterrey, N. L.	534	25° 40' N	100° 18' O
Mazatlán, Sin.	78	23° 11' N	106° 25' O
Mérida, Yuc.	22	20° 58' N	89° 38' O
Dapachula, Chi.	168	14° 54' N	92° 16' O
Veracruz, Ver.	16	19° 12' N	96° 10' O

Paso 1

La región climática a la que pertenece el punto de interés puede ser obtenida de Crane (1980), donde son mostradas las regiones climáticas mundiales. En México se presentan las regiones D, E, F y G.

Paso 2

Para efectos del presente ejercicio, son consideradas las disponibilidades siguientes: 99.99%, 99.98%, 99.95%, 99.9%, 99.8% y 99.5%.

Paso 3.

La intensidad de la lluvia para las probabilidades deseadas de lluvias y para cada una de las regiones de interés son mostradas en la tabla 5.

Paso 4.

La altura de la isoterma 0°C por ser considerada es función directa de la latitud a la que se encuentra el punto de interés y la probabilidad deseada. En la figura 3 es mostrada la evolución de la isoterma, conforme varía la latitud. El territorio mexicano se encuentra entre los 14° y 32° latitud norte. En dicho intervalo, la altura de la isoterma se encuentra entre los 4.5 Km y los 5 Km para todas las probabilidades.

Paso 5, 6 y 7

Los resultados parciales y finales que corresponden al margen de atenuación para cada ciudad, en función de la disponibilidad, fueron obtenidos mediante un programa de computadora. Los resultados finales son mostrados en la tabla 6.

Tabla 5. Intensidad de la lluvia (mm/h) contra probabilidad, por región climática

Región	Disponibilidad					
	99.99	99.98	99.95	99.9	99.8	99.5
D	49	35	22	15	9.5	5.2
E	98	77	52	35	21	8.5
F	23	14	8.0	5.5	3.8	2.4
G	67	51	33	22	14	7.0

Tabla 6. Margen de atenuación por lluvia, para enlaces en la banda Ka

Ciudad		Confiabilidad (%)					
		99.9	99.98	99.95	99.9	99.8	99.5
Tacubaya	Tx	115.13	95.24	70.52	53.45	39.38	24.85
	Rx	61.42	50.02	36.14	26.79	19.26	11.73
Guadalajara	Tx	102.7	81.85	60.69	47.65	35.92	25.00
	Rx	53.09	41.8	30.22	23.26	17.14	11.59
Monterrey	Tx	106.1	87.03	65.31	52.06	41.11	29.47
	Rx	54.44	43.88	32.09	25.06	19.39	13.52
Mazatlán	Tx	104.26	86.42	64.71	51.62	41.58	29.81
	Rx	53.26	43.35	31.6	24.70	19.50	13.60
Frontera	Tx	164.55	141.25	107.35	82.85	61.80	36.61
	Rx	87.84	74.31	55.06	41.18	30.10	17.02
Tapachula	Tx	165.41	141.89	108.27	83.73	62.25	36.87
	Rx	88.43	74.77	55.64	42.02	30.39	17.19
Veracruz	Tx	164.62	141.31	107.43	82.93	61.84	36.64
	Rx	87.89	74.35	55.11	41.53	30.13	17.04
Coatzacoalcos	Tx	165.14	141.69	107.98	83.45	62.11	36.80
	Rx	88.24	74.62	55.46	41.85	30.30	17.14
Guaymas	Tx	65.16	51.10	37.91	31.60	27.12	21.92
	Rx	31.9	24.45	17.67	14.50	12.29	9.78
Mérida	Tx	108.78	89.00	68.71	52.11	40.40	33.85
	Rx	56.16	45.00	33.35	25.11	19.20	14.42

Conclusiones

Los resultados mostrados indican que la atenuación excedida por lluvia en aplicaciones en la banda Ka es mucho mayor que lo considerado en la banda Ku. Esto incide directamente en el diseño de sistemas de comunicaciones, por la potencia de los amplificadores y el tamaño de las antenas que serán requeridos para obtener los grados de

disponibilidad manejados actualmente en sistemas que operan en la banda Ku. Como referencia, en la tabla 7 son mostrados los valores de atenuación por lluvia por considerar en enlaces satelitales en la banda Ku, en las distintas zonas del territorio mexicano.

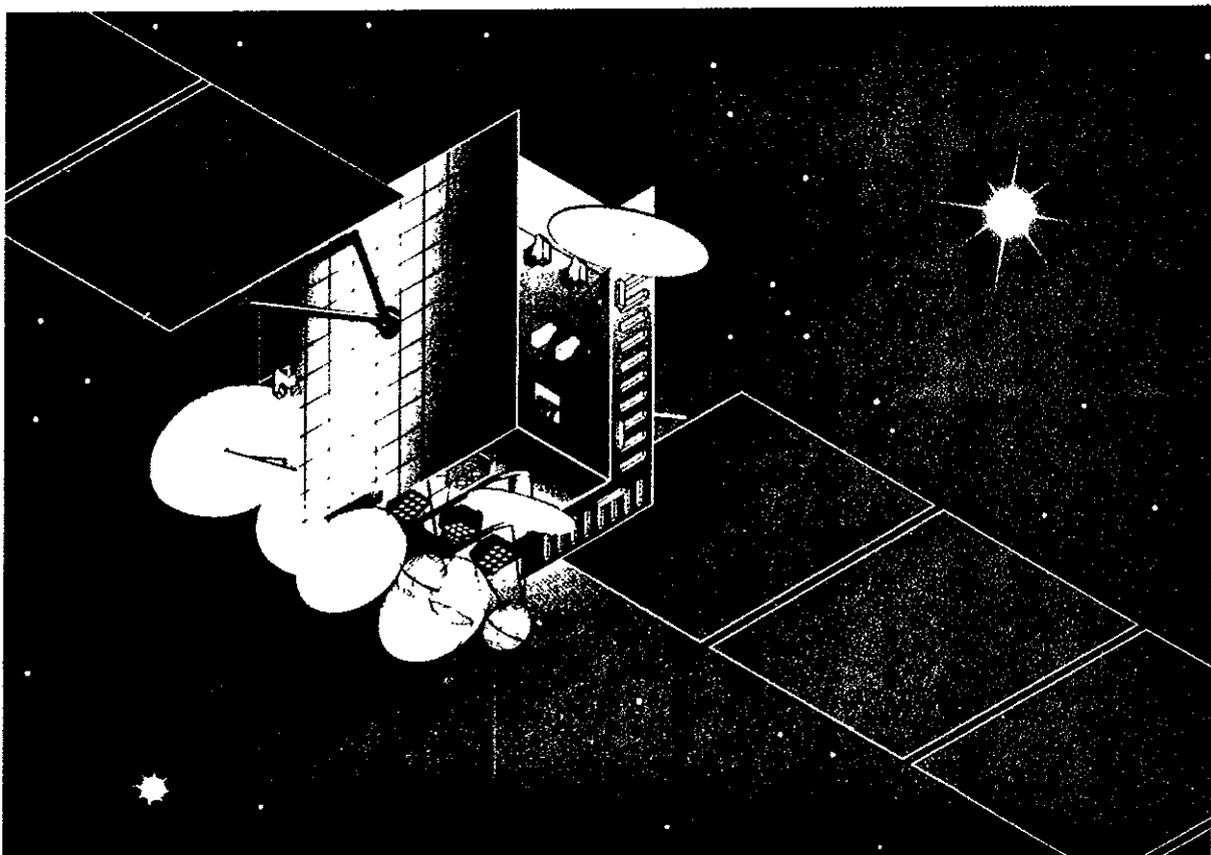
De la comparación de los valores de las tablas 6 y 7, puede ser notado que el margen de atenuación por consi-

Tabla 7. Atenuación por lluvia en la banda Ku, para distintas zonas de la República Mexicana

Zona climática		Confiabilidad (%)		
		99.90	99.80	99.50
Noroccidente	Tx	3.50	3.00	1.50
	Rx	1.50	1.00	0.00
Norte Centro	Tx	1.30	1.00	0.00
	Rx	0.00	0.00	0.00
Golfo Norte	Tx	9.20	6.80	3.60
	Rx	7.20	4.80	1.60
Centro	Tx	6.30	4.20	2.20
	Rx	4.30	2.20	0.20
Pacífico Centro	Tx	8.50	5.90	3.60
	Rx	6.50	3.90	1.60
Istmo	Tx	8.20	5.80	2.60
	Rx	6.20	3.80	0.60
Yucatán	Tx	8.90	6.00	2.90
	Rx	6.90	4.00	0.90

derar en enlaces de transmisión en la banda Ka es mucho mayor que para un enlace en la banda Ku. En las zonas con mayor intensidad de lluvia (Istmo, Yucatán y Centro), la relación de «atenuación banda Ka/atenuación banda Ku» es cercana a 10, mientras que para aquellas zonas de menor intensidad de lluvia, este factor llega a ser de 5. Trabajar con estos márgenes tan grandes en la banda resultaría prohibitivo, para confiabilidades similares a las empleadas en la banda Ku. Por tal razón, conviene señalar que los satélites experimentales actualmente en órbita, como ACTS, operan con confiabilidades más bajas, del orden de 99% y en algunos casos, sólo hasta 99.5% (IIC, 1997).

Estos resultados pueden ser considerados como preliminares. Estudios posteriores sobre el tema, con datos más específicos de la lluvia y de la altura de la isoterma 0°C para cada una de las ciudades, generarán resultados de mayor precisión para cada una de las ciudades que sean consideradas, con confiabilidades más bajas, similares a las que emplearán los futuros satélites comerciales en esta nueva banda.



Referencias y bibliografía

- Crane R. K. (1971). Propagation Phenomena affecting Satellite Communications Systems operating in the Centimeter and Millimeter Wavelength Bands. *Proceedings of the IEEE*, Vol. 59, 173-188.
- Crane R. K. (1980). Prediction of Attenuation by Rain. *IEEE Transactions. Communications*, Vol. COM-28, 1717-1733.
- Freeman R. L. (1987). RadioSystem Design for Telecommunications, en: *RadioSystem Design for Telecommunications*, pp. 401-427. John Wiley & Sons.
- Huges Communications International, Ed (1982). *Méritos comparativos de frecuencias C y Ku para el sistema mexicano de comunicaciones domésticas por satélite*.
- ICC (Istituto Internazionale delle Comunicazioni) (1997). Third Ka band utilization conference. Sorrento, Italia, septiembre 15-18, 1997.

- Landeros S. y Neri R. (1997). Tecnología y panorama de los satélites de telecomunicaciones en el mundo. *Ciencia y Desarrollo*, No. 135, julio, agosto.
- Olsen R. L. Rogers D. V. y Hodge D. B. (1978). The aRb Relation in the Calculation of Rain Attenuation. *IEEE Transactions. Antennas & Propagation*, Vol. AP-26, 318-329.
- Sosa Pedroza J. y Camaerna Gallardo P. (1995). Experimento de atenuación por lluvia para México utilizando el satélite ACST. *Reune'95*, 380-386.

Agradecimiento

Los autores agradecen a Raúl Lazcano Salas, José Francisco Mares Canales, Ulises Martínez Araiza y Omar Torres Gómea, su colaboración en la recopilación de datos atmosféricos.

Salvador Landeros Ayala egresó de la Facultad de Ingeniería de la UNAM, con el título de ingeniero mecánico electricista (área de comunicaciones); obtuvo el grado de maestro en ciencias de la ingeniería en telecomunicaciones en la Universidad de Pennsylvania, Estados Unidos. Durante 18 años ha sido profesor de diversas asignaturas del área de telecomunicaciones y ha sido miembro de diversos cuerpos académicos en la Facultad de Ingeniería. Ha sido Director del Sistema de Satélites Nacionales en la Secretaría de Comunicaciones y Transportes, Gerente de la red satelital de Telmex, Coordinador Técnico del Instituto Nacional para el Combate a las Drogas y Consultor en Telecomunicaciones de varias empresas.

Rodolfo Neri Vela nació el 19 de febrero de 1952 en Chilpancingo, Gro. Cursó la carrera de ingeniero mecánico electricista, con especialidad en comunicaciones y electrónica, en la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM); en 1976 cursó su maestría en telecomunicaciones en la Universidad de Essex, Inglaterra, becado por el Consejo Británico, y tres años después obtuvo el grado de doctor en radiación electromagnética por la Universidad de Birmingham, Inglaterra, como becario del Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología. Durante 18 años ha sido profesor de diversas asignaturas en la Facultad de Ingeniería de la UNAM, donde actualmente labora en el Departamento de Telecomunicaciones.

Ignacio Núñez Aceves nació el 14 de septiembre de 1973 en México, D. F., En 1997 obtuvo el título de ingeniero en telecomunicaciones, con mención honorífica. Actualmente cursa estudios de maestría en microondas y ptoelectrónica en la Universidad del Colegio de Londres. Participó en la puesta en marcha del sistema de televisión directa a los hogares desde Wyoning, Estados Unidos, en la empresa Medcom. Fue coordinador del proyecto Diseño de una Red Pública de Telecomunicaciones para el Sistema de Transporte Colectivo «Metro», en la empresa TELCOR. Ha sido ayudante de profesor y profesor de seminario de titulación en las facultades de Ingeniería y de Contaduría y Administración.

ANEXO 3

TRENDS ON SATELLITE COMMUNICATIONS IN LATIN AMERICA AND THE POTENTIAL FOR KA BAND MULTIMEDIA SERVICES

Salvador Landeros and Rodolfo Neri

National University of Mexico, Faculty of Engineering, Division of Electrical Engineering

Av. Universidad 3000 Col. Copilco Universidad

04510 México, D.F. Tel. (525) (6223116), E-mail: sland@dctrl.fi-b.unam.mx

ABSTRACT

The present advances in satellite communications technology, the economy globalisation, the increasing demand for services and, in many cases, the lack of a nation-wide network infrastructure, make Latin America an excellent market where Ka band technology should be seriously considered in future investments.

Taking into account the alike characteristics of the Latin-American population, as well as the large available bandwidth, the good quality and low cost of Ka band satellite communications, it seems reasonable that the next "natural step" for the Latin-American countries and private investors would be to operate a continental- coverage satellite system using this emerging and promising technology. In this way, unnecessary and costly individual projects would be avoided, the basic needs for telecommunications in each region would be satisfied, and a very modern technological platform to introduce and grow with multimedia services would be available on a sharing-cost basis.

In this paper, the authors first present an overview of the satellite technology utilization in Latin America including services and the degree of privatization in the region. Then, they show the potential for Ka band multimedia transmissions, based upon an estimation of the demand for the next ten years together with the available transponder offer.

INTRODUCTION

The Latin-American experience in operating self-owned domestic and regional satellites dates back to about 13 years. Mexico and Brazil were the first two countries to launch their own spacecraft in 1985. The main purpose of these two first generation systems – each consisting of two satellites in orbit- was to provide domestic service, specifically TV broadcasting, long distance telephony and data transmission. At that time, fiber optic technology was non-existent in the region.

Throughout this period, the number of satellites and participating countries has increased; so has the

territorial coverage as well. Thousands of earth stations have been installed and put into operation to provide a wide range of services, and it won't be too long before these systems are all privatized and sold to national and foreign entrepreneurs. There is no doubt that this new business scenario will be a detonator for the use of new technologies and services, such as multimedia transmissions in the Ka band. In order to have a feeling of this potential, some useful figures are given in Table 1 in comparison with other important regions of the world.

I. The case of Mexico (Morelos and Solidaridad systems).

The Mexican satellite system consisted originally of two spacecraft, named Morelos I and II, put into

	Latin America	USA	EEC
Territorial extension in millions of square kilometers	23	9.3	3.2
Gross domestic product in billions of dollars	1,200	6,700	6,300
Population in millions	480	290	360
Telephone density in number of lines per 100 inhabitants	9	56	45
Number of Countries	27	1	15

Table 1

orbit in 1985. The system was fully government owned. Considering the aging of the Morelos spacecraft and the success in the acceptance of fixed satellite service, as well as the explosive demand for transponder capacity for private VSAT networks the foreseen Ku band DTH service, a second generation of satellites, named Solidaridad 1 and 2, started operation in 1994. This new system introduced the re-use of the Ku band with double polarisation, L band equipment for mobile service, and a true continental coverage with a number of shaped footprints, together with greater power and a longer designed life. See Figs. 2 a,b,c, and d for coverage comparison and frequency



Fig. 1 Shaded area: Latin America

bands used in North and South America. At present, Morelos 1 is out of service, and so will be Morelos 2 in the second half of 1998. In both cases – Morelos and Solidaridad – all spacecraft were built by Hughes. Morelos 1 and 2 were launched by NASA, and Solidaridad 1 and 2 by Arianespace.

Since Morelos 2 will soon come out of service, its replacement – provisionally named Morelos 3 – is also being built by Hughes. A launch window has been reserved with Arianespace for July-to-September 1998. It will no longer have L band equipment for mobile service, but just the traditional C and Ku frequency bands and now with continental coverage, as shown in Figs. 3 a and b. There are two operating control centers, one in Mexico City and the other one located in the city of Hermosillo, a few hundred miles from the U.S. border.

By the end of 1997, 75% of the Mexican satellite system was sold to a consortium led by Loral Aerospace and the Mexican firm Autrey. The remaining shares are still owned by the Mexican government and they will put in the stock market in the next five years.

The new private owner has the rights to transmit and receive signals, both in Mexico and in the U.S. – according to a bilateral signed reciprocity agreement between governments -, and installing and operating a variety of public telecommunications networks. The two control centers belong now to this new consortium, as well as the Morelos 2, Solidaridad 1 and 2 spacecraft. Also, the rights derived from and associated with the Morelos 3 have been transferred, as well as the launch contract.

At present, Mexico has registered with the ITU, four orbital positions for DTH; they are at 69°, 78°, 127° and 130° West longitude. For fixed services they are coordinating four additional positions in the C and Ku

bands at 105°, 127°, 138° and 145° W, as well as the extended band in the three orbital positions already occupied. In the Ka band, Mexico has applied for ten orbital positions for a global satellite system, named Megasat, a satellite information superhighway.

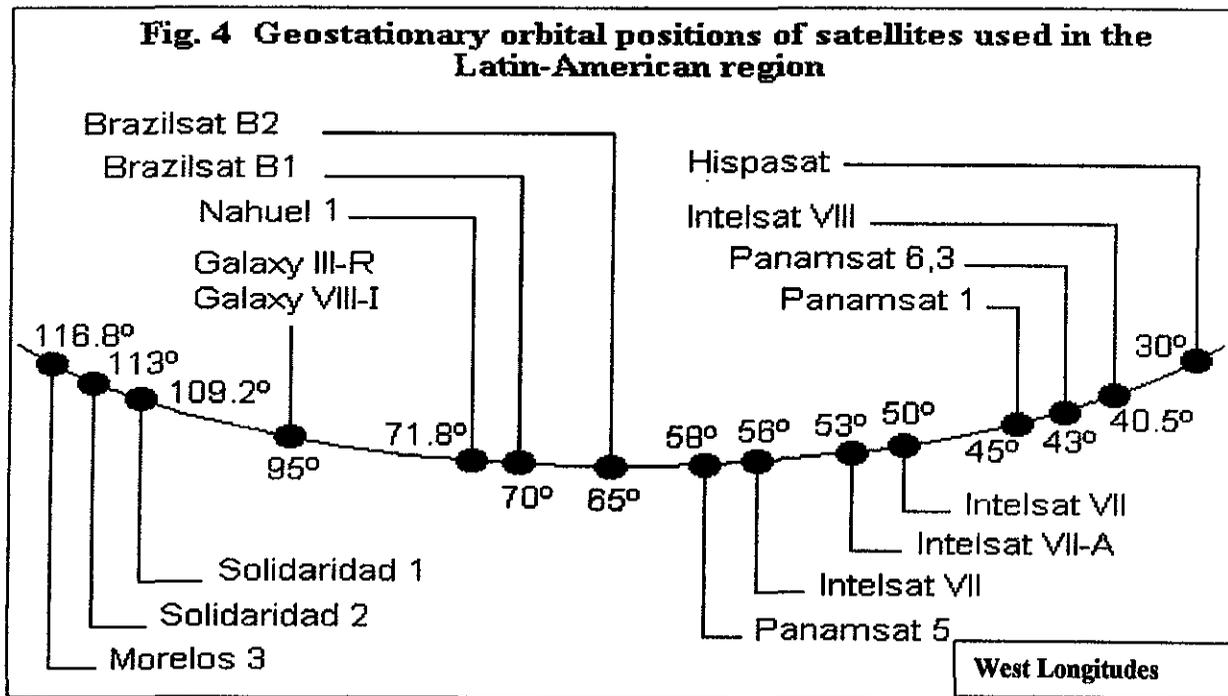
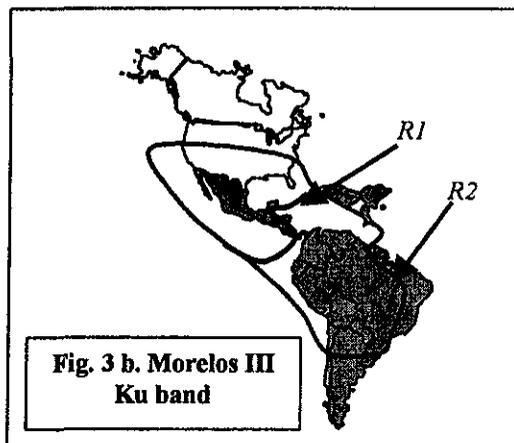
Fig. 4 shows the orbital positions being used at the moment for the Latin-American region.



Fig. 2 a. Morelos I and II C and Ku bands



Fig. 2 b. Solidaridad 1 and 2 C band



II. The case of Brazil (Brazilsat system)

The Brazilian government-owned system also started operating in 1985. Its two spacecraft were named Brazilsat A1 and Brazilsat A2. This exclusively C-band system for the traditional fixed satellite service (telephony, data, radio and TV-broadcasting) was later replaced by a second generation system, in 1994. The newer satellites were named Brazilsat B1 and B2. Their footprints are shown in Fig. 5 and it is worth noting that there seems to be little interest in covering large areas outside the Brazilian territory. It is also interesting to comment that they do not use the Ku band, possibly because of the heavy tropical rain rates in the region and the large operating margins that would be needed. If this is so, it is uncertain whether they would be eager to use the Ka band or not in the near future, since larger margins are required and lower availability is obtained at practical costs. However, this apparent drawback could be solved with future higher power satellites, such as those already available in the market. Another unique feature of the Brazilsat system is that it is the only one in Latin America that uses the X-band, in this case dedicated to their armed forces.

As regards privatization, special rules have been established since 1995, such as flexible permits to the private sector for exploiting the system, based upon free competition. Further changes are expected to happen during 1998.

III. The case of Argentina (Nahuelsat system)

Maybe it is incorrect to call it a true system, since there is only one spacecraft in orbit, named Nahuel 1. However, it is expected that it will grow, due to the demand for several services, competition and importance of the region.



Thus, they are coordinating with ITU five additional orbital positions to grow its capacity in the next future.

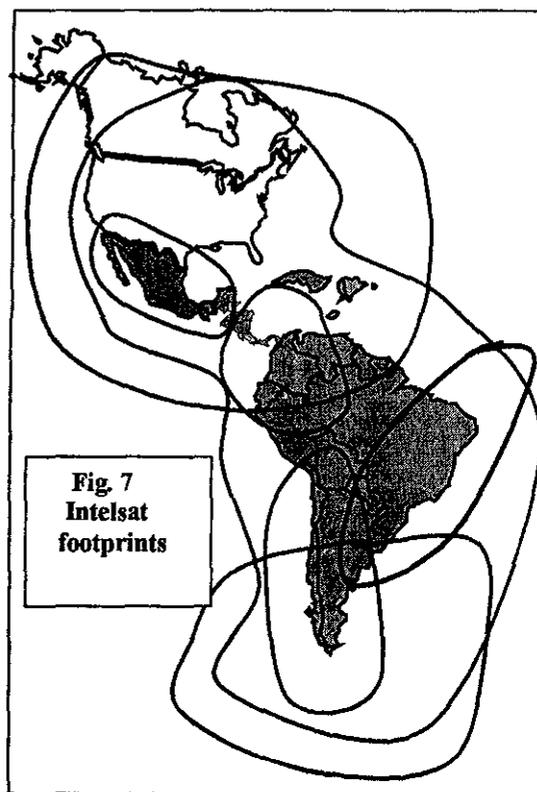
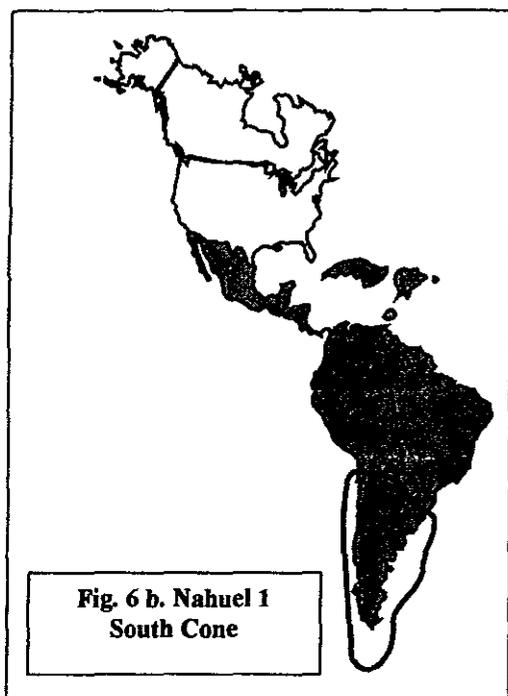
Nahuel 1 was placed in orbit in 1997. In contrast with the Brazilian satellites, this Argentinian spacecraft operates exclusively in the Ku band, and its footprints also cover Brazil and the rest of Latin America (see Figs. 6 a, b and c).

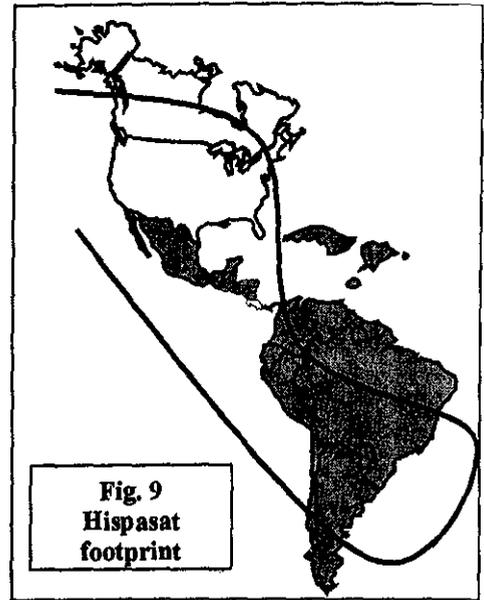
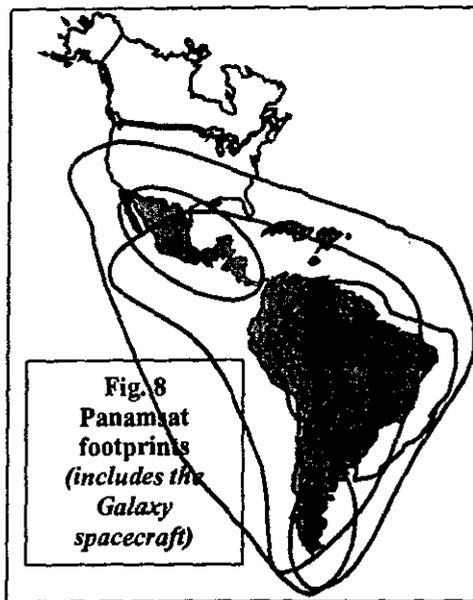


IV. Other service providers in the region: Intelsat, Panamsat and Hispasat.

Unlike the cases of Mexico and Brazil, the Argentinian system was born with private investment. The financing society includes banks, telecommunications services companies and satellite technology-related industries, both national and foreign, such as Aerospatiale and Alenia Spazio.

The various footprints of the Intelsat, Panamsat and Hispasat satellites that cover the Latin-American region are shown in Figs. 7,8 and 9. It is clear that the range of choices is very wide and that one or another will be selected depending on factors such as national interest, power density, available bandwidth, share - holder or not, fees, availability, and so on.





V. COMPARISON BETWEEN SYSTEMS

For ease of comparison, the capacity of each of the described systems is given in Table 2, as well as the EIRP for the frequency bands used. Notice that the

currently available capacity for DTH service is also included in the number of transponders (for instance, the Galaxy satellites of the Panamsat system, that provide the Directv service in Latin America)

TABLE 2 AVAILABLE SATELLITE CAPACITY IN LATIN AMERICA

SYSTEM	NUMBER OF TRANSPONDERS	BAND	POWER (DBW)	SERVICES
Morelos *	12x36 MHz	C	36	Telephony, video and data transmission
	6x72 MHz	C	39	
	4x108 MHz	Ku	44	
Solidaridad	24x36 MHz	C	37	Telephony, video, data and DTH
	12x72 MHz	C	40	
	32x54 MHz	Ku	48	
Nahuelsat	18x54 MHz	Ku	41 - 48	Telephony, video, data and DTH
Bazilsat	54x36 MHz	C	36 - 39	Telephony, video, data and DTH
	2x33 MHz	C		
	2x60 MHz	X		
Hispasat	2x36 MHz	Ku	42 - 48	Telephony, video, data and DTH
Panamsat	12x54 MHz	C	27 - 41	Telephony, video, data and DTH
	24x36 MHz	C		
	6x72 MHz	C		
	20x54 MHz	Ku	40 - 54	
	48x36 MHz	Ku		
	16x27 MHz	Ku		
	12x24 MHz	Ku		
Intelsat	130x36 MHz	C	40 - 41	Telephony, video, data and DTH
	50x36 MHz	Ku	51 - 54	
TOTAL **	312	C		
	241	Ku		
553	2	X		

* Morelos 2 will be replaced by Morelos 3 with 24 x36 C band and 24x54 Ku band transponders

** 36 MHz-equivalent transponders

As regards future grow and demand for services, Table 3 gives an estimate for the 36-MHz-equivalent transponders that are likely to be needed in the next ten years. From the figures, it is evident that Mexico

will be the country with the largest increase in demand, and this obviously would be a very good opportunity for private investors, possibly with K band technology and the introduction of a new range of services.

Table 3 ESTIMATED FORECAST FOR TRANSPONDER DEMAND IN LATIN AMERICA

<i>COUNTRY</i>	<i>1998</i>	<i>1999</i>	<i>2000</i>	<i>2001</i>	<i>2002</i>	<i>2003</i>	<i>2004</i>	<i>2005</i>	<i>2006</i>	<i>2007</i>
<i>Mexico</i>	60	68	74	81	83	87	89	93	96	98
<i>Brazil</i>	44	50	50	52	52	54	56	58	60	62
<i>Argentina</i>	34	42	44	46	48	50	52	54	56	58
<i>Chile</i>	14	18	22	26	28	30	32	36	40	44
<i>Venezuela</i>	14	18	22	26	28	30	32	36	40	44
<i>Colombia</i>	14	18	22	26	28	30	32	36	40	44
<i>Peru</i>	8	10	12	14	16	18	20	22	24	26
<i>Others</i>	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75
<i>Total</i>	218	259	286	316	333	354	373	400	426	451

VI. POTENTIAL FOR KA BAND MULTIMEDIA SERVICES

Interactive services are becoming more and more a desirable tool in modern life, especially at work, and also at home to some extent. Video on demand, home shopping and transfer of large amounts of data are only some examples of what could be provided using the Ka band. This is so because of the smaller antennas needed, the all digital quality of signals, the possibility of regenerating the signals onboard the spacecraft, and the optimal usage of power through hopping beams. Fig. 10 shows one possibility for an all-Latin America coverage by means of either fixed or mobile beams, or a combination of both types, according to a prescribed traffic matrix.

From the overview of the infrastructure situation in Latin America given in this paper, it does not seem convenient to install more traditional infrastructure only, if in the near future it will be an obligation to use also wide-band services for satisfying increasing needs and demand. Therefore, it is recommended to seriously consider investing in a Ka band system within the next five years. Especially in the case of Mexico, because of its vicinity with the U.S., where several Ka band systems will soon come into operation, it seems important to begin planning in this direction. From the information given, it is evident that Mexico has been so far the most aggressive Latin-American country in its decisions to use hybrid high-power satellites (C and Ku bands) with not only Latin American coverage, but also U.S. coverage.

Obviously, many of the services provided will be similar to those already existant in Ku band, like telemedicine, tele-education, university and research center networks, financial and commerce transfers, but with the advantage of benefitting from much larger

available bandwidths, and the possibility of adding digital-quality live video and higher transmission data rates.

The expansion of the Internet service and the possibility of introducing low cost telephony in rural areas are just two other applications of the new Ka band technology. Data transmission rates could range from 64 Kbps up to 32 Mbps or greater. If it is considered that each 36 MHz-equivalent transponder could handle 30 Mbps, and that the installed capacity needed was equal to 451 transponders, then a total Ka band capacity of 14 Gbps would be required. This capacity could be over satisfied with 2 Ka band Latin American spacecraft, each with 9 Gbps, up till the year 2007.



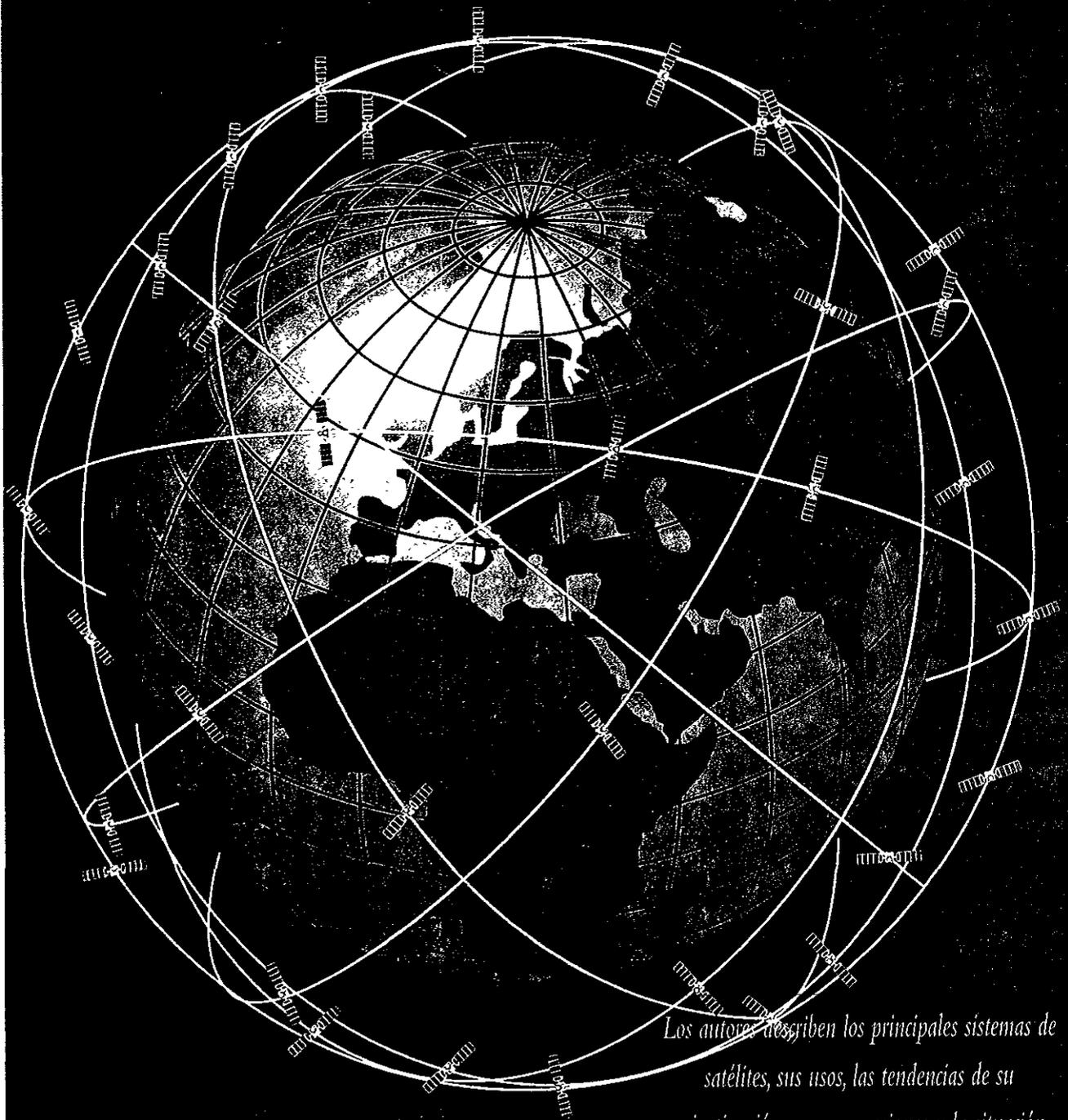
CONCLUSIONS

In the case of Latin America, it is desirable to integrate several of the nowadays existing satellite networks into one single continental network, in order to increase commerce and cultural ties, to reduce and optimise costs, and to take advantage of high-power large-bandwidth technology. Of course, this does not exclude the possibility of there being other regional systems, using the Ka or other frequency bands according to the diversity of interests, needs and inter-governmental agreements. A Ka band system consisting of 3 intelligent regenerative spacecraft could satisfy the traffic demands well by the year 2010, with the introduction of multimedia services for the Latin-American community.

REFERENCES

- [1] Intelsat. System Coverage Maps, April 1996.
- [2] PanAmSat. Global Satellite System, <http://www.panamsat.com/cstsys.htm>
- [3] Hispasat America. U.I.T. Americas Telecom 1996, Rio de Janeiro, Brazil.
- [4] Third Ka band utilization conference proceedings, September 15-18, 1997. Sorrento, Italy.
- [5] U.I.T., Americas Telecom proceedings, Rio de Janeiro, Brazil, 1996.
- [6] Nahuelsat. Regional Satellite System For the Americas. U.I.T. Américas Telecom, Rio de Janeiro Brazil, 1996.
- [7] Embratel. Brazilian Satellite System Technical Pamphlet, 1995.
- [8] S.C.T. The Mexican Satellite System, 1996.

ANEXO 4



La constelación de satélites Globalstar (Foto: Loral Space Communications Ltd.)

Los autores describen los principales sistemas de satélites, sus usos, las tendencias de su privatización, sus repercusiones y la situación particular del caso de México.

PANORAMA TECNOLOGICO DE LOS SATELITES DE COMUNICACION EN EL MUNDO

RODOLFO NERI VELA Y SALVADOR LANDEROS AYALA

La órbita geostacionaria se ha empleado desde hace más de treinta años para colocar en ella una gran diversidad de satélites. La mayor parte de éstos ha sido y es empleada para brindar servicios de telecomunicaciones, tanto nacionales como internacionales. La vida útil de cada uno de estos aparatos depende de varios factores, pero el principal es su reserva de combustible y cómo lo administran los operadores desde su centro de control respectivo en la Tierra. Por tal razón, algunos satélites han funcionado durante 7, 8, 9 ó 10 años, antes de ser reemplazados por otros de nueva generación que, naturalmente, llevan integrada una tecnología más moderna y por lo general están diseñados para tener una vida útil más larga. Así, por ejemplo, México utiliza ahora sus satélites de segunda generación, Canadá emplea su sistema de quinta generación, y el consorcio internacional Intelsat comenzó el año pasado a usar sus aparatos de octava generación.

Es evidente que cada sistema posee características muy particulares, acordes con los servicios que proporciona, sus frecuencias de transmisión y recepción, su capacidad eléctrica, potencia de radiación y cobertura geográfica. En la actualidad hay tres bandas de frecuencia que son las más empleadas por estos satélites: L, C y Ku.¹ La banda L ha sido asignada por la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT) para el servicio móvil, aunque no todos los sistemas la emplean,

pero sí por ejemplo Optus (Australia), Solidaridad (México) y MSAT (los Estados Unidos). Las bandas C y Ku se destinan al servicio fijo (telefonía, datos, música y televisión) y hay muchos satélites híbridos, es decir, que utilizan de manera simultánea ambas bandas. Nuevamente, Solidaridad, Panamsat e Intelsat son tan sólo algunos ejemplos de sistemas híbridos, pero en forma adicional, la banda Ku posee un rango de frecuencias variable, según el continente del que se trate, asignada muy particularmente para el servicio de DBS, es decir, la radiodifusión directa de TV de alta potencia, como Astra (Europa), DBS y Echostar (los Estados Unidos) y Galaxy (América Latina), que son algunos sistemas representativos de este último servicio.

Existe otra banda de frecuencias aún mayores que las anteriores, denominada Ka. Esta banda se utiliza ya en algunos satélites experimentales, por ejemplo, el ACTS de la NASA en los Estados Unidos, el N-Star en Japón y el Italsat en Italia. Varias compañías en el mundo piensan iniciar el uso de estas frecuencias a más tardar en el año 2000, y se vislumbra un gran futuro comercial para la banda Ka, especialmente porque tiene siete veces el ancho de banda de sus contrapartes las C o Ku, lo cual permitirá transmitir cantidades de infor-

¹ Algunos países, aunque pocos, como la India, también utilizan la banda S para la difusión televisiva a los poblados.

Tabla 1
Algunos de los principales sistemas internacionales o regionales de satélites civiles de comunicaciones que funcionan actualmente en la órbita geoestacionaria y su cobertura por zonas

América	Europa	Asia	Resto del mundo	Privado	Número aprox. de satélites
Intelsat	Intelsat	Intelsat	Intelsat	no	20
Gorizont	Gorizont	Gorizont	Gorizont	no	8
Raduga	Raduga	Raduga	Raduga	no	3
—	Ekrán	Ekrán	Ekrán	no	2
—	Eutelsat	—	—	no	6
—	—	Arabsat	—	no	2
Solidaridad	—	—	—	no	2
Anik	—	—	—	sí	4
Brazilsat	—	—	—	no	3
—	—	—	Palapa	sí	5
Hispasat	Hispasat	—	—	sí	2
Nahuelsat	—	—	—	sí	1
Panamsat	Panamsat	Panamsat	Panamsat	sí	4
—	Astra	—	—	sí	5
—	—	Asiasat	Asiasat	sí	2
Telecom	Telecom	—	—	no	4
—	Turksat	Turksat	—	no	2
—	—	Thaicom	—	sí	2
—	—	JCSat	—	sí	3
TDRS (NASA)	TDRS	TDRS	TDRS	no	5

mación todavía mucho mayores que las que se manejan actualmente. Es posible que la tercera generación de los satélites mexicanos incluya esta tecnología dentro de algunos años.

Como puede verse, resulta muy complejo llevar un seguimiento de todos los sistemas que hay en el mundo, de los lanzamientos de satélites de reemplazo de nueva generación, de los datos sobre la vida útil de cada uno de ellos, de las potencias que manejan, de sus bandas y frecuencias específicas, de la manera como están divididas (número de transpondedores), de los servicios que proporcionan, y de muchos otros factores. Sin embargo, conviene tener una idea de cuáles son los principales sistemas civiles que funcionan actualmente en la órbita geoestacionaria (véase tabla 1). Una gran parte sigue siendo propiedad de los gobiernos o de compañías telefónicas en las que éstos son accionistas importantes, pero también hay muchos que pertenecen en su totalidad a la iniciativa privada. Más adelante se comentará sobre los usos inminentes de otros tipos de órbita para sistemas mundiales de telecomunicaciones, específicamente las órbitas bajas e intermedias.

Obsérvese que la tabla 1 sólo es representativa, pues varios de los sistemas incluidos en ella fueron construidos ini-

cial o primordialmente para dar servicio doméstico pero, por razones comerciales, también tienen un porcentaje de su capacidad destinada al servicio internacional, en especial si son satélites de una generación superior. Dentro de estos últimos están, por ejemplo, Solidaridad (México), Anik (Canadá), Hispasat (España), Telecom (Francia), Thaicom (Tailandia), JCSat (Japón), Turksat (Turquía), Nahuelsat (Argentina), Brazilsat (Brasil) y Palapa (Indonesia). En la figura 1 se concentran las huellas de iluminación de los diferentes haces radiados por los satélites Solidaridad, Hispasat, Brazilsat, Nahuelsat, Anik, Palapa, Panamsat y Astra.

Otros sistemas de uso doméstico

Por lo que se refiere a los sistemas de satélites empleados fundamentalmente en la actualidad para el servicio doméstico, ya sea éste fijo tradicional o de DBS -también llamado DTH-, se pueden mencionar los de los Estados Unidos, el Morelos 2 de México, el Optus de Australia y el Italsat de Italia, entre otros. En la tabla 2 se indican algunos de los principales sistemas de este tipo, pero debe tomarse en cuenta que durante cada mes que transcurre puede haber un reemplazo o la colocación de

Tabla 2
Algunos de los principales sistemas domésticos de satélites civiles de comunicaciones, que funcionan actualmente en la órbita geoestacionaria

Algunos sistemas de la Tabla 1 también dan servicio doméstico, como el Solidaridad (México) y el Telecom (Francia).

Nombre de los satélites	País	Propietario	Número de satélites
Morelos 2	México	SCT	1
DFS Kopernikus	Alemania	D. Telekom	3
Optus	Australia	Opt. Comms.	3
Gstar y GE	Estados Unidos	GE Americom	5
Satcom y Spacenet	Estados Unidos	GE Americom	7
Orión	Estados Unidos	Orion Sat.	1
SBS, DBS y Galaxy	Estados Unidos	Hughes Comms.	13
Echostar	Estados Unidos	Echostar Comms.	2
Telstar y Aurora	Estados Unidos	AT&T Skynet	4
Temposat	Estados Unidos	Tempo Satellite	1
BS y CS	Japón	TAO	5
N-Star	Japón	Nippon T. T.	2
Superbird	Japón	Space Comms.	2
Italsat	Italia	Telespazio	2
AMOS	Israel	Is. Air. Ind.	1
Apstar	Hong Kong	Asia P. Tel. S.	2
Insat	India	ISRO	4
Sirius	Suecia	Nordiska Sat.	1
TDF	Francia	Teledif. France	2
Thor	Noruega	Norw. Telecom	1

un satélite adicional, por lo que de nuevo estos datos sólo deben tomarse como indicativos a marzo de 1997, fecha de redacción de este artículo. De dichos satélites, los DBS, Echostar, Tempo y TDF, por ejemplo, están dedicados de manera exclusiva a la transmisión de televisión directa en la banda Ku, con amplificadores de muy alta potencia. El sistema Orión también se emplea para servicio fijo internacional entre Norteamérica y Europa, compitiendo de esta forma con el consorcio Intelsat. En la figura 2 se ilustra la distribución aproximada de los satélites geoestacionarios civiles de comunicaciones que operan en la actualidad, donde

se observa que la altitud de cada satélite sobre el nivel del mar es aproximadamente del triple del diámetro de la Tierra, y cada aparato se desplaza de modo ininterrumpido sobre un plano que coincide con el ecuador terrestre, a una velocidad de 3 km/segundo, en el mismo sentido de rotación del planeta.

Comunicaciones móviles en la banda L

El consorcio más grande del mundo es Inmarsat, que brinda servicios de comunicación con unidades móviles como aviones, barcos y vehículos terrestres. Actualmente cuenta con seis satélites geoestacionarios, distribuidos sobre los océanos y entre sus planes de expansión está el de iniciar la operación de un nuevo sistema para comunicaciones personales, denominado ICO, sólo que en este caso los satélites estarán en órbitas intermedias. Otros satélites geoestacionarios dedi-

cados en exclusiva al servicio móvil en la banda L, al igual que los de Inmarsat, son los dos aparatos del consorcio AMSC de los Estados Unidos y Canadá. Asimismo, algunos otros sistemas geoestacionarios dedicados principalmente al servicio fijo usan una pequeña parte de su potencia para el servicio móvil. Solidaridad, por ejemplo, tiene equipos de amplificación y transmisión, destinados a brindar este servicio en la banda L dentro del territorio nacional mexicano (véase fig. 1).

El principal problema que presentan actualmente los sistemas satelitales geoestacionarios que operan en la banda L es que no pueden emplearse unidades personales portátiles para comunicarse a través de ellos. Esto se debe a que el trayecto de ida y vuelta de las señales es aproximadamente de 72 mil km., lo cual las atenúa de manera drástica, y sólo es posible detectarlas y utilizarlas con unidades de transmisión muy potentes, que posean antenas de alta ganancia y disposi-

tivos de recepción muy sensibles. Tal problema no representa obstáculo alguno para un avión, un barco o un automóvil, pero sí para una persona que quiere desplazarse con comodidad, portando su unidad de tipo teléfono celular, mismo que deberá tener un costo razonable.

La solución no es del todo sencilla tecnológicamente hablando, pues para reducir la atenuación no hay otra forma que la de aminorar la longitud del trayecto de la señal. Es decir, hay que acercar el satélite al usuario, pero esto implica que dicho satélite dejará de ser geoestacionario y sólo será visible desde un punto de la Tierra durante minutos u horas, según la altitud del artefacto. Con el fin de que las comunicaciones no se interrumpan debido a este hecho inevitable de visibilidad breve, varias empresas del mundo han decidido emplear "constelaciones" de satélites, como la del sistema ICO arriba mencionado.

El espacio extraterrestre se verá poblado por diversas constelaciones de satélites de tamaño medio, para brindar, instantáneamente y a toda hora, comunicaciones personales en todo el planeta

En la figura 3 se muestran las altitudes relativas, a la misma escala, de las órbitas bajas e intermedias en comparación con la geoestacionaria. Es evidente que mientras más bajo esté un satélite (órbita baja), las unidades portátiles personales para comunicarse con él serán más ligeras y económicas, puesto que tanto la distancia de ida como la de regreso son comparables al trayecto de la ciudad de México a Monterrey. Es decir, la señal se atenúa poco, la unidad puede tener una antena de baja ganancia y transmitir escasa potencia y, además, el tiempo de retraso es similar al de un enlace terrestre por fibra óptica. Sin embargo, como ya se dijo antes, cada satélite sólo es visible durante un corto tiempo y, para que la comunicación no se interrumpa, otro que aparezca en el horizonte ten-

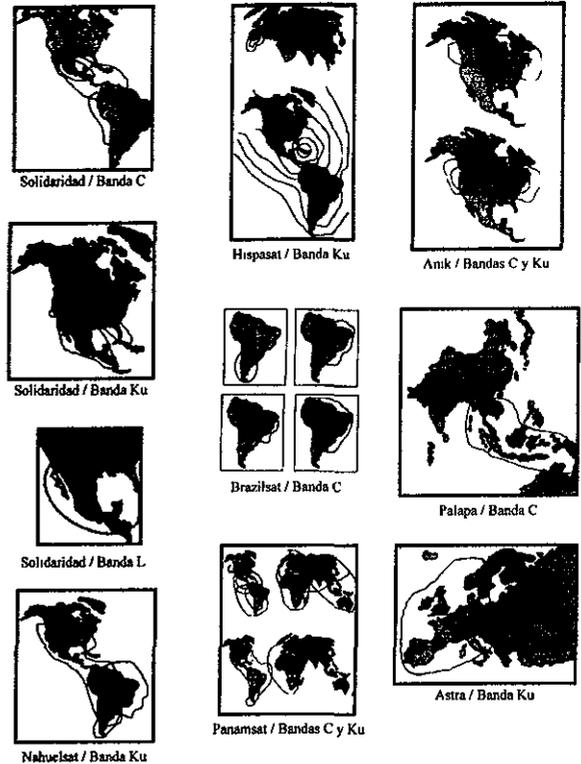


Figura 1. Huellas de iluminación de algunos sistemas.

drá que retomar el enlace. La operación es similar a la de la telefonía celular terrestre, sólo que en este nuevo caso las señales se pueden transmitir directamente de un satélite a otro (sin regreso a Tierra o múltiples saltos), hasta que lleguen al satélite orientado en ese momento hacia el destinatario, y este proceso de relevos sucesivos debe mantenerse durante todo el tiempo que dure el enlace. Desde luego, estos novedosos satélites tendrán antenas para comunicarse con sus similares y otras más para hacerlo con la Tierra, en bandas de frecuencias diferentes.

Debido a que el funcionamiento de estas constelaciones se basa en el ya viejo concepto de la telefonía celular terrestre, no es de extrañar que poderosas empresas mundiales, como Motorola, por ejemplo, estén invirtiendo en este nuevo negocio. Todos los estudios de mercado que se han hecho señalan que el servicio móvil personal tendrá un auge mundial muy importante, particularmente al aplicarlo en negocios, investigaciones, trabajos de campo y militares, policía y seguridad, emergencias y servicios de rescate, turismo, transportación marítima, terrestre y aérea, y además en las áreas rurales de todos los países en desarrollo que no cuentan con la debida infraestructura terrestre.

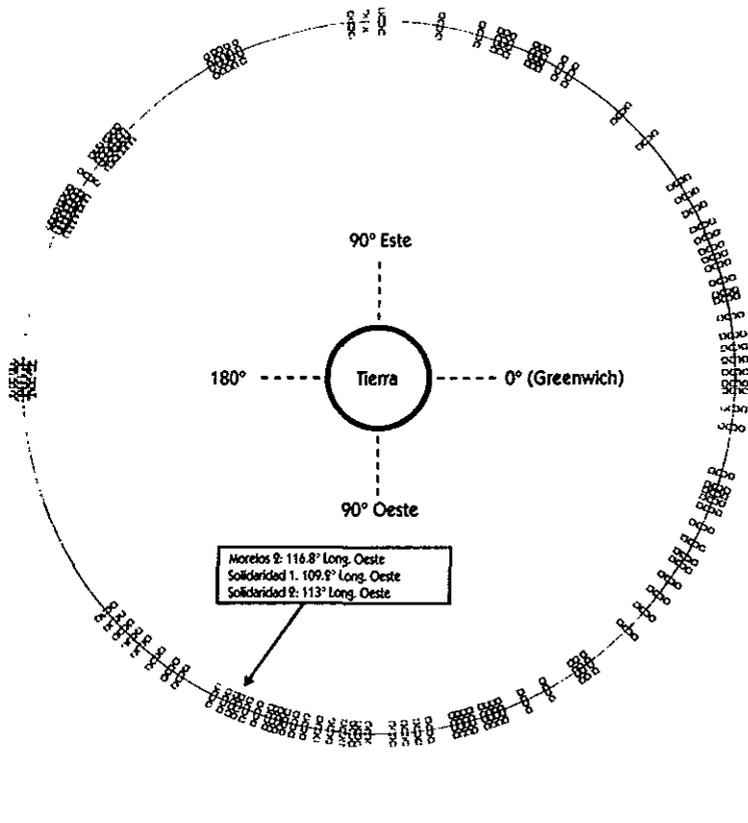


Figura 2. Distribución aproximada de los satélites geoestacionarios civiles de comunicaciones que operan actualmente.

La televisión digital por satélite ha tenido un éxito asombroso en los Estados Unidos y ahora busca nuevos mercados en América Latina

El servicio de DBS en la banda Ku es nuevo en América, pero esta industria ya existe desde hace un decenio en lugares como Europa y Japón, mientras que desde los ochenta en los Estados Unidos se comercializó de manera intensiva la radiodifusión de televisión analógica en la banda C, originalmente con señales sin codificar. Esto condujo a una guerra de piratería que duró varios años, hasta que las señales fueron codificadas, pues muchos usuarios, incluyendo millones en Canadá y México, instalaban sus platos parabólicos, recibían los canales de TV y no pagaban renta alguna.

En una segunda etapa de la radiodifusión televisiva, el servicio digital se inició formalmente en los Estados Unidos en 1994, con el lanzamiento del servicio DirecTV. Este y otros sistemas digitales (que implican platos pequeños y banda Ku) compartirán el mercado de la televisión con sus contrapartes analógicas (platos grandes y banda C), así como con las compañías terrestres por cable, mismas que estudian la posibilidad de digitalizar también sus transmisiones para aumentar el número de canales que ofrezcan a sus clientes a fin de poder conservarlos.

Los satélites que actualmente transmiten televisión digital en la banda Ku son aparatos de muy alta potencia, construidos especialmente para eso; sus amplificadores manejan potencias de transmisión del orden de 100 watts o más, lo que hace posible que los usuarios puedan recibir los canales de TV con alta calidad a través de antenas pequeñas, del orden de medio metro de diámetro, a pesar de que en la banda Ku

En la actualidad se están desarrollando diversos proyectos para colocar en órbita varias de estas constelaciones. Algunos están más avanzados que otros, y en la tabla 3 se indican los más importantes hasta el momento. Como puede apreciarse, las constelaciones de órbitas intermedias tendrán menos satélites que las de órbitas bajas, lo cual es fácil de entender si el lector imagina que está sosteniendo una lámpara de mano, equivalente al satélite que ilumina la Tierra, que conforme la acerca al piso o a la pared, la huella de su iluminación se reduce, o sea, que mientras más cerca estén los satélites mayor necesidad se tiene de ellos para cubrir total y simultáneamente al planeta. Esto desde luego aumenta el costo de la constelación, pero reduce al mismo tiempo el costo de las unidades personales por la corta distancia de propagación. Resulta importante aclarar que los satélites de cada constelación estarán repartidos por grupos en diversas órbitas, que tendrán diferentes ángulos de inclinación respecto al plano ecuatorial. Así, por ejemplo, en la figura 4 se ilustra la distribución aproximada de los 10 satélites del sistema ICO.

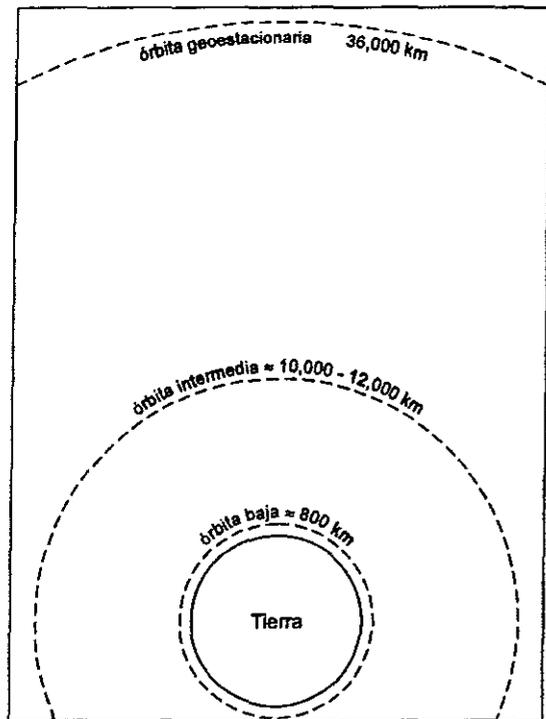


Figura 3. Altitudes típicas de las órbitas bajas e intermedias en comparación con la órbita geoestacionaria.

las atenuaciones son mayores que en la banda C (servicio tradicional), pues es bien sabido que la atenuación por propagación aumenta con la frecuencia.

La banda Ka dejará de ser experimental y pronto habrá muchos sistemas satelitales que la utilizarán para transmisiones de banda ancha

Durante varios años se ha estado experimentando con satélites geoestacionarios que transmiten y reciben en la banda de frecuencias Ka. Cabe mencionar, en orden cronológico, a los satélites Olympus (Agencia Espacial Europea), Italsat 1 (Agencia Espacial Italiana) y ACTS (NASA). Las pruebas continúan, transmitiendo datos, voz y video digitalizados, que se integran en paquetes con enormes cantidades de información, regenerables a bordo del satélite y conmutables entre transpondedores y haces dirigibles de iluminación. Son los ejem-

plos pioneros de lo que serán, en un futuro próximo, los satélites "inteligentes". Entre otros proyectos, por ejemplo, la Agencia Espacial Europea lanzará, en el año 2000, el satélite Artemis que no solamente realizará funciones de procesamiento a bordo y transmisiones en la banda Ka, sino que efectuará experimentos de enlace intersatelital, comunicándose por láser con otro satélite (*Spot* de nueva generación, con percepción remota y en órbita baja).

Los principales problemas tecnológicos que se ha tenido que ir resolviendo para poder explotar provechosamente esta preciada banda Ka, varias veces superior en capacidad a las ya tradicionales y convencionales C y Ku, consisten en atenuar por propagación y por lluvia el ruido, la potencia de los transmisores y, en términos generales, la estabilidad, la rapidez y la confiabilidad de todos los dispositivos electrónicos que integran un satélite operativo. Pero los avances han llegado ya a un punto de madurez tal, que tan sólo en los Estados Unidos la FCC (organismo regulatorio, equivalente a la COFETEL/SCT de México en el terreno de las telecomunicaciones) ha recibido más de una docena de solicitudes de diferentes empresas, que quieren lanzar satélites que funcionen en dicha banda. Y no sólo hay planes para utilizarlos en la órbita geoestacionaria sino también en constelaciones de órbitas bajas, como el proyecto Teledesic, que consistiría de 840 satélites y sería una red digital de alta velocidad mundial por satélite, equivalente a todas las redes terrestres de fibra óptica integradas. En la tabla 4 se indican algunos de los principales proyectos de diversas empresas estadounidenses, varias, inclusive, que parecen urgidas de tener sus satélites ya en órbita y funcionando hacia el año 2000, como el M-Star, por ejemplo, con una constelación de 72 aparatos en órbita baja.

Desde luego, en otros lugares del mundo también se están preparando para utilizar comercialmente la misma banda Ka, pues hay que recordar que el mercado no sólo incluye al satélite en sí, sino los equipos terrestres que pueden ser miles o millones, según el caso. Esto implica el crecimiento de las industrias aeroespaciales y su permanencia en el dominio de la tecnología de punta; así, por ejemplo, la empresa europea *Matra Marconi* está desarrollando su proyecto WEST (*Wideband European Satellite Telecommunications*) que, de a-

Tabla 3
Principales constelaciones de satélites de comunicaciones móviles personales, que entrarán en operación antes de o hacia el año 2000

Sistema	Propietario	Número de satélites	Órbita	Altitud promedio (km)	Banda de frec.	Servicios	Primeros lanzamientos	Sistema en operación
Iridio	Motorola	66	Baja	780	L	Voz, fax, datos y radiolocalización	1997	1998
Globalstar	Globalstar	48	Baja	1 390	L	Voz, fax, datos y radiolocalización	1997	1998
Orbcomm	Orbital Sciences	36	Baja	775	VHF	Mensajes y radiolocalización	1995	1997
ICO	ICO Global Comms.	10	Inter-media	10 355	L	Voz, fax, datos y radiolocalización	1998	1999
Odyssey	TRW	12	Inter-media	10 550	L	Voz, fax, datos y radiolocalización	1998	2000

cuerdo con sus planes, constará de una constelación de nueve satélites de órbita intermedia en combinación con otro geoestacionario, y serán lanzados a partir del año 2003.

Todo lo anterior indica que los sistemas de la banda Ka, además de novedosos podrían ser sumamente lucrativos. Por ello, indiscutiblemente, la iniciativa privada representa un papel de gran importancia en todos los nuevos sistemas satelitales, ya que se requieren inversiones muy fuertes del orden hasta de varios miles de millones de dólares. Pero también hay otras razones por las cuales los gobiernos han ido permitiendo la privatización de estos servicios, e incluso han vendido sus propios sistemas. Así, el lector quizá se preguntará qué efectos tiene esta tendencia mundial de privatización.

Aspectos más relevantes de los sistemas de participación privada

Las decisiones de privatización tienen como objetivo acelerar el desarrollo y hacer más eficientes las telecomunicaciones nacionales, así como establecer las condiciones que permitan participar en los mercados globalizados con la fuerza necesaria. Este punto destaca, ya que las políticas mundiales de desregulación han eliminado las fronteras entre sistemas satelitales domésticos, regionales e internacionales, de acuerdo con lo expuesto al inicio de este artículo, y la demanda de nuevos servicios ha crecido sustancialmente. Un común denominador es que los gobiernos se mantienen como entes reguladores que fijan las normas y políticas conforme a los objetivos e intereses propios de cada país. En dichas privatizaciones se observa también la presencia de empresas de

servicios de telecomunicaciones, tales como telefonía y televisión, con participaciones importantes en las sociedades respectivas. Asimismo, es común observar la participación de empresas de tecnología satelital, por su importancia en el desarrollo de los distintos proyectos, así como para dinamizar la industria al ampliar las posibilidades de transferencia de tecnología. El otro actor importante en los esquemas privatizadores es el sector financiero.

En cuanto a los esquemas utilizados, se presenta en varios casos la modalidad de licencias o concesiones, mientras que en otros, los gobiernos crean empresas con responsabilidad limitada y participación privada, restringiendo la participación gubernamental a la de ente regulador. En los sistemas más antiguos, los efectos de la privatización han sido exitosos en términos financieros, manteniendo los intereses de seguridad nacional y de aplicaciones sociales, de acuerdo con las políticas gubernamentales respectivas. En los sistemas más recientes se observa un acelerado crecimiento en pocos años, pues las privatizaciones realizadas, que combinan a empresas de servicios de telecomunicaciones y empresas de tecnología con grupos o entidades financieras, logran establecer esquemas tarifarios competitivos en beneficio de todos los participantes de la industria.

Todos los sistemas han requerido de fuertes inversiones para alcanzar mejores niveles de comunicación, y la opción para hacerlo ha sido abrir el mercado a la libre competencia, atrayendo inversiones extranjeras dentro del marco regulatorio que cada país define para contar con servicios de calidad a mejor precio. La experiencia en estas privatizaciones ha sido la disminución de las tarifas, las mejoras en el servicio y el aumento de la demanda.

Tabla 4
Principales proyectos estadounidenses actuales de sistemas satelitales en la banda Ka

Nombre	Empresa	Orbita
Spaceway	Hughes	Geostacionaria
Astrolink	Lockheed Martin	Geostacionaria
CyberStar	Loral	Geostacionaria
Voice Span	AT&T	Geostacionaria
Millenium	Motorola	Geostacionaria
M-Star	Motorola	Baja / constelación
Teledesic	Teledesic	Baja / constelación

dad de capacidad satelital suficiente y adecuada para redes de seguridad nacional y para prestar servicios de carácter social. En virtud de lo anterior, el concesionario tendrá que reservar un porcentaje de la capacidad satelital total

Análisis del sistema satelital mexicano en el contexto de la apertura a la privatización²

Marco legal

El 3 de marzo de 1995 entró en vigor la reforma al cuarto párrafo del artículo 28 de la Constitución, en virtud de la cual se establece la facultad del Estado para otorgar concesiones a los particulares en lo referente a la actividad de la comunicación vía satélite, es decir, dicha comunicación dejó de ser una actividad reservada de manera exclusiva a éste. Posteriormente, el 8 de junio del mismo año, entró en vigor la Ley Federal de Telecomunicaciones (LFT), la cual, entre otros aspectos, permite a la Secretaría de Comunicaciones y Transportes (SCT), otorgar concesiones sobre posiciones orbitales geostacionarias y órbitas asignadas al país, explotar sus respectivas bandas de frecuencia, así como los derechos de emisión y recepción de señales de bandas de frecuencias asociadas a sistemas satelitales extranjeros que cubran y puedan prestar servicios en el territorio nacional. La LFT establece que únicamente podrán ser titulares de estas concesiones personas físicas o morales de nacionalidad mexicana, en la inteligencia de que la participación de capital extranjero en las sociedades mexicanas no podrá exceder del 49 por ciento.

Cabe mencionar que, de acuerdo con lo establecido en el artículo 56 de la LFT, los concesionarios de posiciones orbitales geostacionarias y órbitas satelitales asignadas al país tienen la obligación de poner un satélite en órbita a más tardar en cinco años, contados a partir de la fecha en que se haya otorgado la concesión, salvo lo previsto en la misma. Asimismo, la LFT establece la obligación de la SCT de asegurar, en coordinación con otras dependencias, la disponibili-

para satisfacer estas últimas condiciones.

Por lo que se refiere a las concesiones para explotar los derechos de emisión y recepción de señales de satélites extranjeros, cabe mencionar que, en abril de 1996, México suscribió con los Estados Unidos, el Tratado de Reciprocidad Relativo a la Transmisión y Recepción de Señales desde Satélites Mexicanos y de Estados Unidos de América, y en noviembre del mismo año se formalizó el protocolo para servicios satelitales. Finalmente, con objeto de completar el marco regulatorio del Sistema Satelital Mexicano, se deberá elaborar el Reglamento de la LFT correspondiente, trabajo que está actualmente en proceso.

Áreas de negocios

El sistema satelital mexicano cuenta con siete áreas de negocios:

1) *Servicio fijo*, que incluye servicios nacionales e internacionales de comunicaciones para terminales fijas que manejan servicios de voz, datos, radio y televisión, utilizando los satélites Morelos 2, Solidaridad 1, Solidaridad 2 y los satélites Intelsat.³

2) *Servicio móvil*, que consiste en servicios de comunicaciones para terminales móviles que transmiten voz y datos con cobertura nacional, utilizando la banda L de los satélites Solidaridad; cobertura internacional, con los satélites Inmarsat,³ y en un futuro el sistema ICO con cobertura mundial.

3) *Telepuertos de servicio fijo*: a) dos telepuertos fijos ubicados en la ciudad de México y en Tulancingo, Hgo.; b) 12 estaciones terrenas ubicadas en las principales ciudades del país, y c) ocho estaciones terrenas transportables.

4) *Posiciones orbitales para satélites de difusión directa (DBS)*, que consta de las posiciones de 69°, 78°, 127° y 130°

² Durante 1997 se está llevando a cabo el proceso de privatización de los satélites mexicanos, propiedad a la fecha del gobierno federal.

³ México es miembro de los consorcios internacionales Intelsat e Inmarsat.

longitud oeste, para el servicio de difusión directa a los hogares, con cobertura estratégica sobre América, las cuales están vacantes y serán subastadas al mejor postor.

5) *Nuevas posiciones orbitales y ampliación de la capacidad de las tres actuales para servicio fijo*, que cuenta con las posiciones de 105°, 127°, 138° y 145° longitud oeste, y la ampliación de las tres actuales, en proceso de negociación con la UIT.

6) *Posiciones orbitales para el sistema de satélites Megasat en la banda Ka*, que incluye las posiciones de 15°, 23°, 31°, 100°, 116°, 130° longitud este, y las de 85°, 95° y 104° longitud oeste, y que ya han sido solicitadas por México a la UIT.

7) *Acciones de inversión en Intelsat, Inmarsat e ICO*, en el cuadro 1 se proporciona una breve cronología del uso de satélites en México.

Potencialidades y retos

En general, los satélites de telecomunicaciones son un negocio atractivo si se toman en cuenta los ingresos que se obtienen anualmente por renta o venta de transpondedores que, comparados con los costos de adquisición y operativos, dan un importante margen de utilidad. La ubicación estratégica de las posiciones orbitales del sistema satelital mexicano y la creciente demanda de servicios, tanto nacional como de los diversos países de América Latina y los Estados Unidos, hacen que las expectativas en este negocio sean especialmente favorables.

En América Latina, la penetración del servicio de DTH y cable a los hogares es menor al 10%, habiendo un mercado con 78 millones de hogares, por lo que el potencial de crecimiento es muy amplio. En este mercado se competirá con Intelsat, Panamsat, Galaxy Latinoamérica, Nahuelsat y Brazilsat, pero adicionalmente hay que considerar el mercado que

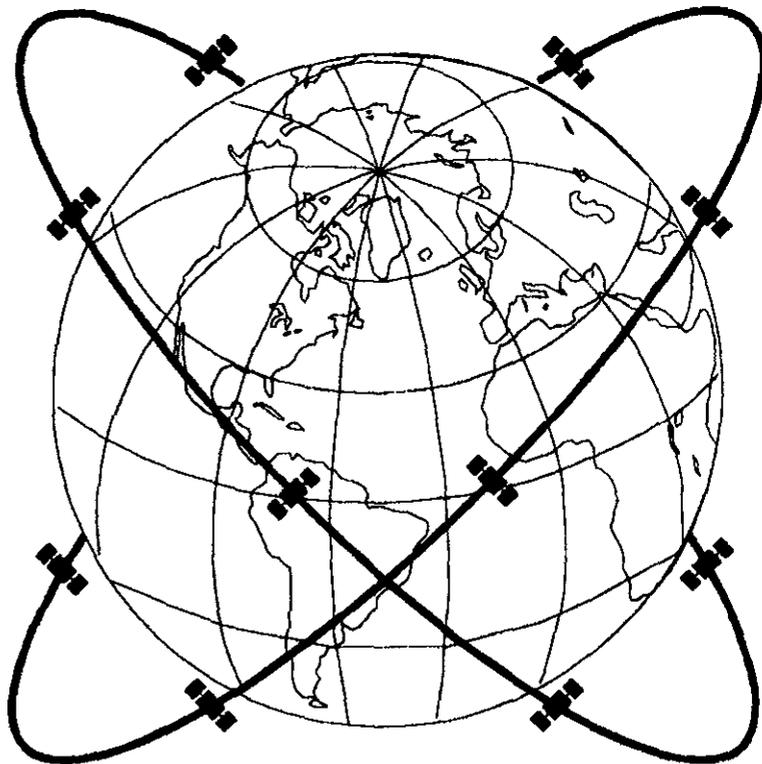


Figura 4. El sistema ICO tendrá 10 satélites distribuidos en dos planos orbitales (cinco por plano). Cada plano tendrá un ángulo de inclinación de 45° con respecto al ecuador.

representa la población de habla hispana en los Estados Unidos.

En un análisis de rentabilidad preliminar, los flujos de efectivo del sistema satelital mexicano hasta el año 2007, considerando la demanda esperada así como la inversión total y los costos y gastos operativos a precios constantes, se estima una tasa interna de retorno superior al 20%, que se considera muy aceptable para un proyecto de estas características.

Conclusiones y retos del futuro sistema satelital mexicano

Competencia

El potencial de crecimiento debe aprovecharse adecuadamente, ya que un reto importante en las diversas regiones de América es la reciente competencia surgida en el mercado latinoamericano con los satélites Nahuelsat, Brazilsat, y los consorcios Intelsat y Panamsat, con flotillas de 24 y cuatro satélites respectivamente, de los cuales Intelsat dedica cuatro y Panamsat dos a la región, así como la madurez de la industria satelital en los Estados Unidos. Se requiere, basándose en una mercadotecnia agresiva, bases de servicio de calidad y tarifas com-

petitivas, para incrementar el número de clientes y para hacer el negocio cada vez más rentable, con objeto de participar en el desarrollo de la infraestructura satelital de la región. En el caso particular de las tarifas se deben establecer esquemas más flexibles que incluyan descuentos por tiempo contratado, y fijar la tarifa de acuerdo con criterios internacionales por tipo de servicio, dependiendo del grado de disponibilidad que se requiera.

Aun cuando los nichos de mercado están bien definidos para los sistemas satelitales y las fibras ópticas, en algunos servicios digitales se tendrá una competencia mutua, especialmente por el amplio crecimiento de las redes de fibra óptica que se ha tenido en México. Así, se deberá mantener una plantilla de personal técnico-operativo de alta capacidad, para lo cual es necesario establecer niveles laborales competitivos en relación con el mercado nacional e internacional de las telecomunicaciones.

Regulación

Pese a la tendencia mundial de desregulación de la industria de las telecomunicaciones, siempre existirá la posibilidad de cambios en las legislaciones locales o extranjeras que afecten el desarrollo comercial del sistema. En este sentido, las autoridades mexicanas desempeñarán un papel muy importante en la protección de los intereses nacionales ante otros gobiernos y organizaciones internacionales de comunicación satelital.

Tecnología

Uno de los factores que darán competitividad al sistema es la utilización de tecnologías modernas en todo momento, lo cual resalta la importancia de que las empresas de tecnología y de comunicación participen en el sistema, así como asegurar las inversiones que se requerirán en el mediano y largo plazos; para ello, deberá incrementarse la investigación y el desarrollo tecnológico en las universidades. Entre otros estudios relevantes en este campo cabe mencionar los subsistemas de los satélites (mejoras en la alimentación de antenas, eficiencia de conversión de energía solar a eléctrica y distribución de ésta internamente, tipos de combustible y uso óptimo de los mismos, regeneración de señales y conmutación digital a bordo, configuración de los elementos de radiofrecuencia), el diseño de estaciones terrenas transmisoras y receptoras, y la recolección de datos estadísticos sobre los efectos de propagación (en especial, la atenuación por lluvia en la nueva banda Ka).

Transcurrirá un periodo mínimo de cinco años antes de poderse determinar si el sistema va en la dirección correcta

Cuadro 1 Breve cronología del uso de satélites en México

- En 1968, México se unió a otros países del mundo, a fin de integrarse al sistema internacional de telecomunicaciones por satélite. En aquellos días inició sus operaciones la estación terrena de Tulancingo, Hgo., enlazándose a través de uno de los satélites ubicados sobre el Océano Atlántico, perteneciente al consorcio internacional Intelsat, del que México es miembro desde 1968.
- En 1985, después de realizar los estudios técnicos y económicos que determinaron la necesidad de México de contar con un sistema propio de satélites, se colocó en órbita y se inició la operación de la primera generación de satélites mexicanos, los Morelos 1 y 2.
- Considerando el crecimiento de la demanda y el reemplazo del satélite Morelos 1, en 1994 se iniciaron las operaciones de la segunda generación de satélites mexicanos: el Solidaridad 1 y el Solidaridad 2.
- La vida útil del Morelos 2 terminará en el segundo semestre de 1998, ya que cuando fue lanzado al espacio se ubicó en una órbita de almacenamiento que le permitió ahorrar combustible y prolongar su vida por cuatro años más. El Morelos 1 dejó de funcionar en 1995.
- Después de realizar estudios y análisis técnicos, legales y económicos, y haber efectuado el concurso respectivo, se seleccionó a Hughes como proveedor del reemplazo del Morelos 2, y Telecomm reservó la ventana de lanzamiento con Arianespace entre julio y septiembre de 1998.
- Los satélites que conforman el sistema satelital mexicano están ubicados en la órbita geoestacionaria, en las posiciones de 109.2°, 113° y 116.8° longitud oeste, y los centros de control se encuentran, el principal, en la ciudad de México y en Hermosillo, Son., el de respaldo.
- La capacidad de los satélites Morelos 2, Solidaridad 1 y Solidaridad 2 es de un total de 92 transpondedores, lo que representaría una equivalencia de 114 de 36 MHz, misma que se incrementará a 130, tomando en cuenta las características del Morelos 3.
- Actualmente, el sistema se utiliza en un 75% aproximadamente, considerando los diversos servicios de televisión, radio, telefonía y datos.

hacia el logro de los objetivos marcados para el país y la industria, por lo que el diseño de la estructura y el funcionamiento del nuevo sistema debe hacerse con una visión de largo plazo. ●