



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERIA

PROYECTO SOLIDARIDAD

T E S I S

que para obtener el título de:

INGENIERA MECANICA ELECTRICISTA

Area Eléctrica - Electrónica
Módulo de Comunicaciones

P r e s e n t a:

ADRIANA SOLEDAD / LOPEZ GARCIA



Director de tesis: Ing. Mario A. Ibarra Pereyra

Mexico, D. F.

Junio de 1997

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN



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.

AGRADECIMIENTOS:

A la Universidad Nacional Autónoma de México que a través de la Facultad de Ingeniería me ha permitido forjar un futuro.

Al Director de este trabajo Ing. Mario A. Ibarra Pereyra, con enorme agradecimiento y aprecio.

A la memoria de mi madre Genoveva García; a mi padre Salvador López; a mis hermanos Angélica, Salvador, Enrique, Ma. del Carmen, Luz Ma., Alma Rosa, Gerardo, Alejandro y Miguel por el buen ejemplo y constante impulso para seguir siempre adelante, así como a todos mis sobrinos que alientan el deseo de superación.

A los compañeros del Centro de Control Primario, especialmente al Ing. Alonso A. Picazo Díaz, quienes colaboraron, apoyaron y entusiasmaron la realización de este trabajo.

A mis amigas Ma. Cristina y Alejandra por su apoyo sincero y motivación.

A Hughes, Arianespace y Telcomm por compartir alta tecnología con México.



UNIVERSIDAD NACIONAL
AUTÓNOMA DE
MÉXICO

ESCUELA DE INGENIERÍA
ELECTRÓNICA

ASUNTO: Designación de Sigetales de Embarcaciones
Proceso 1991.

M.C. SALVADOR LANDEROS AYALA
ING. MARIO ALFREDO IBARRA PEREYRA
DR. RODOLFO NERI VELA
ING. JESUS REYES GARCIA
ING. MARIA JAQUELINA LOPEZ BARRIENTOS

Se permite publicar a quienes sus nombres consten en el padrón de alumnos de la Escuela de Ingeniería Electrónica de la Universidad Nacional Autónoma de México, el nombre de LOPEZ GARCIA ADRIANA SOLEDAD con el número de matrícula 81094613 en el área de INGENIERO MECÁNICO ELECTRICISTA (ÁREA ELÉCTRICA ELECTRONICA) quien ha concluido el curso de "SEÑALES DE EMBARCACIONES" con el número de matrícula 81094613.

Se permite publicar a quienes sus nombres consten en el padrón de alumnos de la Escuela de Ingeniería Electrónica de la Universidad Nacional Autónoma de México, el nombre de LOPEZ GARCIA ADRIANA SOLEDAD con el número de matrícula 81094613.

Se permite publicar a quienes sus nombres consten en el padrón de alumnos de la Escuela de Ingeniería Electrónica de la Universidad Nacional Autónoma de México, el nombre de LOPEZ GARCIA ADRIANA SOLEDAD con el número de matrícula 81094613.

Distintamente,
"POR MI RAZA HABLARA EL ESPERANTO"
del "Universitato" D.F., junio 15 de 1991
EL DIRECTOR

Ing. José Manuel Covarrubias Solís

PROYECTO SOLIDARIDAD

INDICE	Página
1. INTRODUCCION	
1.1 Antecedentes	1
1.1.1 Comparación entre sistemas de satélites y fibra óptica	3
1.2 Objetivo	13
1.3 Panorama General	14
2. EL SEGMENTO ESPACIAL	
2.1 Subsistema de telemetría, comando y rango	19
2.2 Subsistema de propulsión	50
2.3 Subsistema de potencia eléctrica	60
2.4 Subsistema de control térmico	78
2.5 Subsistema de control de orientación	88

2.6	Subsistema de comunicaciones	104
2.6.1	Antenas	104
2.6.2	Banda C	106
2.6.3	Banda Ku	117
2.6.4	Banda L	125
2.7	Integración y pruebas del satélite	134
2.7.1	Plan integral de pruebas	136
2.7.2	Plan de pruebas para la plataforma del satélite	137
2.7.3	Plan de pruebas para la carga útil	139

3. EL SEGMENTO TERRESTRE

3.1	El centro de control primario	143
3.1.1	Subsistema de antenas y RF	146
3.1.2	Subsistema de banda base	149
3.1.3	Subsistema de monitoreo de comunicaciones	155
3.1.4	Laboratorio de pruebas de carga útil	157
3.1.5	Equipo para pruebas en órbita	159

3.1.6	Enlaces entre los centros de control	160
3.2	El centro de control alterno	161
3.2.1	Subsistema de antenas y RF	162
3.2.2	Subsistema de banda base	165
3.2.3	Sistema de monitoreo de comunicaciones	168
4.	LANZAMIENTO	
4.1	Aspectos generales	170
4.2	Operaciones de la misión	173
4.3	Interfases con el vehículo de lanzamiento	189
4.4	Operaciones en el sitio de lanzamiento	192
5.	REPERCUSIONES	
5.1	Sociales	194
5.2	Económicas	198
5.3	Políticas	201
6.	CONCLUSIONES	206
	Bibliografía	I

Indice de figuras

Figura	Título	Página
1.1	Sistema de Satatélites Solidaridad	15
2.1	Subsistema de telemetría, comando y rango	21
2.2	Configuración del satélite en órbita de transferencia	22
2.3	Configuración del satélite en órbita geoestacionaria (antenas desplegadas)	24
2.4	Formato de telemetría modo normal	27
2.5	Formato de trama mayor	27
2.6	Diagrama de bloques de telemetría	30
2.7	Telemetría tipo analógica	31
2.8	Telemetría tipo analógica usando la fuente de 5.12 V	32
2.9	Telemetría tipo condicional analógica	32
2.10	Telemetría tipo binivel	33
2.11	Telemetría tipo binivel condicionada	33
2.12	Interfases de entrada y salida del transmisor de telemetría	36
2.13	Secuencia de tonos de comando RZ-FSK	39
2.14	Interfases de la unidad decodificadora de comandos CDU	39
2.15	Modulador de FM	40
2.16	Diagrama simplificado para comandar	45
2.17	Rango a través del subsistema de telemetría, comando y rango	47
2.18	Localización de los tanques de propergol	52
2.19	Distribución de los impulsores	53
2.20	Diagrama esquemático del subs. de propulsión	54

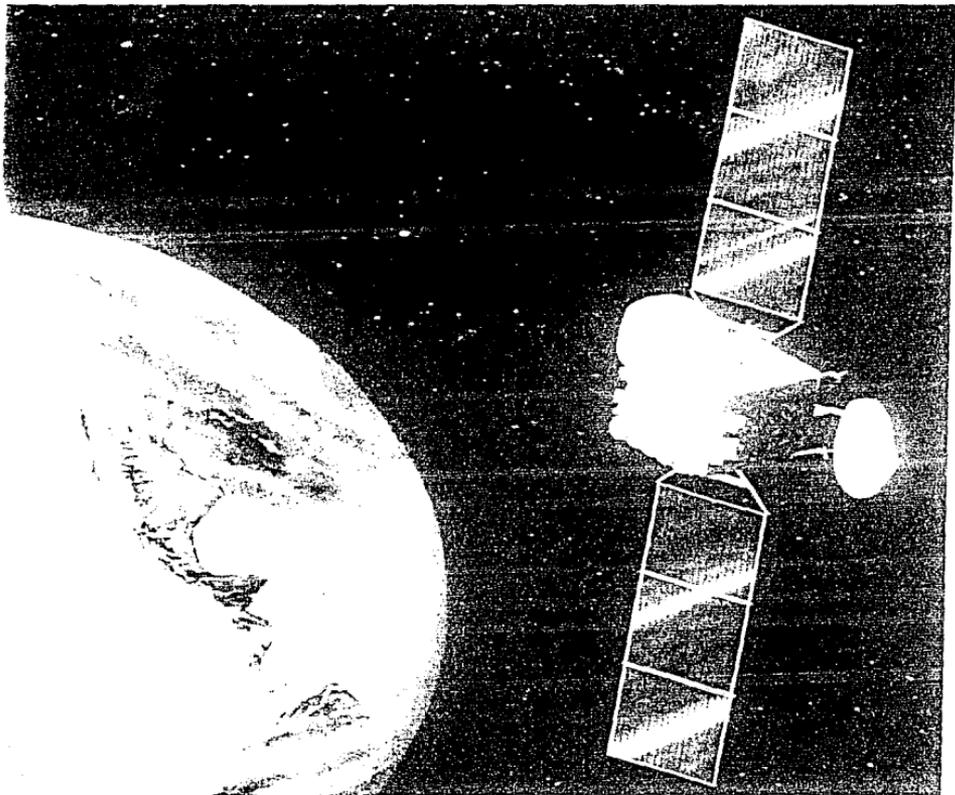
Figura	Título	Página
2.21	Diagrama modular del satélite Solidaridad	61
2.22a	Diseño del arreglo solar	63
2.22b	Construcción del pánel solar	63
2.23	Celda de la batería de Níquel-Hidrógeno	66
2.24	Ubicación de las unidades electrónicas del subsistema de potencia eléctrica	68
2.25	Diagrama de bloques del subsistema de potencia eléctrica	69
2.26a	Páginas de telemetría real del satélite Solidaridad I	72
2.26b	Páginas de telemetría real del satélite Solidaridad II	73
2.27	Duración de los eclipses	75
2.28	Carga solar en el satélite	81
2.29	Conservación de la energía	82
2.30	Tubos de transferencia de calor	85
2.31	Coordenadas del satélite	90
2.32	Diagrama de bloques del subsistema de control de orientación	92
2.33	Transición entre los modos de control del satélite	97
2.34	Configuración de las antenas de los satélites Solidaridad	105
2.35	Cobertura de los satélites Solidaridad en la región R1 de Banda C	107
2.36	Cobertura de los satélites Solidaridad en la región R2 de Banda C	108
2.37	Cobertura de los satélites Solidaridad en la región R3 de Banda C	109
2.38	Plan de frecuencias y polarización de la Banda C	110
2.39	Diagrama funcional del repetidor de Banda C	112
2.40a	Switches tipo C	113

Figura	Título	Página
2.40b	Switches tipo R	114
2.41	Diagrama de bloques del repetidor de Banda C	115
2.42	Cobertura de los satélites Solidaridad en la región R4 de Banda Ku	118
2.43	Cobertura de los satélites Solidaridad en la región R5 de Banda Ku	119
2.44	Plan de frecuencias y polarización de la Banda Ku	120
2.45	Diagrama de bloques del repetidor de banda Ku	123
2.46	Antena tipo corneta para el ULPC	124
2.47	Cobertura de los satélites Solidaridad en la región R6 de Banda L	126
2.48	Arreglo de elementos radiadores de la antena de Banda L	127
2.49	Enlaces de Ida y Regreso del repetidor de Banda L	128
2.50	Plan de frecuencias de la Banda L	129
2.51	Diagrama del repetidor de Banda L	131
3.1	Subsistemas del centro de control primario	144
3.2	Configuración del centro de control primario	147
3.3	Subsistema de cómputo del centro de control primario	152
3.4	Configuración del centro de control alterno	163
3.5	Subsistema de cómputo del centro de control alterno	167
4.1	Cohetes Ariane utilizados para lanzar a los satélites Solidaridad	172
4.2	Restricciones que determinan la ventana de lanzamiento	178

Figura	Título	Página
4.3	Secuencia de eventos para el posicionamiento de los satélites Solidaridad	180
4.4	Geometría para el despliegue de las antenas reflectoras	182
4.5	Geometría para el despliegue de las alas solares	184
5.1	Videoconferencia vía Multipunto (N-vfas)	197
5.2	Posiciones orbitales y colindancia de los satélites mexicanos	203

Indice de tablas

Tabla	Título	Página
1.1	Proveedores de la red de fibra óptica de larga distancia	4
1.2	Proyectos de fibra óptica SDH, 1991-2000	6
1.3	Proyectos de comunicaciones por satélite en México, 1992-1996	8
1.4	Principales líneas de conexión en México por tecnología de acceso	12
2.1	Modos de datos del TEU	29
2.2	Tipos de comandos disponibles	42
2.3	Predicción de Potencia del arreglo solar a 50.9 V	64
2.4	Presupuesto de potencia al final de la vida en estación	64
2.5	Límites de temperatura esperados en vuelo	83
2.6	Modos de control del satélite	94
2.7	Bandas de frecuencia	104
4.1	Características del cohete Ariane 4	175
5.1	Calidad en videoconferencia	196
5.2	Ocupación de los satélites Solidaridad por sector	199
5.3	Factores que determinan el flujo de efectivo	200



CAPITULO 1

INTRODUCCION

1.1 Antecedentes

México se ha distinguido por ser un precursor en el uso de las innovaciones tecnológicas que se han producido en el mundo de las telecomunicaciones. Fue uno de los primeros en incorporar la comunicación vía satélite al integrarse al consorcio Internacional Intelsat, por medio de la puesta en operación de la estación terrena de Tulancingo, Hidalgo en los años sesenta. En 1981 estableció un sistema doméstico con capacidad arrendada a un satélite colocado expreso en la posición de 53° W y desde 1985 forma parte del grupo de países que cuentan con su propio sistema de satélites: Los Morelos I y II, este sistema de comunicación fue un proyecto del gobierno federal, que al ser adquirido por la Secretaría de Comunicaciones y Transportes, permitió ampliar la infraestructura de las telecomunicaciones, satisfaciendo así, las necesidades de servicio del país, además de garantizar su autonomía e independencia en este ramo.

Un sistema de satélites consta de dos segmentos fundamentales: el espacial y el terrestre, el primero se define como el conjunto de estaciones ubicadas en el espacio o satélites de comunicaciones; el segmento terrestre lo constituye el conjunto de estaciones terrenas que se enlazan entre sí por medio del segmento espacial, y que en este caso están ubicadas en la superficie del territorio mexicano.

Los satélites Morelos, girostáticos geostacionarios modelo HS 376, fabricados por la compañía norteamericana Hughes Aircraft Company, con posiciones orbitales nominales de 113.5° y 116.8° longitud oeste respectivamente, se localizan a 36,200 Km de distancia, sobre el plano del ecuador. Su posicionamiento se llevó a cabo el 17 de Junio y el 26 de Noviembre de 1985 desde el Centro Espacial Kennedy, en Florida E.U.A. Utilizando los transbordadores Discovery y Atlantis de la NASA respectivamente; así se inició en México una nueva era en las telecomunicaciones nacionales, ofreciendo el servicio de comunicaciones vía satélite al mercado nacional.

Los eventos antes mencionados dieron como resultado un estímulo sin precedentes a esta industria y a la telemática; con estos nuevos servicios se vieron favorecidos también amplios sectores de la población ofreciendo disponibilidad de canales de comunicación para la conducción de las señales de televisión, teleaudición, telefonía, videoconferencia y transmisión de datos.

Es notable lo mucho que dependemos del servicio satelital, al grado de no poder prescindir de él; por lo anterior resulta necesario el ofrecer mayores capacidades y nuevos servicios acordes con los programas de modernización, que son cada vez más demandantes, ya que un país bien comunicado podrá obtener un crecimiento y desarrollo más acelerado.

La vida útil del satélite Morelos I terminó a principios de marzo de 1994, por lo que era imperativo el reemplazo de éste por un sistema que pueda dar continuidad a los servicios de telecomunicación y que ofrezca una respuesta a la creciente demanda de servicios, que en la actualidad ya no es satisfecha en su totalidad por los satélites nacionales.

Así, la actual administración, a través de Telecomunicaciones de México, organismo descentralizado del gobierno federal, se avocó a la tarea de planear y ejecutar un proyecto, el cual satisfaga las necesidades de la comunidad nacional, tanto presentes como futuras, garantizando la continuidad del servicio, y siendo vanguardista pues ofrecerá servicios ya no solo a nivel nacional, sino regional.

1.1.1 Comparación entre sistemas de satélites y fibra óptica

Mercados de acceso a fibra óptica:

TELMEX inició un programa a mediados de 1994, llamado Fibra-a-los-Negocios. El proyecto, es parte de un contrato de 15 millones de dólares, que conectará alrededor de 140 empresas Mexicanas a una red avanzada de servicios. Este proyecto involucra la instalación de estaciones remotas para que las empresas sean conectadas a la red de conmutación pública vía fibra óptica. AT&T planea instalar su sistema de acceso a red llamado SLC 240, el cual se basa en un multiplexor inteligente colocado en cada terminal remota para permitirle a los clientes el uso de servicios básicos y especiales, tales como enlace con la central, intercambio de información de privado a abierto y transmisión de datos digitales entre oficinas o edificios.

En la segunda parte del contrato, AT&T utilizará su nueva tecnología Generic 6.0 para actualizar sus Sistemas de Acceso Digital de Conexión Cruzada II (DACS II) los cuales constituyen una parte integral de la red de transmisión de fibra óptica de TELMEX. Recientemente TELMEX opera cerca de 100 sistemas DACS II, con los cuales le permite usar a sus clientes la gama de servicios que requieren velocidades de transmisión E-1.

TELMEX no será el único operador que ofrezca fibra-a-los-negocios o instalaciones a las empresas en el futuro. Aunque menos de mil usuarios tuvieron acceso directo a fibra óptica en 1992, alrededor de 163,000 puntos de acceso se espera tener en operación para 1998.

TELMEX dividió su proyecto de 126 Sistemas Terminales de Fibra Optica (FOTS) y 159 estaciones repetidoras de la red de larga distancia de 13,500 Km entre AT&T, Alcatel-Teletra y Fujitsu. La entrada de Fujitsu sorprendió a la mayoría de los industriales del ramo debido a que fue el primer lugar en ventas en México. Es claro que Fujitsu tomó ventaja de la oportunidad de entrar al mercado y probar sus equipos para asegurar que su nombre apareciera en la breve lista de proveedores para la actualización del sistema de Jerarquía Sincrónica Digital (SDH). Sin embargo los proveedores están instalando sus equipos a lo largo del país, las instalaciones de Alcatel dominan la costa del pacífico de México mientras que AT&T domina el norte y centro del país (ver tabla 1.1)

<u>Proveedores de Cable</u>	<u>Km</u>		
AT&T	8,001		
Alcatel	5,435		
<u>Proveedores de FOTS</u>	<u>Terminales</u>	<u>Repetidoras</u>	
AT&T	70	98	
Alcatel-Teletra	32	41	
Fujitsu	24	20	

Fuente: Pyramid Research, Inc.

Tabla 1.1 Proveedores de la red de fibra óptica de larga distancia

Telmex instaló su primer sistema SDH para reducir la congestión de tráfico en la Ciudad de México en la red de unión de fibra óptica (ver tabla 1.2) y para mitigar los efectos de las redes avanzadas para todo el país que los competidores seguramente construirán en el futuro. Asimismo TELMEX ha determinado que no usará sistemas SDH de 155 Mbps ya que sus futuras instalaciones para equipos de transmisión de largo alcance serán exclusivamente de fibra óptica.

Aunque los equipos de transmisión SDH existentes operan para uso punto a punto únicamente, no se ha aprovechado la capacidad de manejo de redes asociadas a esta red SDH. Los planes de Telmex para tender equipo SDH adicional (quizas de 2.5 Gbps), una red inteligente y un equipo de manejo y administración de redes, se han retrasado desde 1993, usando equipos de diferentes proveedores. De acuerdo a la primera fase de la red troncal SDH planeada contratada a finales de 1993, Telmex instalará aproximadamente 170 líneas terminales y repetidores de fibra óptica en 12 ciudades importantes del norte y centro del país. Se espera que estas ciudades estén interconectadas con los sistemas de 2.5 Gbps incluyendo la ciudad de México, Guadalajara, Monterrey, Puebla, Querétaro, San Luis Potosí, Saltillo, Torreón y Ciudad Victoria. Los sistemas existentes de FOTS de 565 Mbps que conectan las ciudades serán reemplazados con los sistemas STM-16.

En la segunda fase de esta red troncal SDH, TELMEX espera instalar 20 nodos adicionales y otorgar estos contratos a finales de 1994 y dadas las características de compatibilidad asociadas a la instalación de su proyecto de sistema administrador en red, Alcatel será seguramente quien gane el contrato. Se pretende que esta fase de la red planeada por TELMEX quede terminada a finales de 1995, y como parte de este plan instalará 9,600 Km de fibra óptica en 1994, uniendo 23 de las 56 ciudades más importantes de México.

Ruta	Longitud (K m)	Estado	Descripción
TELMEX: Enlace troncal de Fibra óptica del Norte hacia Estados Unidos	N D	P	TELMEX reporta planes de expansión de la red de enlaces de fibra óptica del país principalmente a los Estados Unidos
TELMEX: Enlace troncal de Fibra óptica del Sur hacia Guatemala	N D	P	TELMEX espera, extender su red troncal de FO hacia Guatemala para interconectarla con la red digital SDH de América Central.
Banamex/MCI: Red troncal de SDH a todo el país.	11000	P *	Banamex/MCI planea instalar una red de fibra óptica de alta capacidad en todo el país para proporcionar servicios de larga distancia. Asimismo, la red se enfocará en un triángulo formado por la ciudad de México, Monterrey y Guadalajara, y pretende extenderse inicialmente a las 60 ciudades más importantes de México.
IUSACELL/BELL Atlantic/Sprint	10000	P *	IUSACELL/Bell Atlantic planea instalar una red de Fibra óptica de alta capacidad en todo el país para proporcionar servicios de larga distancia. La red será integrada con las redes ya existentes de IUSACELL, DMW, celular, celular compuesta, VAS y la de VSAT de puerto compartido.
TELMEX Red Troncal SDH de Fibra óptica	N D	U	TELMEX esta instalando actualmente sistemas de Jerarquía Sincrónica Digital (SDH) de 2.5 Gbps para que en el futuro los enlaces troncales se conecten a las 12 ciudades más importantes de México.
TELNOR: Redes locales de Fibra óptica (SDH).	N D	U	A principios de 1994, TELNOR finalizó un contrato de 18 millones con Ericsson, el cual incluía el suministro de dos anillos de Fibra óptica de 622 Mbp/s en Mexicali y Tijuana.

Leyenda:

P=Planeado

P*= Planeado, pendiente de la licencia para el servicio

U= en construcción

N D= No determinado

Fuente:

Reportes de compañías.

estimados de Pyramid Research.

Tabla 1.2 Proyectos de fibra óptica SDH, 1991-2000

Mercados de equipo para satélite:

Desde el lanzamiento y puesta en operación del sistema de satélites Morelos, los servicios de conducción de señales via satélite se convirtieron en un sector comercial exitoso en México. La popularidad de tales servicios inspiró a Telecomm a agregar transpondedores y también a incluir una nueva banda L para servicios especializados a su segunda generación de satélites. Los proyectos de satélites más importantes en México se describen en la tabla 1.3

En México, los servicios satelitales son usados principalmente para la transmisión de datos y radiodifusión, además las aplicaciones a la telefonía rural han aumentado en los últimos años. Los vendedores de servicios públicos por satélite incluyen a TELMEX, TELECOMM y Satelitron del grupo IUSACEL. Aunque la nueva ley de inversiones extranjeras de 1993 abrió el mercado de telecomunicaciones en la mayoría de los sectores, las operaciones satelitales permanecen bajo el control del estado hasta 1994.

Tan pronto el sector empresarial mexicano empiece a reconocer las aplicaciones de los servicios satelitales como soluciones efectivas en materia de telecomunicaciones y servicios adicionales a las demandas, el mercado mostrará un enorme crecimiento. La llegada de los servicios de puerto compartido (shared-hub) finalmente dió lugar a que los sistemas de transmisión vía satélite sean más costeadables para las pequeñas empresas. Como resultado de estos cambios, los operadores adicionales empezarán a ofrecer servicios entre 1994 y 1998, permitiendo a los clientes expandirse rápidamente. Telmex, además de su red VSAT (terminal de pequeña apertura) de puerto compartido, utiliza más de 2500 canales satelitales como respaldo de su red telefónica terrestre.

Red	No. Estaciones	Estado	Descripción
TELMEX VSAT Rural	250.300	P	TELMEX planea extender los servicios de telefonía, voz y datos a un gran número de comunidades rurales y ciudades pequeñas a través de instalaciones VSAT. TELMEX espera iniciar las instalaciones en 1995.
TELECOMM: Sistema de Satélites Solidaridad	NA	E	El sistema de Satélites Solidaridad lo constituyen dos satélites idénticos construidos por la compañía Hughes, los cuales han sido lanzados por la compañía Ariáspace, el primero de ellos el 19 de septiembre de 1993 y el segundo el 7 de octubre de 1994.
TELMEX: Telefonía de Sonora	15	E	Actualmente 16 poblaciones tienen servicios telefónicos vía una estación central (hub) localizada en Hermosillo y estaciones terrenas remotas de 3.2 m de diámetro localizadas en la región. La red es transmitida a través de enlaces vía satélite en banda C y utiliza equipos para compresión de voz/datos en sistema ACT para convertir una portadora digital de 64 Kbps a un enlace multicanal de 12Kbps.
Satelitron (RUSACELL/HUGHES): VSAT de puerto compartido	40	E	Satelitron ofrece servicios VSAT de puerto compartido (shared-Hub) a clientes que utilizan algún puerto de la cía. Hughes. El operador ofrece también a sus clientes X.25 y otros servicios de valor agregado.
TELMEX: TDMA VSAT	110	E	AT&T Tridom proporcionó a TELMEX 110 estaciones VSAT's para usar como parte de los servicios de portadoras de puerto compartido VSAT's.
Red pública de TELECOMM: VSATCOMM	500	E	TELECOMM opera a lo largo del país 500 redes VSAT's con configuración estrecha usando una estación maestra Scientific-Atlanta. La red es exclusivamente para enlaces de comunicación de datos.
Red pública de TELECOMM: TDMA/DAMA	12	E	TELECOMM opera una red de alta capacidad llamada TDMA/DAMA, la cual fué proporcionada por Spar Comtel. La red esta constituida por 12 nodos a lo largo del país. Las VSAT's son usadas para la transmisión de voz, datos y video a 60 Mbps.
Red privada de TELECOMM: SCPC/TDMA	250	E	TELECOMM opera servicios de red privada para 250 usuarios, de los cuales 230 están usando enlaces SCPC y 20 utilizan enlaces TDMA.

Leyenda:
P= Planeado
E= Existente

Fuente:
TELMEX, TELECOMM, Estimados de Pyramid Research

Tabla 1.3 Proyectos de comunicaciones por satélite en México, 1992-1996

A mediados de 1994, Inmarsat recibió una licencia de parte del gobierno de México para servicios de telefonía rural utilizando el sistema de satélites de Inmarsat a través de terminales portátiles digitales Inmarsat-M. El gobierno de México otorgó a la organización una licencia para operar 8000 terminales de telefonía móvil para mejorar las comunicaciones en zonas rurales, por lo que Inmarsat proporciona conexiones para línea directa, fax y datos.

Sistemas de satélites Morelos y Solidaridad:

Telecomunicaciones de México (Telecomm), en 1985 adquirió su primera generación de satélites Morelos I y II, los cuales fueron lanzados con capacidad en banda C y Ku, y a principios de los 90's, este sistema se ocupó a su capacidad total. Morelos I terminó su vida útil a principios de 1994 y morelos II estará operando hasta 1998, aunque México operará tres satélites hasta 1998, el gobierno ya está haciendo planes para lanzar su tercera generación de satélites para que opere cuando la vida útil del satélite Morelos II termine.

El satélite Solidaridad I, el primero de la segunda generación fue lanzado el 19 de noviembre de 1993 por la compañía francesa Arianespace. Mientras que el satélite Solidaridad II se pensaba lanzar en marzo de 1994, la fecha se pospuso hasta el 7 de octubre del mismo año, debido a problemas técnicos detectados en la compañía lanzadora francesa. Mientras tanto, TELECOMM en cooperación con HUGHES, decidió agregar la capacidad de conmutación a dos canales más del satélite para incrementar el área de cobertura en banda C para México, Centro América y el Caribe.

Con los dos satélites del Proyecto Solidaridad se resuelven los problemas de capacidad que se presentaron al acercarse el fin de vida útil de Morelos I. Cada uno de ellos con 18 transpondedores en banda C, 16 transpondedores en banda Ku y una nueva banda L para servicios móviles y programas VSAT de telefonía rural. Contiene haces dirigidos en banda Ku hacia Chicago, Nueva York, Miami, Washington D.C., Dallas, Houston, Los Angeles, San Francisco y otras ciudades importantes de Estados Unidos de América. Todo el sistema junto con el satélite Morelos II, el cual estará en operación hasta 1998, operará sobre 121 transpondedores; un incremento del 102 % desde 1993.

Los nuevos satélites Solidaridad con una vida útil de 14 años, estabilización triaxial y 2500 watts, tienen la potencia suficiente para permitir efectivamente el uso de VSATs en las redes satelitales, además tienen huellas de cobertura más grandes, alcanzando el sureste de Estados Unidos de América, el Caribe y extendiéndose hasta América del sur a excepción de Brasil. Dada la demanda del segmento espacial en los satélites Morelos, la puesta en operación de los satélites Solidaridad ha creado soluciones VSAT para las empresas a lo largo del país, además de crear oportunidades de comunicaciones y radiodifusión a nivel regional.

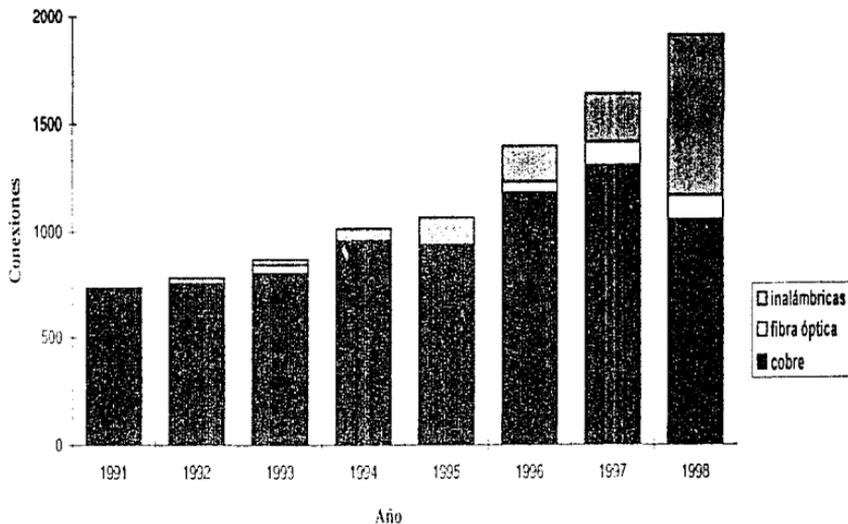
Telecomm transfirió los usuarios que accedían a Morelos I a Solidaridad I en 15 días aproximadamente; además Telecomm se encarga de vender servicios satelitales o bien el espacio en el satélite. La industria cree que los servicios y capacidad en banda L, la cual cubre México y su mar patrimonial, se usará para mensajes (datos), localización en Tierra, aire y mar, así como servicios de voz (telefonía). Asimismo, Telecomm espera firmar acuerdos con integrantes de sistemas y otras compañías privadas que deseen ofrecer a sus clientes servicios completos de red troncal; de esta manera, compañías privadas arrendarán capacidad a Telecomm y la

revenderán a sus clientes o empresas.

Aunque el mercado de cable ha mostrado un gran crecimiento desde la privatización de TELMEX, se espera que cambie significativamente con el incremento de las instalaciones de fibra óptica y la llegada de los sistemas de telefonía inalámbrica. Los requerimientos de cable para TELMEX han variado mucho, pero pueden estar divididos en instalaciones urbanas y rurales. Mientras el cable coaxial sigue dominando las instalaciones en el exterior de la planta, las redes de fibra se están expandiendo y la fibra-atrapunte se pone en discusión como una opción de mediano a largo plazo (ver grafica 1.4).

También las redes locales inalámbricas están cambiando el perfil del mercado en planta en México. Un gran número de operadores han descubierto las ventajas de los servicios inalámbricos; entre sus principales ventajas están los costos reducidos de infraestructura y el corto tiempo requerido para su instalación.

Como conclusión del análisis anterior, podemos decir que el escenario de transmisión de Telmex ha cambiado radicalmente desde la privatización, ya que las redes han emigrado de los sistemas analógicos de microondas a las recientes redes de transmisión de fibra óptica, pero existen también oportunidades para el mercado de equipos de transmisión digital, donde los vendedores son los más interesados en promover la tecnología más reciente; tal es el caso de los sistemas de satélites los cuales entre sus múltiples aplicaciones se pueden agregar las comunicaciones móviles por satélite, lo que significa que ambos sistemas tienden a coexistir jugando un papel muy importante en el desarrollo de las comunicaciones del país.



Gráfica 1.4 Principales líneas de conexión en México por Tecnología de acceso

1.2 Objetivo

El propósito fundamental de este trabajo es presentar un panorama general de lo que constituye el proyecto de sistema de satélites de comunicaciones Solidaridad. Es evidente que el tener en operación un sistema de satélites no es una tarea simple; se requieren algunos años y la participación de empresas que ya tengan amplia experiencia como Hughes, Arianespace, Nec, Comsat, Telesat, etc. En el caso de nuestro país, en 1991 se inició el proceso para la construcción y desarrollo del sistema de satélites de comunicaciones Solidaridad, así como las bases para un programa de entrenamiento para el personal operativo de Telecomm, organismo público descentralizado, con personalidad jurídica y patrimonio propio, que administra los servicios de comunicación vía satélite y telegráficos, con el propósito de mantener un esquema de competitividad y calidad total en el plano internacional, en el cual cada uno de los factores nacionales debe aportar su máximo esfuerzo para colocar a nuestro país en primer plano. Asimismo, este proyecto a través del programa de transferencia de tecnología, ha brindado la oportunidad de capacitación en materia satelital a personal de diversas instituciones educativas y de investigación.

Por esta razón las telecomunicaciones son factor de primerísimo orden en la consecución de este objetivo, y se encuentran inmersas en un proceso constante de modernización cuya muestra clara es el Sistema de Satélites Solidaridad.

1.3 Panorama General

Para garantizar la continuidad de los servicios de comunicación vía satélite y como resultado de un previo concurso internacional, la compañía Hughes estuvo a cargo de la construcción de la segunda generación de satélites mexicanos denominada Sistema de Satélites Solidaridad (figura 1.1). Tal proceso duró 28 meses aproximadamente para cada satélite; este sistema sustituye al satélite Morelos I. Este proyecto lo constituyen dos satélites geosíncronos de estabilización en tres ejes de la nueva serie HS-601 que ocupan las posiciones orbitales 109.2° y 113° longitud oeste respectivamente. El primero de ellos fue lanzado a fines de 1993 utilizando el vehículo de lanzamiento Ariane 44 LP de la compañía Arianespace desde la Guyana Francesa y el segundo doce meses después.

Este sistema permitirá atender la demanda que se espera de un mercado cada vez más exigente, por lo tanto es indispensable lograr una mejoría en la calidad de los servicios, su máxima cobertura y disponibilidad así como su diversificación mediante nuevas modalidades, técnicas de operación y comercialización.

Los nuevos satélites tendrán la capacidad de proporcionar servicios de comunicaciones en las bandas de frecuencia C, Ku y L. En la banda C para solventar necesidades internas de países de Centroamérica, Sudamérica y el Caribe. En la banda Ku la cobertura también está ampliada para proporcionar comunicaciones transfronterizas y con algunas de la ciudades más importantes de Estados Unidos. El incremento en la demanda de servicios en ésta banda obliga a maximizar la capacidad, dentro de límites razonables de peso y consumo de energía con la tecnología más avanzada.

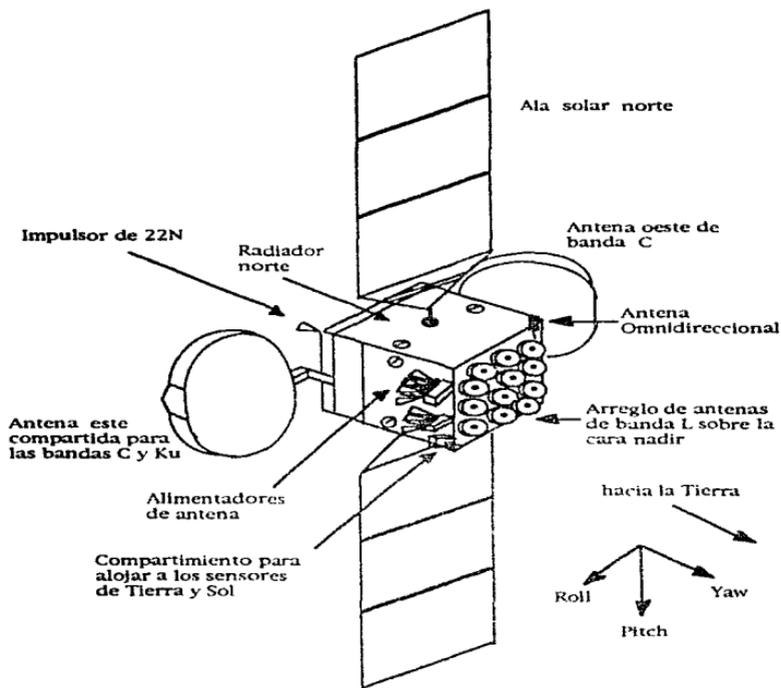


Figura 1.1 Sistema de Satélites Solidaridad

Este sistema cuenta con banda L para servicios de comunicaciones móviles, banda que no se tiene en los satélites Morelos y que cubre solo el territorio nacional y el mar patrimonial.

Los satélites Solidaridad están diseñados con una configuración cúbica, con antenas de reflector parabólico en los lados este y oeste, sobre la superficie de la cara nadir la cual apunta hacia la Tierra; tienen un arreglo de antenas para la banda L, además de contar con mejoras en todos sus subsistemas, destacándose las siguientes:

- a) Mejor relación G/T en los receptores de comunicaciones.
- b) Baterías de níquel-hidrógeno con mejor desempeño.
- c) Mayor flexibilidad en la disponibilidad de los amplificadores de respaldo.
- d) Vida útil más larga.
- e) Conmutación de transpondedores a diferentes haces
- f) Menor sensibilidad a los efectos de intermodulación

Para que México logre esta modernización, requiere mejorar su infraestructura a fin de favorecer la provisión de los servicios al costo más bajo, con las opciones más variadas y en las mejores condiciones de calidad y confianza.

Las telecomunicaciones son parte integrante de una política de fomento industrial, comercial y de servicios, en particular por la función catalítica que desempeñan en la economía y en la sociedad, función que tiende a aumentar.

La integración creciente de las telecomunicaciones con la computación y la industria electrónica ha venido a conformar una actividad en continuo crecimiento, denominada tecnología de la información, la cual esta compuesta por equipo y servicios de telecomunicaciones así como de cómputo.

Contenido de la Tesis:

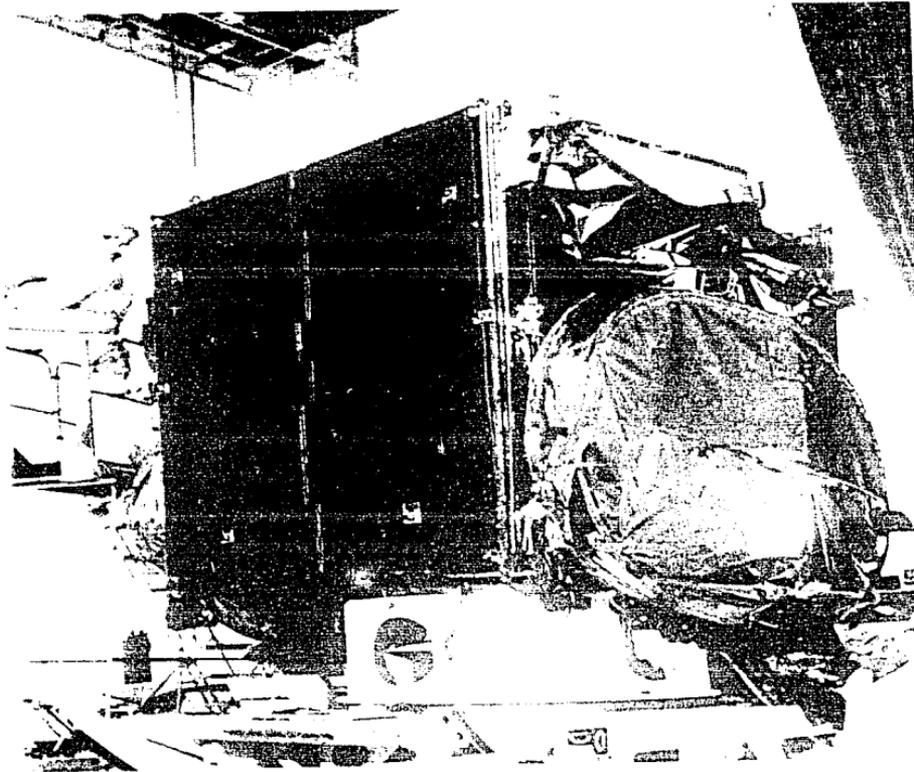
En el capítulo II llamado EL SEGMENTO ESPACIAL se describe de manera general las características fundamentales de los seis subsistemas que constituyen cada uno de los satélites de este proyecto, así como los diagramas funcionales con los que operan, mismos que permiten el control y operatividad de las naves espaciales

En el capítulo III EL SEGMENTO TERRESTRE, se pretende como objetivo principal hacer una descripción del sistema y mostrar las modificaciones, así como las actualizaciones de los equipos (hardware), las utilerías de los programas lógicos (software) e infraestructura en los centros de control que se requiere para controlar, operar y explotar un sistema de satélites tan vanguardista como este, mismo que a su vez permite la compatibilidad en la medida de lo posible con el sistema ya existente.

En el Capítulo IV LANZAMIENTO se habla acerca de la licitación internacional para proporcionar los servicios de lanzamiento de los dos satélites del proyecto Solidaridad, una descripción general del vehículo y del lanzamiento de los satélites de comunicaciones, las operaciones durante la puesta en órbita (misión), las interconexiones con el vehículo lanzador y las pruebas funcionales.

En el Capítulo V REPERCUSIONES se pretende exponer un panorama general actual de los beneficios y ventajas que se han logrado con la puesta en operación del sistema de satélites **Solidaridad** para México a nivel social, económico y político, así como la importancia que representa el contar con un sistema satelital propio en el desarrollo del país.

En el Capítulo VI CONCLUSIONES se manifiesta la importancia y trascendencia de un proyecto de comunicaciones vía satélite complejo y con grandes capacidades para contribuir al desarrollo en materia de telecomunicaciones; asimismo, se reafirma el objetivo de este trabajo y el esfuerzo realizado para poner en marcha dos satélites geoestacionarios.



CAPITULO 2

EL SEGMENTO ESPACIAL

2.1 SUBSISTEMA DE TELEMETRIA, COMANDO Y RANGO

Debido a que los satélites de comunicaciones se encuentran expuestos a ciertos fenómenos naturales, requieren de un control continuo, así como de una supervisión constante del estado operativo de los equipos que conforman sus subsistemas, siendo estos: Comunicaciones, Telemetría, Comando y Rango, Orientación, Propulsión, Potencia Eléctrica y Térmico.

El control operativo de los satélites (Telemetría, Rastreo y Comando) se realiza desde el territorio nacional a través del Centro de Control primario Walter C. Buchanan, ubicado en el Conjunto de Telecomunicaciones (CONTEL) en Iztapalapa, Ciudad de México; y como respaldo se cuenta con un centro de control alterno, ubicado en la ciudad de Hermosillo, Sonora.

El subsistema de Telemetría, Comando y Rango proporciona la capacidad de comando desde Tierra y la información de estado y funcionamiento del satélite, para llevar a cabo de manera óptima el control de la nave; así mismo a través de él, se enruta de regreso la

señal que es transmitida desde Tierra para obtener la distancia a la que se encuentra el satélite (Rango); además realiza las siguientes funciones:

- 1) La función de telemetría colecta y transmite información relacionada con la configuración y funcionamiento del satélite, así como el estado de los otros subsistemas.
- 2) La función de comando recupera, decodifica y distribuye los mensajes de comando ya sea, originados internamente desde el subsistema de control de orientación (ACS) o externamente por algún comando enviado desde Tierra en un enlace en banda C.
- 3) La función de rango envía al satélite un conjunto de tonos, mismos que el satélite regresa a la estación de control. Por lo que Rango es el procedimiento para medir y determinar con suficiente exactitud la distancia entre la estación terrena y el satélite, midiendo el tiempo que tardó la señal en su recorrido y la fase de llegada a la estación terrena.

El subsistema de telemetría, comando y rango (figura 2.1) permite la identificación de anomalías en cada uno de los satélites, para tomar una acción correctiva y permitir el análisis de falla durante las pruebas de los diferentes subsistemas, en las operaciones de lanzamiento y durante toda la vida útil del satélite. Este subsistema opera en banda C, es completamente redundante y está soportado por un sistema de antenas, las cuales han sido seleccionadas basándose en los requerimientos de acuerdo a la fase de la misión del satélite y el diseño de las mismas típicamente involucra un compromiso entre la ganancia real y el área de cobertura. Las antenas con las que cuenta el subsistema son dos, la antena bicónica omnidireccional montada en un mástil desplegable figura 2.2 y la antena de alta ganancia de reflector parabólico para banda C (oeste) como se muestra en la figura 2.3.

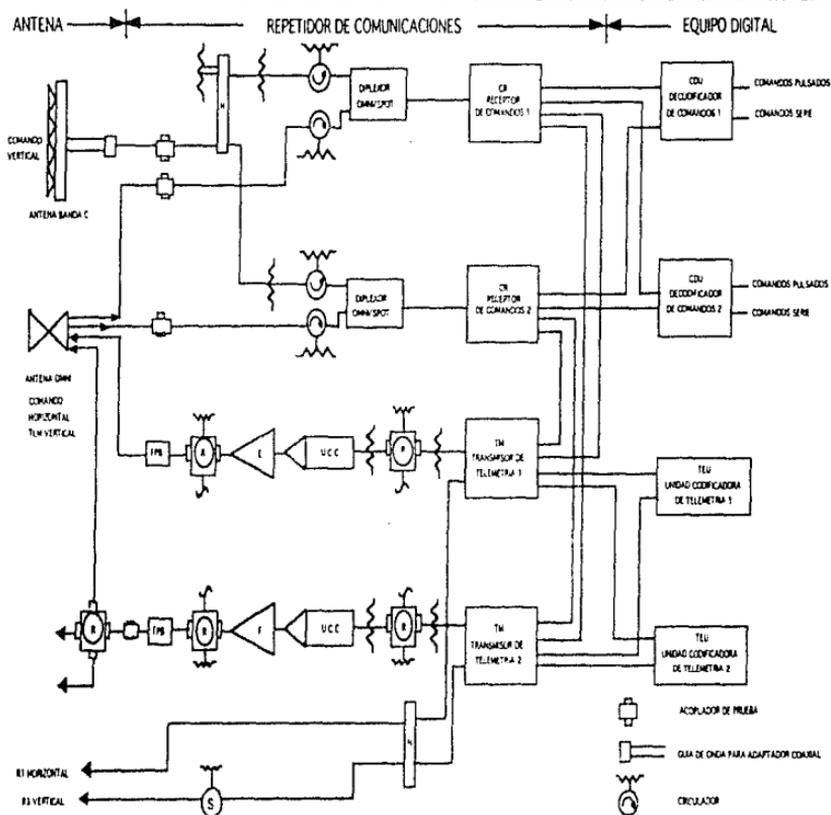


Figura 2.1 Subsistema de Telemetría, Comando y Rango

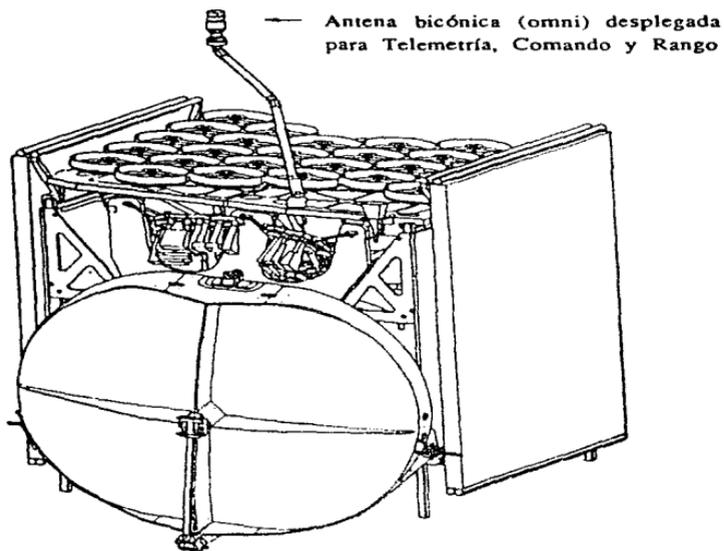


Figura 2.2 Configuración del satélite en órbita de transferencia

La primera se utiliza principalmente para proporcionar cobertura de comunicación durante el lanzamiento y la órbita de transferencia (misión), es decir cuando el satélite no cuenta todavía con una posición fija de operación; y sirve como respaldo en la operación en estación en caso de presentarse alguna anomalía, o cuando se pierde la posibilidad de mantener el apuntamiento fino de la señal de control, debido a una alteración considerable en su orientación.

La segunda antena se utiliza de manera normal, cuando el satélite se encuentra en su posición óptima de operación; esto es, cuando describe una órbita geosíncrona sobre el plano del ecuador a 36200 Km de distancia aproximadamente de la superficie terrestre; Es decir, la antena de banda C (reflector oeste) es usada para el control del satélite en operación nominal en estación (órbita geoestacionaria), figura 2.3, esta antena tiene cobertura de alta ganancia para flujo de telemetría por medio de multiplexaje de señales dentro de la región R1 en polarización horizontal y un haz de comunicaciones en la región R3 en polarización vertical.

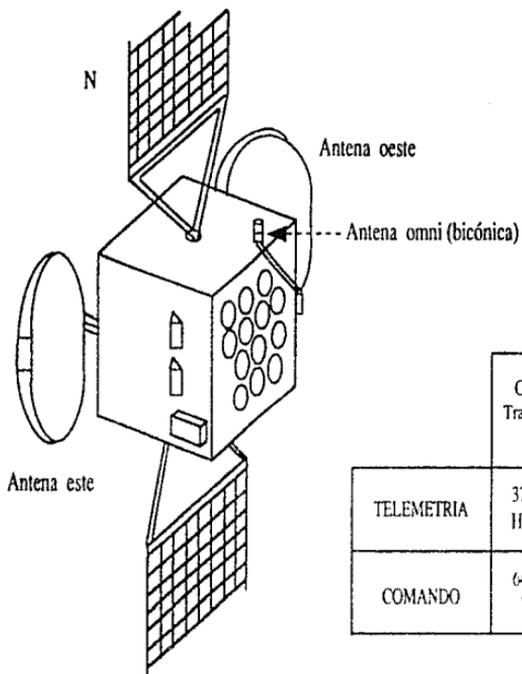
Las especificaciones mínimas de ganancia de las antenas para las señales de telemetría son:

Por antena omni:

0° Elevación	2.2 dB
± 20° Elevación	0.2 dB

Por antena de reflector oeste, en estación (R1 Horizontal)

Iztapalapa	32.6 dB
Hermosillo	32.2 dB



	Orbita de Transferencia	En estación (orbita geostacionaria)	
		Omni	Reflector
TELEMETRIA	3700 MHz Horizontal	3700 MHz Vertical	3700 MHz Horizontal
COMANDO	6415 MHz Vertical	6415 MHz Horizontal	5935 MHz Vertical

Figura 2.3 Configuración del satélite en estación (antenas desplegadas)

TELEMETRIA.

El subsistema de telemetría permite coleccionar, agrupar y transmitir los datos del comportamiento, estado, medio ambiente y salud de cada uno de los diferentes subsistemas con la cantidad, exactitud y periodicidad necesaria para determinar el comportamiento de los satélites, así como proporciona los elementos de observación y control necesarios en los satélites durante todas las fases de prueba en Tierra y su periodo de vida útil.

El enlace de radiofrecuencia de telemetría se transmite redundantemente a través de dos transmisores. La señal de telemetría (digital) está formada por 2 flujos PCM idénticos simultáneos para el enlace de bajada a una velocidad normal de 1 Kbps, aunque cada unidad TEU es capaz de soportar 4 velocidades de datos (1000, 2000, 4000 y 4800). Cada flujo consiste de una subportadora de 32 KHz, la cual está modulada en 2 PSK con un código de datos NRZ-M. Los datos contenidos en cada flujo están seleccionados en uno de los cuatro formatos disponibles, de acuerdo al arreglo de combinaciones de los modos de muestreo de datos para cada flujo llamados "normal" y "dwell" (de alta velocidad). Cuando ambos flujos están seleccionados ya sea a modo normal o dwell, los flujos son idénticos.

MODO NORMAL: El formato de datos de telemetría en modo normal utiliza palabras de 8 bits, 256 palabras por cada trama menor, 32 tramas menores por cada trama mayor. Cada trama menor empieza con tres palabras de sincronización, seguidas por la identificación del satélite, de la unidad TEU seleccionada y del flujo PCM, la identificación del formato y modo de telemetría, el conteo de la trama menor, así como los datos contenidos; la trama menor termina en la palabra 255 que permite la verificación de los datos recibidos (checksum), como se observa en la figura 2.4. Existen 4

formatos de trama mayor para telemetría normal seleccionables por comando en Tierra; todos estos formatos son idénticos con excepción de los datos de telemetría serial del SCP.

MODO DWELL (Muestreo de alta velocidad): Los datos de telemetría en modo dwell proporcionan un muestreo acelerado de hasta ocho parámetros y como en el modo normal, cada trama inicia con tres palabras de sincronización, seguidas de la identificación del satélite, la unidad TEU seleccionada, el flujo PCM, el formato, el modo de telemetría, y el conteo de la trama menor; además en medio de la trama hay dos tipos de datos: Los identificadores del canal dwell y los datos dwell en sí. Cada identificador de canal dwell consta de dos palabras y consiste de un campo de 3 bits para el tipo de dato, 5 bits para la dirección del módulo multiplexor del TEU, y una dirección de canal de 8 bits. Estos valores identifican los puntos de monitoreo en formato Dwell que van a registrarse. La trama dwell también termina en la palabra 255 verificación de los datos recibidos (checksum).

Los formatos 1, 2 y 3 del modo dwell tienen la configuración mencionada en el párrafo anterior, sin embargo el formato 4 es un poco diferente ya que contiene un tercer tipo de dato llamado imprescindible (los datos imprescindibles se encuentran en ambos modos, y como ejemplos de éstos son las tres palabras de sincronización, la identificación del satélite y el conteo de trama menor). El formato 4 se usa exclusivamente cuando falla uno de los transmisores de telemetría.

A continuación se describen las unidades más importantes de este subsistema:

Unidades Codificadoras de telemetría TEU:

La generación de satélites HS-601 cuenta con dos codificadores, llamados TEU1 y TEU2 (unidad codificadora de telemetría uno y dos), cada unidad proporciona 256 canales los cuales pueden soportar hasta 16 puertos serie de telemetría. El TEU procesa los datos como se requiere, los codifica y los transmite en tres flujos de datos; dos flujos de enlace de bajada llamados PCM1 y PCM2 y el flujo de datos solicitado por el procesador de control del satélite (SCP). Asimismo, la unidad TEU recolecta la información generada por los sensores ubicados en diferentes puntos del satélite, tal como: valores de temperatura, estado de las unidades, posición de los mecanismos, posición de los relevadores, verificación de comandos, voltaje y corriente de la línea de distribución de energía (bus), etc. Con el fin de conocer el estado operativo y la configuración de los subsistemas que lo conforman, además, da formato a estos datos recolectados en tramas mayores (Figura 2.5), los codifica, los envía hacia los transmisores de telemetría TM para su transmisión hacia la tierra, suministra datos codificados al procesador de control del satélite según se requiera; asimismo, transmite hacia las unidades transmisoras de telemetría TM datos codificados en NRZ-M en una subportadora modulada en 2 PSK, provista de los dos flujos PCM con una interfase de 4 líneas con cada SCP, estos flujos son enrutados hacia los transmisores de telemetría uno y dos (figura 2.6)

Cada unidad TEU constituye un subsistema de telemetría digital el cual controla por sí mismo la secuencia de muestreo, la razón de colección de datos de telemetría del satélite y la razón de su envío en el enlace de bajada. Además cada TEU consiste de una sección de control (secuenciador de telemetría y una PROM), un módulo de multiplexaje de 256 canales, fuentes de energía de 1mA y 5.12 volts,

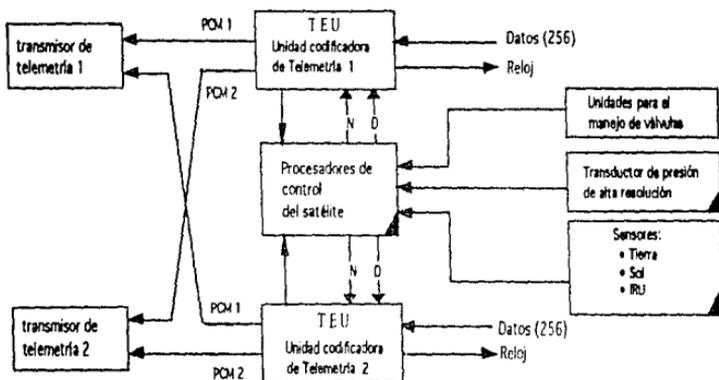
un convertidor de analógico a digital, una fuente de alimentación y una interfase receptora/conductora para la interconexión con las unidades externas. La sección de control es el corazón del TEU porque proporciona la lógica para manejar la secuencia de estado, las señales de control para los circuitos asociados para conversión y condicionamiento y el procesamiento de los comandos serie. Es importante notar que algunos parámetros tales como la velocidad de transmisión de los datos, el número de formato, el modo normal/dwell y la frecuencia de la subportadora pueden ser cambiados por comando de Tierra.

Otros parámetros como son el número de trama menor/trama mayor, el número de palabras por trama menor, el tipo de código de datos PCM (NRZL, NRZM), y la activación o desactivación de la subportadora, están almacenados en la memoria PROM y no pueden ser cambiados por comando de Tierra. Cada localidad de la PROM controla la fuente y el procesamiento de los datos telemetrados por cada palabra del enlace de bajada de datos para los flujos PCM1 y PCM2.

Solo una unidad TEU puede estar encendida en un momento dado y cada una produce dos flujos de datos PCM, los cuales pueden estar en modos diferentes dentro de un mismo formato (como se muestran en la tabla 2.1 para el formato 1), lo que quiere decir que se tienen disponibles 4 modos de datos en cada uno de los 4 formatos, lo que indica que cada TEU puede estar en 16 estados de datos.

Modo de datos	0	1	2	3
PCM 1	Normal	Normal	Dwell	Dwell
PCM 2	Normal	Dwell	Normal	Dwell

Tabla 2.1 Modos de datos del TEU



▲ No pertenece a este Subsistema

N Telemetría Normal

D Telemetría Dwell (alta velocidad)

Figura 2.6 Diagrama de bloques de Telemetría

A continuación se describen las unidades más importantes de este subsistema:

Unidades Codificadoras de telemetría TEU:

La generación de satélites HS-601 cuenta con dos codificadores, llamados TEU1 y TEU2 (unidad codificadora de telemetría uno y dos), cada unidad proporciona 256 canales los cuales pueden soportar hasta 16 puertos serie de telemetría. El TEU procesa los datos como se requiere, los codifica y los transmite en tres flujos de datos: dos flujos de enlace de bajada llamados PCM1 y PCM2 y el flujo de datos solicitado por el procesador de control del satélite (SCP). Asimismo, la unidad TEU recolecta la información generada por los sensores ubicados en diferentes puntos del satélite, tal como: valores de temperatura, estado de las unidades, posición de los mecanismos, posición de los relevadores, verificación de comandos, voltaje y corriente de la línea de distribución de energía (bus), etc. Con el fin de conocer el estado operativo y la configuración de los subsistemas que lo conforman, además, da formato a estos datos recolectados en tramas mayores (Figura 2.5), los codifica, los envía hacia los transmisores de telemetría TM para su transmisión hacia la tierra, suministra datos codificados al procesador de control del satélite según se requiera; asimismo, transmite hacia las unidades transmisoras de telemetría TM datos codificados en NRZ-M en una subportadora modulada en 2 PSK, provista de los dos flujos PCM con una interfase de 4 líneas con cada SCP, estos flujos son enrutados hacia los transmisores de telemetría uno y dos (figura 2.6)

Cada unidad TEU constituye un subsistema de telemetría digital el cual controla por sí mismo la secuencia de muestreo, la razón de colección de datos de telemetría del satélite y la razón de su envío en el enlace de bajada. Además cada TEU consiste de una sección de control (secuenciador de telemetría y una PROM), un módulo de multiplexaje de 256 canales, fuentes de energía de 1mA y 5.12 volts,

un convertidor de analógico a digital, una fuente de alimentación y una interfase receptora/conductora para la interconexión con las unidades externas. La sección de control es el corazón del TEU porque proporciona la lógica para manejar la secuencia de estado, las señales de control para los circuitos asociados para conversión y condicionamiento y el procesamiento de los comandos serie. Es importante notar que algunos parámetros tales como la velocidad de transmisión de los datos, el número de formato, el modo normal/dwell y la frecuencia de la subportadora pueden ser cambiados por comando de Tierra.

Otros parámetros como son el número de trama menor/trama mayor, el número de palabras por trama menor, el tipo de código de datos PCM (NRZL, NRZM), y la activación o desactivación de la subportadora, están almacenados en la memoria PROM y no pueden ser cambiados por comando de Tierra. Cada localidad de la PROM controla la fuente y el procesamiento de los datos teledados por cada palabra del enlace de bajada de datos para los flujos PCM1 y PCM2.

Solo una unidad TEU puede estar encendida en un momento dado y cada una produce dos flujos de datos PCM, los cuales pueden estar en modos diferentes dentro de un mismo formato (como se muestran en la tabla 2.1 para el formato 1), lo que quiere decir que se tienen disponibles 4 modos de datos en cada uno de los 4 formatos, lo que indica que cada TEU puede estar en 16 estados de datos.

Modo de datos	0	1	2	3
PCM 1	Normal	Normal	Dwell	Dwell
PCM 2	Normal	Dwell	Normal	Dwell

Tabla 2.1 Modos de datos del TEU

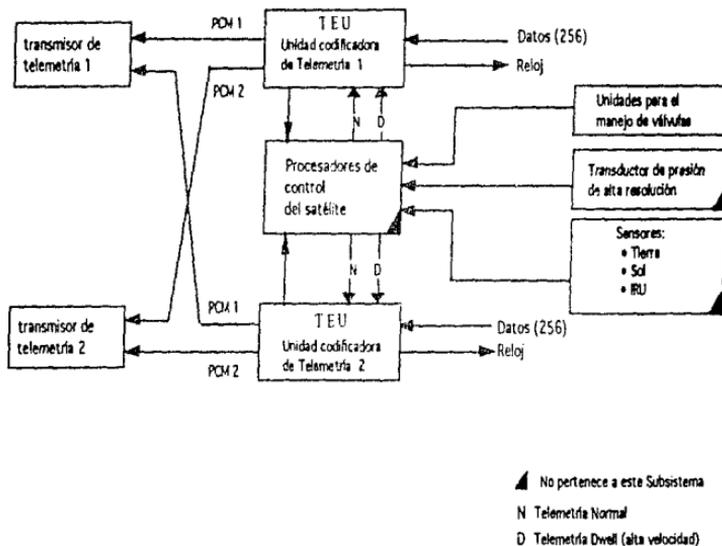


Figura 2.6 Diagrama de bloques de Telemetría

Cada unidad codificadora de telemetría TEU esta equipada con 256 canales de entrada de datos los cuales son multiplexados (16 multiplexores de 16 canales cada uno). Cada uno de estos canales acepta las siguientes entradas de datos:

- a) Analógica
- b) Condicional Analógica
- c) Binivel
- d) Condicional Binivel
- e) Serie

a) Analógica.- El voltaje de 0 a 5.12 V es convertido a 8 bits. Por ejemplo: La corriente del bus, la corriente de los amplificadores de ondas progresivas TWTA, los datos de temperatura (figura 2.7).

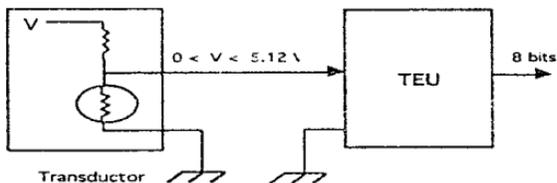


Figura 2.7 Telemetría tipo analógica

En otro caso, la entrada de datos de telemetría analógica que utiliza 5.12 V proporcionados con precisión por el TEU se convierten a 8 bits (0 a 5.12 V) con el potenciómetro colocado en los extremos y se utiliza exclusivamente para determinar la posición de los mecanismos por ejemplo: el mecanismo que controla el movimiento de las alas solares SWD ó el mecanismo de posicionamiento de la antena reflectora del lado Este, llamado RPM (ver figura 2.8).

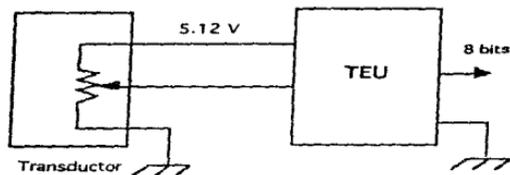


Figura 2.8 Telemetría analógica usando la fuente de 5.12 V

- b) Condicional Analógica.-** La unidad TEU proporciona 1 mA y como resultado se obtiene un voltaje convertido a 8 bits (0 a 5.12 V). Por ejemplo: Sensores de temperatura (figura 2.9).

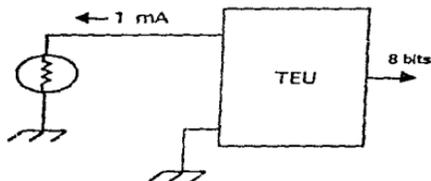


Figura 2.9 Telemetría tipo condicional analógica

- c) Binivel.-** Este tipo de señal utiliza 1 bit y define como 0 lógico a un voltaje menor a 2.4 V; y define como 1 lógico a un voltaje mayor a 2.7 V. Por ejemplo: el estado de la unidad ya sea encendido/apagado, el estado de los relevadores, el estado de rango de las unidades de referencia inercial IRU, el estado del bit de las unidades IRU, etc. Como se muestra en la figura 2.10 .

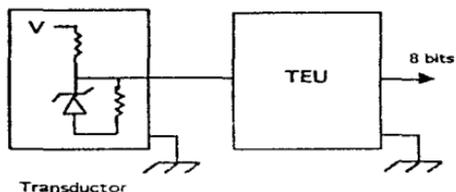


Figura 2.10 Telemetría tipo binivel

d) Binivel condicionada.- La unidad TEU proporciona 1 mA, utiliza 1 Bit, y define:

0 Lógico = 0 a 2400 ohms

1 Lógico > 2700 ohms (para apertura de la válvula)

Por ejemplo: El estado de las válvulas latch y la identificación de la unidad TEU, como se muestra en la figura 2.11.

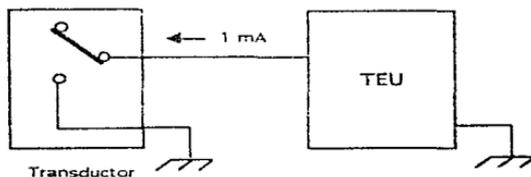


Figura 2.11 Telemetría binivel condicionada

- e) Serie.-** El procesamiento de datos de telemetría serie es similar al procesamiento binivel con la excepción de que el canal no se incrementa. Cada unidad TEU proporciona las señales de reloj, la envolvente y la sincronía de las tramas a través de la interfase de telemetría serie con la cual obtiene los datos del transductor.

La unidad TEU tiene señales de salida para sincronización de tramas menores y mayores con el objeto de sincronizar a todas las entradas de datos telemetrados al principio de las tramas de telemetría menor y mayor. Además contiene una interfase hacia los transmisores de telemetría a través de la cual les envía los dos flujos de datos con modulación PCM para los enlaces de bajada llamados PCM1 y PCM2.

Se cuenta con la posibilidad de establecer dos tipos de configuración para recibir la información del satélite.

- 1.-FLUJO EN PCM (Modulación por Código de Pulsos):** A través de estos flujos se recibe toda la información del satélite como son los voltajes, corrientes, temperaturas, posicionamiento (datos de orientación), etc. de las diferentes unidades telemetradas. La información recolectada se codifica para asegurar una adecuada recepción cada 2 segundos, aproximadamente.
- 2.- FLUJO DE SEÑAL DE RANGO:** Regresa los tonos de rango, que fueron previamente enviados, con el fin de determinar la distancia que existe entre la antena de la estación de rastreo y la antena del satélite.

Transmisores de telemetría TM:

Cada una de estas unidades realiza las siguientes funciones:

- a) Proporciona una portadora en banda C hacia dos líneas de transmisión.
- b) Modula en fase la subportadora de telemetría (proveniente de la unidad codificadora de telemetría TEU), ó los tonos de rango (provenientes del receptor de comandos CR) en la portadora. Figura 2.12.
- c) Proporciona selección de comando de Tierra para elegir flujo de telemetría ó tonos de rango, así como la fuente de modulación.

El subsistema cuenta con dos transmisores de telemetría, y la información que llevan ambos flujos es muy similar, lo que representa un respaldo en caso de falla de alguno de los dos flujos. La salida de los transmisores de telemetría puede ser enrutada por la antena de plato, o bien por la antena omnidireccional y en este caso pasa antes a través de un amplificador de potencia de estado sólido con objeto de tener la potencia suficiente para poder llegar a la Tierra. Cada transmisor de telemetría esta conectado a ambos receptores de comando y a cada codificador de telemetría (figura 2.1). Se tienen flujos de telemetría completamente redundantes transmitidos simultánea y continuamente durante todas las fases de la misión. Una vez que el satélite se encuentra posicionado para operar en estación, las señales de telemetría son multiplexadas en un canal de comunicaciones de la región R1 en polarización horizontal, para radiodifusión vía la antena de reflector parabólico oeste (banda C) figura 2.3, además de proporcionar 256 palabras de telemetría de 8 bits cada una.

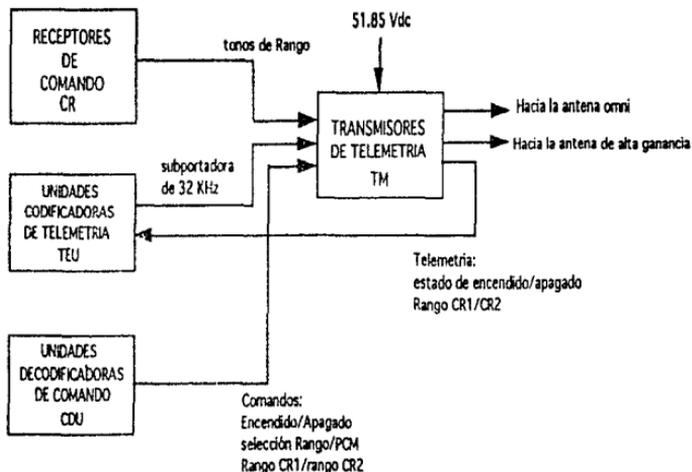


Figura 2.12 Interfases de entrada y salida del transmisor de telemetría

Las interfases de esta unidad también se observan en la figura 2.12 y son:

Entradas:

- a) Subportadora de 32 KHz proveniente de ambas unidades TEU.
- b) Tonos de rango provenientes de ambos receptores de comandos.
- c) Comandos provenientes de ambas unidades decodificadoras de comandos CDU.

Encendido/ Apagado.

Selección: Rango/ Flujo PCM.

Rango por receptor de comandos 1/ Rango por receptor de comandos 2.

- d) Subsistema de potencia:

5.5 W máximo cada unidad

Salidas:

- a) Portadora de 3.7 GHz para enlace de bajada ya sea por antena omni utilizando un amplificador de potencia de estado sólido SSPA del repetidor de banda C ó por antena de alta ganancia por medio de los multiplexores de salida para la region R1 en polarización horizontal y R3 vertical.
- b) Telemetría:
Estado de encendido/ apagado
- c) Rango CR1/Rango CR2 Estado del switch
- d) Temperatura del transmisor de temperatura (sensor de temperatura montado en la parte externa de la unidad).

COMANDO

El subsistema de comando del satélite tiene las funciones de recuperar (por demodulación), decodificar y distribuir los mensajes enviados a las unidades apropiados, esta distribución incluye la amplificación de corriente para comandos que involucren la actuación de válvulas o la activación de detonadores (squibs).

Un comando es un mensaje que contiene una instrucción específica codificada digitalmente, el cual modula a una portadora de radiofrecuencia y puede ser transmitido al satélite desde Tierra; o bien puede generarse internamente y transmitirse al subsistema de comando; este subsistema recibe comandos de tres fuentes:

- a) Comandos enviados desde la estación de control; señal de RF.
- b) Comandos generados internamente desde el procesador de control abordo del satélite (SCP).
- c) Comandos de prueba (en banda base) usados en las instalaciones del fabricante y durante la interconexión con el vehículo de lanzamiento.

Los comandos son enviados al satélite en secuencias de tonos de comando transmitidos en FM. Cada comando consiste de series de 48 bits (1 ó 0) precedidos de un bit S para sincronizar la unidad decodificadora de comando (CDU), los cuales son transmitidos a velocidades de hasta 50 bps.

Cada bit consiste de un tono de encendido y apagado de 10 mS, el bit S (sincronía) tiene una duración de 20 ms seguido por un tono de apagado de 60 ms; el tiempo de encendido se representa por la presencia de una de las 6 frecuencias de tono en la banda de 5 a 15 KHz, mientras que el tiempo de apagado esta representado por la ausencia de dicho tono, como se observa en la figura 2.13.

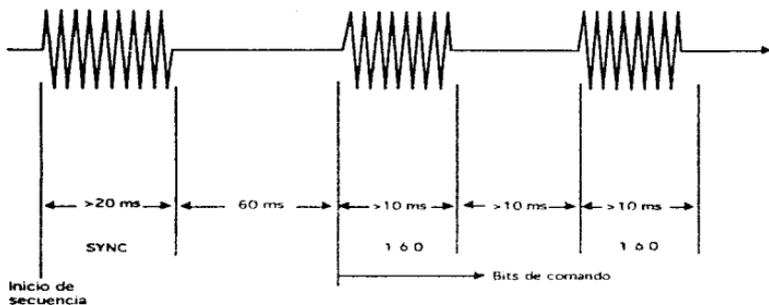


Figura 2.13 Secuencia de tonos de comando RZ-FSK

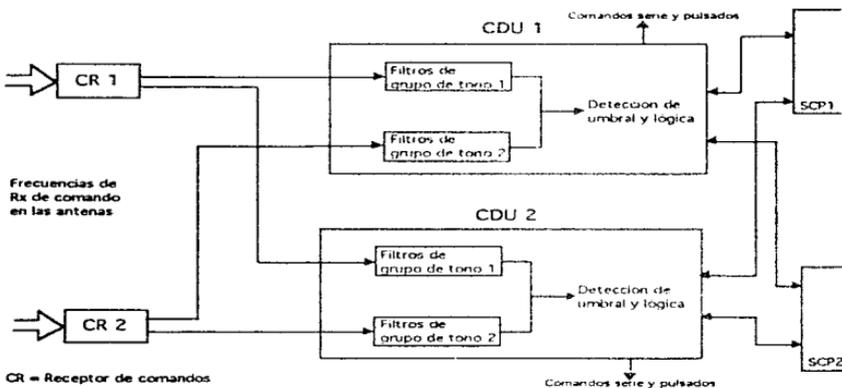


Figura 2.14 Interfaces de la unidad decodificadora de comandos CDU

Para comandar se cuenta con dos portadoras de comando en el enlace de subida con frecuencias de 6415 MHz (para la órbita de transferencia) y 5935 MHz (en órbita geoestacionaria) moduladas en frecuencia ya sea con subportadora de comando o de rango. La subportadora de comando consiste de 6 señales senoidales "tonos" en formato RZ-FSK, mientras que la subportadora de rango consiste de 4 señales senoidales "tonos" en formato FSK. La desviación pico en FM de esta portadora es de 300 KHz para tonos de comando y para tonos de rango (figura 2.15).

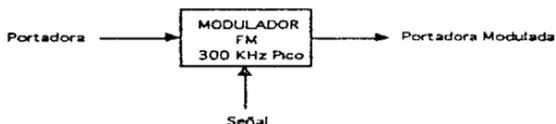


figura 2.15 Modulador de FM

Por la Regla de Carlson:

$$\text{Ancho de Banda } BW = 2 f_m (1 + \beta)$$

f_m = Frecuencia del mensaje

β = Índice de modulación

$$\beta = \frac{\Delta f \text{ pico}}{f_m}$$

Descripción de la subportadora de comando del enlace de subida:

La subportadora de comando consiste en seis frecuencias de tonos senoidales en la banda de 5 a 15 KHz, los cuales son encendidos y apagados en una señal de formato RZ-FSK y están divididos en dos grupos: Grupo de tono 1 y Grupo de tono 2 (figura 2.14).

Cada grupo contiene 3 tonos, de los cuales solamente uno es usado para representar el formato de bits de datos "1" ó "0" y el bit de sincronización (Sinc, o Bit S) además cada bit de datos contiene un tono de encendido y un tono de apagado de 10 msec. de duración, mientras que el bit de sincronía consiste de un tono de encendido con duración de 20 msec seguido por un tono de apagado de 60 msec de duración.

Cada unidad decodificadora CDU tiene dos entradas de comando las cuales estan conectadas a los receptores de comandos CR y consisten de tres filtros paso banda cuyas frecuencias centrales son, ya sean las del grupo de tono 1 ó las del grupo de tono 2 como se muestra en la figura 2.14, donde la salida del receptor de comandos CR 1 está conectada hacia los filtros del grupo de tono 1 del CDU 1 y del CDU 2, así como la salida del receptor de comandos CR 2 esta conectada a la entrada del grupo de tonos 2 del CDU 1 y del CDU 2

Se utilizan dos tipos de comandos, los comandos serie y comandos pulsados, los cuales corresponden al tipo de comandos ejecutados por la unidad CDU:

COMANDOS SERIE : La unidad decodificadora de comandos CDU, proporciona comandos serie hacia las unidades codificadoras de telemetría TEU's, las unidades para el manejo de detonadores SDU, los procesadores de control abordo del satélite SCP's y hacia los limitadores de voltaje de la batería BVL, a través de una interconexión de 3 cables, envolvente, reloj y dato; solo una de las unidades CDU debe enviar un comando serie a una unidad en un momento dado. La transmisión se realiza a 1000 bps y cada comando serie contiene 47 bits de los cuales 24 bits corresponden al campo para el dato del comando que será transmitido.

COMANDOS PULSADOS : El subsistema tiene capacidad para manejar hasta 768 comandos pulsados, de los cuales se utilizan 763 con duraciones de 10, 40, 160 ó 640 milisegundos, para lo cual se contempla una lista que define la función y duración requerida.

Estos comandos pulsados se utilizan para encender y apagar unidades, por ejemplo TEU's, SCP's, TWT'A, SSPA's, motores, calentadores, controladores de descarga de batería (BDC), así como también para reinicializar a los relevadores, comandar al actuador ajustable de cada ala solar llamado ASWA, cambiar la posición de los switches tipo R (del subsistema de comunicaciones) etc.

La ejecución de cada tipo de comando puede ser inmediata o retrasada (como se muestra en la tabla 2.2), ésta última permite verificar el comando transmitido por medio de la telemetría que se recibe en Tierra.

Cada comando tiene un formato de 48 bits en donde se define: el bit de sincronía, la dirección en el CDU, el tipo de comando y la dirección del satélite a comandar, entre otros; así como también si se trata de un comando pulsado el formato debe contener el ancho del pulso seleccionado y su dirección, si se trata de un comando serie el formato contiene la dirección de salida serial y los datos del comando.

Comando	Tipo
000	--
001	Interno, retrasado
010	Pulsado, retrasado
011	Serie, retrasado
100	Ejecución (comando de 2 partes)
101	Interno, inmediato
110	Pulsado, inmediato
111	Serie, inmediato

Tabla 2.2 Tipos de comandos disponibles

A continuación se describen las unidades más importantes de este apartado:

Diplexor de comando:

Se usa un diplexor antes de cada receptor de comando, con la finalidad de enrutar la señal de control que se recibe desde Tierra ya sea por la antena omnidireccional o por la antena de reflector hacia los receptores de comando (como se muestra en la figura 2.1) sin necesidad de realizar conmutación, la cual puede ser usada para comandar al satélite. El subsistema cuenta con dos de éstas unidades, una para cada receptor de comando.

Receptores de comando CR:

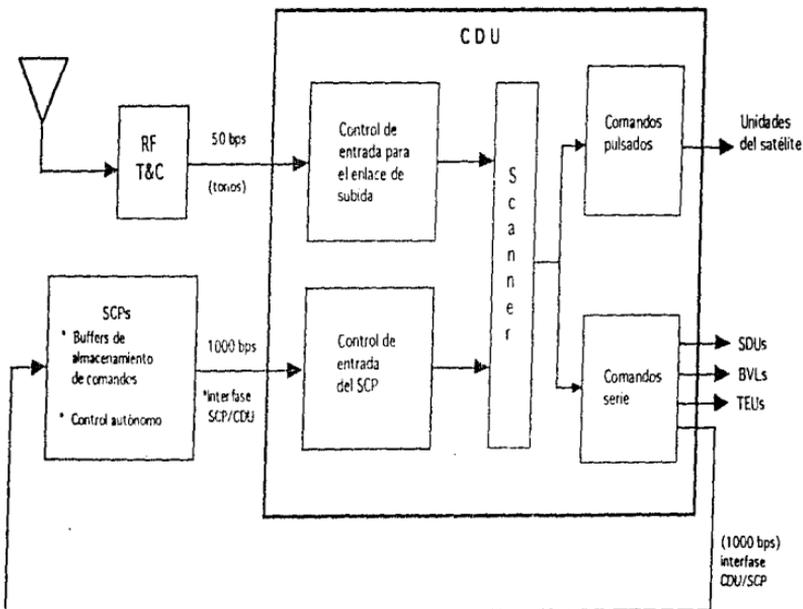
Estas unidades procesan la señal de subida (comando o tono de rango) convirtiéndola de banda C a una frecuencia intermedia común (IF) de 240 MHz, demodulan la portadora de los tonos de comando, filtran, amplifican y transmiten los tonos de comando hacia las unidades decodificadoras de comando, y enrutan dichas señales a los equipos correspondientes lo que permite realizar las tareas de comando. Cada receptor de comando acepta ambas frecuencias de comando, por lo que existe redundancia en estas unidades lo que permite la posibilidad de acceder a cualquiera de los dos decodificadores o registros donde será almacenado el comando (figura 2.14), o puede enrutar el tono de rango a través de un conmutador para su retorno a Tierra, además está diseñado para operar con una portadora de entrada de radio frecuencia de hasta 133 KHz.

Unidad Decodificadora de Comando CDU:

Esta unidad realiza las funciones de demodular la subportadora de comando, decodificar los mensajes de comando que provienen de los receptores de comando (CR) así como de los procesadores de control del satélite (SCP's), y se encarga de distribuir a las diferentes unidades los mensajes de comando en forma de comandos serie o pulsados. Para comandos que involucran la actuación de válvulas o la activación de detonadores, el CDU utiliza las unidades de manejo de válvulas (VDU) o las unidades de manejo de detonadores (SDU) respectivamente para proporcionarles amplificación de pulsos.

Los comandos generados por el SCP que permiten realizar funciones autónomas se llevan a cabo a través de la interconexión entre el SCP y la CDU (como se muestra en la figura 2.16), la cual no requiere bit de sincronía sino que la envolvente sincroniza al comando.

Los comandos son recibidos como rafagas de secuencias de tonos en el demodulador interno de esta unidad CDU, la cual traduce los tonos en un flujo de lógica binaria. La señal banda base de comando serie que se recibe del SCP y de los dispositivos de prueba simplemente está corrida en nivel, o sea de señales de nivel alto (+5,-12 Volts) usadas por las interconexiones de la unidad a lógica de bajo nivel usada internamente por la CDU. Los datos son enrutados hacia el control de entrada respectivo de cada fuente, el cual sincroniza los datos de entrada con el oscilador maestro del CDU y genera datos de reloj, verifica el formato y código de detección de error del comando, y transmite el comando al explorador (*scanner*); el cual lee alternadamente los controladores de entrada para validar, decodificar el comando y distribuir los datos hacia la matriz de comandos serie o pulsados según corresponda. También existe una interconexión serie con la unidad codificadora de telemetría TEU, la cual le proporciona a la CDU el estado de los datos. Otros circuitos de soporte para la CDU los cuales completan su diseño son la fuente de energía, el oscilador, el reinicializador de encendido y el detector de bajo voltaje. Este subsistema cuenta con dos de estas unidades CDU.



* Se habilita por comando desde tierra cuando se tiene encendido solo uno de los SCP.

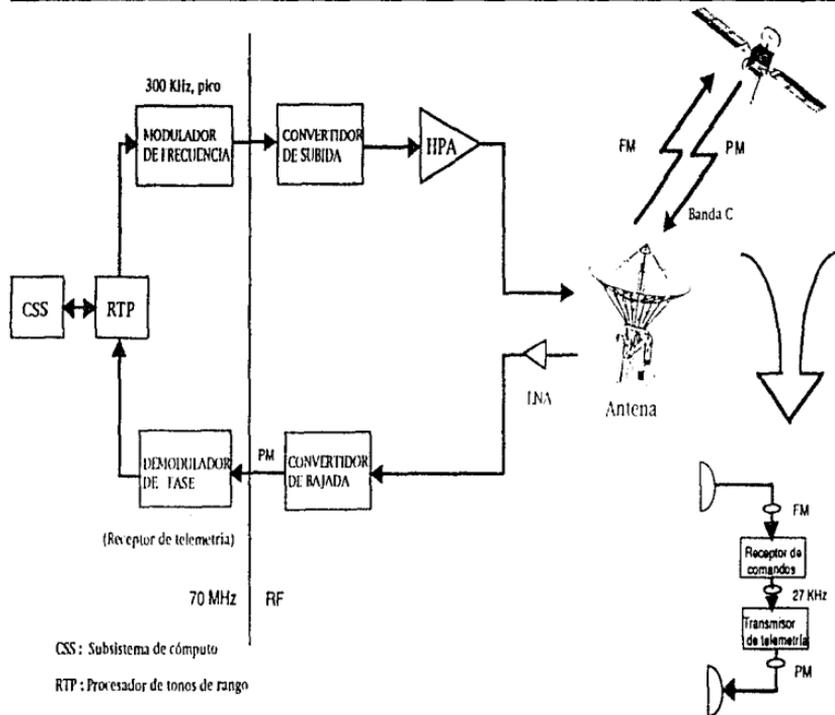
Figura 2.16 Diagrama simplificado para comandar

RANGO

El propósito del subsistema de rango es conocer la distancia que existe del satélite a la estación de control en Tierra. Esta distancia se calcula midiendo el tiempo de retraso de ida y vuelta de una señal transmitida al satélite desde la estación en Tierra. El tiempo de retraso asociado al satélite se resta de la medición de rango (retraso) debido a la calibración realizada en el equipo de Tierra antes de efectuar el proceso de rango. Con el Sistema de Satélites Solidaridad es posible usar tres métodos para determinar el rango llamados: Rango a través del subsistema de telemetría, comando y rango (TCR), rango utilizando un transpondedor del subsistema de comunicaciones y rango utilizando una señal de televisión.

El rango a través de TCR se lleva a cabo por medio de la salida de Rango de los receptores de comando CR que se encuentran interconectados en forma cruzada (redundante) entre los dos transmisores de telemetría. Cada transmisor proporciona conmutación para rango o telemetría como se desea. El subsistema de TCR puede proporcionar simultáneamente señal de rango y señal de datos de telemetría sin tener que realizar alguna conmutación si se utiliza un transmisor de telemetría dedicado para telemetría y el otro para rango.

Los tonos de rango seleccionados modulan la portadora del enlace de subida y son recibidos y demodulados por los receptores de comando. El transmisor de telemetría recibe los tonos demodulados por el receptor de comandos y envía la señal del enlace de bajada con una portadora modulada en fase. En la estación de control en Tierra, el procesador de tonos de rango (RTP) el cual constituye parte de la Unidad Integrada de Telemetría y Comando (ITCU) mide la diferencia de fase entre la señal transmitida y los tonos recibidos, y calcula el rango (figura 2.17).



El sistema de tonos de rango lo han utilizado los satélites de Hughes desde el Telstar 3 y es idéntico al utilizado en los satélites Aussat, Galaxy y SBS. En este sistema, la precisión del rango se determina midiendo el retraso en la fase del tono de 27,777.77 Hz. La ambigüedad en el rango se resuelve midiendo el retraso de los tonos de 54.25 Hz, 434.03 Hz y 3472.22 Hz, estos tonos son creados por la modulación FSK (frequency Shift keyed) de los dos tonos en la portadora de comando. El procesador de tonos de rango (RTP) en el equipo en Tierra resuelve la ambigüedad en el rango al mezclar estos tonos después de que los detecta.

El rango por transpondedor utiliza la unidad ITCU y un transpondedor de comunicaciones normal, lo que da como resultado un retraso de fase diferente al pasar esta señal a través del satélite.

Para el rango con señal de TV, dicha señal de televisión de FM se hace pasar a través del repetidor de banda C y después se demodula. Para realizar la medición se hace uso de una unidad calibrada para rango con TV, la cual compara las señales de entrada y salida y determina el retraso existente a lo largo del repetidor y del equipo de prueba, por lo que el retraso que se presenta en el equipo en Tierra se resta del valor total. Este método de medición requiere además del equipo de FM/TV, el uso de una unidad especial para rango con señal de TV y solo se puede realizar cuando el satélite está en condiciones normales de operación en estación.

Procedimiento para rango por telemetría y comando:

- 1.- Calibrar la estación de control
- 2.- Comandar el transmisor de telemetría 1 o 2 a modo de rango
- 3.- Seleccionar el receptor de comandos (CR)

- 4.- Realizar el procedimiento de rango (procedimiento automático)
- 5.- Reinicializar el transmisor de telemetría a modo PCM

En este procedimiento las mediciones de retraso de fase se toman con las 4 frecuencias de tono empezando con la menor, estas frecuencias de tono se incrementan para mayor exactitud al calcular la distancia al satélite, la frecuencia más alta (tono de 27.7 KHz) proporciona una exactitud de 30 m, después se repite para los tonos de frecuencias más bajas para asegurar una correcta medición.

La precisión del rango del satélite se determina principalmente por las variaciones en el retraso en fase de los receptores de comando y los transmisores de telemetría. El retraso de fase en el satélite es función de la temperatura, el nivel de potencia, el índice de modulación y las unidades usadas; el nivel de potencia de recepción se determina con datos de telemetría del control automático de ganancia AGC proveniente del receptor de comandos.

Los retrasos de fase del satélite se calibran de acuerdo a la temperatura; los retrasos de fase de frecuencia intermedia IF se eliminan con la calibración (realizando la medición de retraso de fase) y una vez medido, el retraso en radiofrecuencia RF no cambia, a menos que se cambie algún equipo en Tierra. La medición final menos las calibraciones (del satélite, IF y RF) nos da la distancia al satélite.

El uso del procesador de tonos de rango (RTP) simplifica el procedimiento de rango y también se utiliza durante las pruebas del subsistema.

2.2 SUBSISTEMA DE PROPULSION

El subsistema de propulsión incluye básicamente el combustible, el presurizante, los motores y los dispositivos de control. Con estos elementos se realiza la inyección del satélite en la órbita geoestacionaria, el control de la orientación, y las funciones de mantenimiento en órbita al proporcionar el impulso y el momento necesarios en los tres ejes de la nave. En este subsistema están incluidos los componentes y ensambles asociados con el almacenamiento, acondicionamiento, enrutamiento, control y consumo del combustible, según lo requiera el satélite a través de toda su vida útil.

A los combustibles utilizados para obtener propulsión se les denomina usualmente como propergoles.

El diseño incorpora cuatro tanques de propergol, dos tanques de presurizante (figura 2.18), un impulsor de 490 N (110 lbf) llamado LAM (motor líquido de apogeo), doce impulsores de 22N (5 lbf) y un sistema de distribución de los propergoles. Los propergoles usados son tetróxido de nitrógeno (MON-3) el cual actúa como oxidante y Monometil-Hidrazina (MMH) el cual actúa como combustible, a los que se les llama hipergólicos (la ignición se realiza tan pronto entran en contacto).

Los cuatro tanques de combustible son esféricos con 89 cm de diámetro, están hechos de titanio y son usados para contener aproximadamente 1492.8 Kg de combustible requerido para la misión, es decir la puesta en órbita y la vida útil de servicio del satélite. La diferencia de presiones (la que se crea por la combinación de la presión de helio y la presión de vapor) y la presión de la cámara, hace que el combustible fluya de los tanques

hacia el impulsor. Los tanques de presurizante están contruidos de un material ligero, grafito epóxico sellado sobre una superficie de aluminio y tienen forma cilíndrica con un volumen mínimo de 43.4 litros por tanque; están cargados con gas de helio el cual es usado para expulsar el propergol de los tanques. Durante las maniobras en órbita de transferencia el helio es liberado hacia los tanques de propergol a aproximadamente 245 psi a través de un regulador. Una vez que el satélite está en la órbita geosíncrona, el regulador se aísla y el sistema opera de ahí en adelante en el modo de flujo hacia abajo. Durante la órbita de transferencia el flujo de propelente libre de gas se asegura por la fuerza centrífuga debida al giro del satélite y una vez que el cuerpo está estabilizado para las operaciones en estación, lo hace a través de los dispositivos para el manejo de propelente (PMD) localizados en cada uno de los tanques de propelente, los cuales han sido desarrollados y calificados para la serie de satélites HS-601, por lo que el propósito de estos dispositivos es proporcionar la liberación de combustible libre de gas.

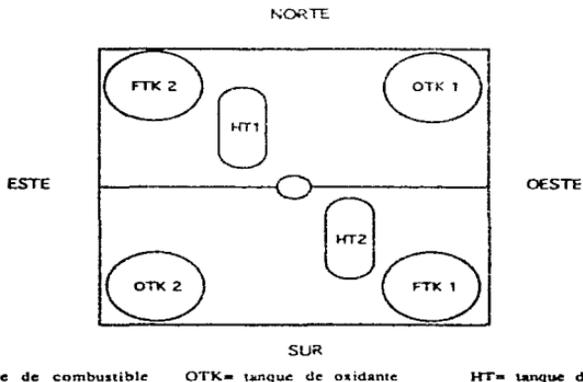


Figura 2.18 Localización de los tanques de propergol

También se usan después del regulador, válvulas ckeck de doble asiento para prevenir que se mezclen vapores del combustible con el helio. La represurización de los tanques de combustible puede llevarse a cabo solo en un tanque utilizando seis válvulas latch y seis transductores de presión de alta resolución. Además de proveer exactitud en la estimación del propergol remanente, el sistema de represurización permite determinar el nivel de presión del tanque, ya sea el de combustible o el de oxidante con objeto de controlar la razón de mezcla de los mismos, la cual se conoce como la razón de oxidante a combustible.

El subsistema de propulsión tiene redundancia para operar en caso de falla. Las válvulas latch de los tanques de propergol utilizan bobinas alambradas con actuador doble. Los impulsores de 22 N son funcionalmente redundantes lo que tolera falla en alguno de ellos; cada impulsor está equipado con válvulas serie dual y los dispositivos de manejo de válvulas (VDU) esáan diseñados con dos circuitos, por lo que si se presenta una falla, está no puede comandar el encendido de un impulsor. El diseño de las válvulas de asiento acopladas con los circuitos serie para su manejo, asegura protección contra fuga o goteo a nivel del impulsor. Este arreglo le permite a todos los impulsores acceso al combustible.

El motor de apogeo LAM emplea válvulas de doble embobinado con dispositivos de manejo de válvulas dedicados y separados lo que le añade confiabilidad a éste. En el supuesto caso de que el motor de apogeo LAM fallara, el encendido de los impulsores axiales A1, A2, A3 y A4 en conjunto permitirían la inyección de combustible del satélite en el apogeo como medida de respaldo ya que normalmente se realiza usando un solo impulsor de 490 N.

El impulsor LAM y los 12 impulsores son usados para realizar las maniobras en órbita de transferencia, control de la orientación y

mantenimiento en estación (órbita geoestacionaria) que se requieren para cumplir la misión del satélite, los impulsores o thrusters están contruidos de titanio y distribuidos como sigue: cuatro axiales localizados en la cara posterior del satélite, cuatro en la cara norte, dos en la cara este y dos en la cara oeste, como se muestra en la figura 2.19. Entre otros componentes adicionales se encuentran 12 válvulas de drenado, 14 válvulas para activarse por medio de detonación, 9 filtros, sensores de temperatura y calentadores; como se observa en el diagrama esquemático de la figura 2.20.

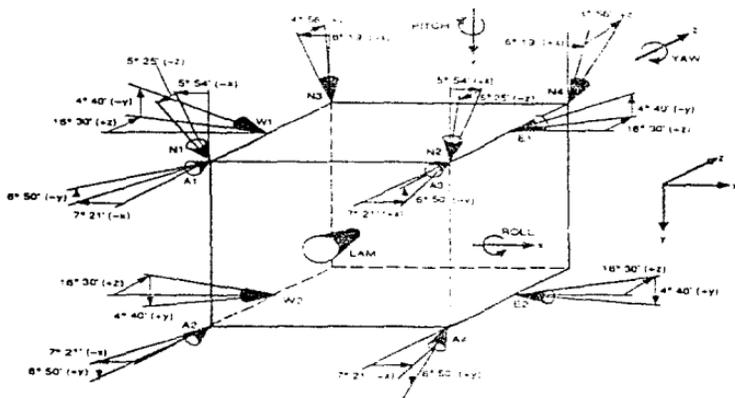


Figura 2.19 Distribución de los Impulsores

Este subsistema genera datos de telemetría que proporcionan los sensores de temperatura localizados en los impulsores, en los tanques, en los transductores de presión de alta resolución y en algunas líneas de distribución de perergol, así como el estado de

todas las válvulas latch (ya sea abierto/cerrado), la presión de los tanques de combustible, de oxidante y de helio; el tiempo de encendido y conteo de pulsos de los impulsores (a través del procesador de control abordo del satélite). Entre los comandos de control para este subsistema se encuentran el de encendido del calentador del motor de apogeo LAM y el control para abrir o cerrar las válvulas latch, además se dispone también de una lista de telemetría y comandos en donde se pueden consultar los detalles.

El sistema con bipropérgol es usado para optimizar todas las fases de la misión del satélite y maximizar su vida. La función principal del motor de apogeo LAM de 490 N es la de proveer el incremento de velocidad en el apogeo para llevar al satélite de la órbita de transferencia a la órbita geostacionaria. Una vez que el satélite se encuentra listo para trabajar en estación (órbita geostacionaria), el propérgol se aísla del motor de apogeo LAM al cerrar las válvulas de detonación que se encontraban normalmente abiertas, las cuales se localizan inmediatamente arriba del motor LAM.

Los doce impulsores son usados para controlar la razón de giro y la orientación del satélite durante la órbita de transferencia. Si se requiere encender el motor en el perigeo se cuenta con un control activo de nutación de los impulsores (TANC), y una vez en la órbita geostacionaria los impulsores de 22 N (figura 2.19) se utilizan para realizar todas las maniobras de control de orientación. Estos impulsores proporcionan la redundancia necesaria para cumplir con las necesidades de control en todas las fases de la misión en el caso que alguno fallara. Los cuatro impulsores montados sobre la cara norte proporcionan el incremento de velocidad requerido en la maniobra Norte-Sur (N-S) para el mantenimiento en estación del satélite; dos impulsores montados en el lado este y dos en el lado oeste proporcionan los incrementos de velocidad para la maniobra Este-Oeste (E-W). Los impulsores de 22 N son del mismo diseño que los que han sido probados en el satélite Intelsat VI.

MANIOBRAS DE CONTROL EN ESTACION

Las maniobras para control en órbita geoestacionaria de los satélites Solidaridad HS-601 son las siguientes:

- 1) Norte-Sur
- 2) Este-Oeste

Durante las operaciones en estación, se realiza un ciclo de maniobras para mantenimiento en órbita geoestacionaria cada 14 días. Este ciclo inicia con una maniobra Norte-Sur en el nodo ascendente para corregir la inclinación de la órbita; Después de realizar esta maniobra, se tienen entre 24 y 48 horas (dependiendo del tiempo necesario para la determinación de la órbita y de la hora del día), para realizar una maniobra Este (o bien Oeste) a las 6:00 a.m. ó a las 6:00 p.m. tiempo local del satélite, seguida de una maniobra Oeste (ó bien Este) 12 horas después. Las maniobras Este-Oeste se utilizan para corregir el corrimiento longitudinal del satélite y la excentricidad de la órbita. También como parte de estas operaciones de control en estación están las mediciones de combustible remanente, aunque estas operaciones no modifican la posición de la órbita. Al subsistema de propulsión también se le conoce como subsistema de control de reacción.

Maniobras Norte-Sur:

La maniobra Norte-Sur se realiza disparando un par alternado de impulsores de la cara norte (N1 y N4 ó N2 y N3). La elección del par de impulsores a utilizar para la ejecución de la maniobra depende de la posición del arreglo de paneles solares, y la elección del par de tanques de combustible y oxidante usados, se realiza de acuerdo a una tabla en la cual están programadas las operaciones de

represurización, debido a las cuestiones de balanceo y razón de mezcla. Nominalmente uno de los impulsores se disparará en estado estable o continuo, mientras que el impulsor opuesto se disparará en modo pulsado; el resto de los impulsores podrá trabajar en pequeños pulsos para mantener la orientación y para compensar los momentos de giro no deseados con respecto al centro de masa del satélite.

Esta maniobra se realiza cada 14 días y también se le llama de inclinación, porque la órbita del satélite se inclina con respecto al plano del ecuador debido a las perturbaciones ocasionadas por las fuerzas de atracción del Sol y la Luna. Además la cantidad de propergol que se usa para una maniobra Norte-Sur depende de la época del año en que se realiza y es 1.2 Kg aproximadamente.

Maniobras Este-Oeste

Las maniobras Este-Oeste son usadas para corregir la deriva en longitud del satélite debida a que la Tierra no es una esfera uniforme y la excentricidad de la órbita (no circularidad) debida a la fuerza de radiación solar. Una maniobra Este-Oeste completa consta de dos maniobras, una proporciona un incremento de velocidad hacia el este (usando los impulsores E1 y E2) y la otra proporciona un incremento de velocidad hacia el oeste (usando los impulsores W1 y W2); La elección de cual de estas maniobras se realiza primero depende de la posición longitudinal del satélite en la órbita y del efecto de la maniobra anterior de inclinación, sin embargo las dos partes de esta maniobra están siempre separadas alrededor de 12 horas. Para realizar esta maniobra existe un par de impulsores este y un par de impulsores oeste. En la figura 2.19 se observa la disposición de los impulsores, notándose que existen impulsores de respaldo en el caso de que alguno de estos fallara. Para mantener la orientación del satélite, el resto de los impulsores puede disparar en pequeños pulsos de acuerdo a la información de los sensores (giróscopios). La cantidad de propergol que se usa para una

maniobra Este-Oeste depende de la época del año y es aproximadamente 30 gramos.

Control de la relación de mezcla (reducción de residuos)

Después de combinarse el volumen del propergol de los tanques de oxidante y de combustible se obtiene la primer serie de mediciones en el sistema, con esta información se puede determinar el desempeño del motor de apogeo LAM y la relación de mezcla. Las cantidades relativas del combustible y oxidante remanente junto con los datos de la relación de la mezcla que se obtienen de las pruebas de aceptación y las condiciones térmicas observadas, pueden ser usados para determinar la relación de mezcla requerida para minimizar los residuos al final de la vida (EOL).

Mediciones de combustible

La estrategia de medición de propergoles consiste en la utilización de un modelo matemático que estima la cantidad restante de éstos, usando como datos las presiones y temperaturas de los tanques enviadas por telemetría; el proceso proporciona una medición del combustible remanente con una exactitud de ± 3 meses en los primeros 5 años después del inicio de vida BOL. Este sistema permite también la reprerización individual de los tanques de combustible, lo que permite tener un control en la razón de la mezcla con el objeto de reducir los residuos de propergol causados por variaciones en la relación o porcentaje de la mezcla.

Adicionalmente a las operaciones de control ya mencionadas, el subsistema de propulsión permite realizar las actividades de reprerización, así como la maniobra para reubicación del satélite.

Operaciones de represurización.

Seguida a las operaciones en la fase de ascenso, una vez que la presión del tanque de helio ha alcanzado 600 psi, el regulador del sistema será aislado por medio de las válvulas squib (de detonación) SV2, SV4 y SV5 (figura 2.20). Entonces el sistema de represurización se habilita al disparar las válvulas squib SV11, SV9, SV10 (en este orden), mientras que las válvulas latch de la LV5 a la LV10 permanecen cerradas. El propósito del sistema de represurización es añadir de manera controlada pequeñas cantidades de helio dentro de los tanques de propergol. Este proceso se realiza tres veces durante la vida del satélite de acuerdo a las mediciones de telemetría, pero la tendencia de las nuevas generaciones de satélites es que este procedimiento se realice solo una vez, a la mitad del ciclo de vida del satélite.

Durante un proceso de represurización se presuriza uno de los tanques de propelente a 34.5 KPa (5 psi), vigilando los valores de presión y temperatura de los demás tanques y después se calcula el cambio en la presión y el propergol remanente en el tanque. Durante la vida útil, cada tanque se presuriza tres veces: al inicio de la vida útil, a mitad de la vida útil y un año antes del fin de vida del satélite.

Maniobra para reubicación del satélite.

Cuando se requiere realizar una maniobra de cambio de posición orbital durante la vida de misión de un satélite HS-601, se realiza la maniobra de cambio de estación, la cual es análoga a una maniobra Este-Oeste larga que permite mover al satélite hacia otra posición orbital. Para llevarla a cabo se utiliza un par de impulsores ya sea los este u oeste para iniciar la deriva (dependiendo de la dirección de la deriva que se necesite), y con el par de impulsores opuesto se detiene este movimiento.

2.3 SUBSISTEMA DE POTENCIA ELECTRICA

Características generales:

El subsistema de potencia eléctrica (EPS) realiza las funciones de generación, almacenamiento y distribución de la energía eléctrica requerida para el buen funcionamiento de todos los subsistemas del satélite durante todas las fases de la misión. El diseño cuenta con un arreglo de celdas solares de silicio sobre las dos alas solares, las cuales generan la energía eléctrica durante la operación con luz de Sol y son consideradas como la fuente primaria de energía del satélite. Como fuente secundaria para almacenar energía y proveerla a la línea de distribución de energía (bus) durante los eclipses, así como para soportar cargas transitorias se utiliza una batería de níquel-hidrógeno de 27 celdas. La conmutación entre ambas fuentes de energía eléctrica es automática, en cuanto se detecte un nivel bajo de voltaje en la operación.

Descripción de las fuentes de energía:

Para que este subsistema satisfaga las necesidades de energía requeridas por el satélite durante todas las fases de pruebas en Tierra, lanzamiento, pruebas en órbita y su vida útil, así como para realizar el suministro de energía hacia todos los subsistemas del satélite, utiliza unidades electrónicas para distribución y control, y sus dos fuentes de energía eléctrica, el arreglo solar y la batería; como se muestra en el diagrama modular de la figura 2.21.

El arreglo solar:

El arreglo solar consiste de dos alas solares desplegables, que se extienden una sobre la cara norte y la otra sobre la cara sur del satélite; las alas están cubiertas con celdas solares de silicio y se sujetan al cuerpo del satélite a través de los mecanismos de la

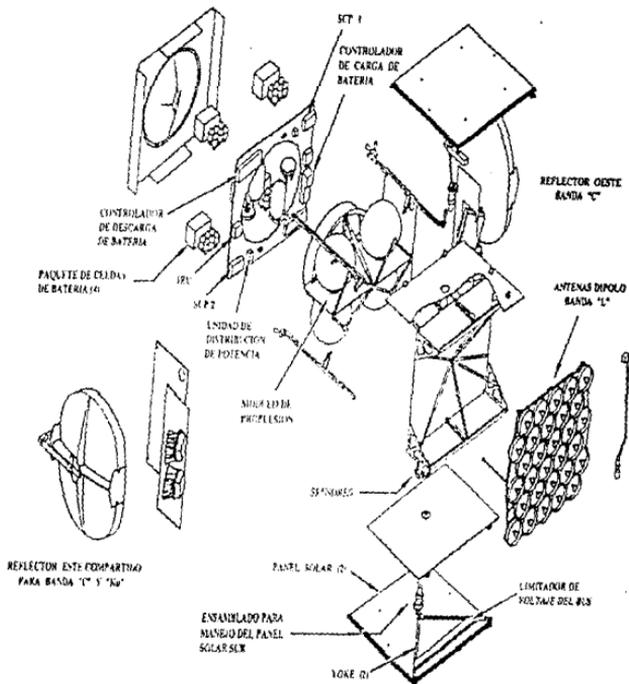


Figura 2.21 Diagrama modular de los Satélites Solidaridad

unidad especial para manejo llamada motor de ala solar (SWD), la cual las hace rotar una vez al día para rastrear al Sol y también se encarga de la transmisión de energía a través de una interfase rotatoria (anillos deslizables). Cada ala solar está compuesta por tres paneles que tienen en su interior una estructura de aluminio en forma de panal de abeja y una cubierta delgada de Kevlar, un yugo (yoke), un limitador de voltaje de la línea de distribución (BVL) y el actuador de ala solar (SWA). Cada unidad limitadora de voltaje de la línea de distribución se utiliza para regular el voltaje del arreglo solar y se encuentra montada sobre el yugo de grafito, el cual conecta mecánicamente los paneles con el actuador del panel solar (SWA), figura 2.22a. Cada panel solar mide 2.5m X 2.15m y está dividido en 8 circuitos eléctricos de celdas solares de silicio, en donde cada circuito consiste aproximadamente del mismo número de celdas, es decir 143 ó 144 celdas solares interconectadas en serie.

Para proteger los paneles solares contra posibles daños causados por sombra durante el despliegue de las alas solares, en la parte de atrás de cada panel están montados dos diodos en serie conectados eléctricamente con cada grupo o cadena de celdas: aunque nominalmente una vez que las alas solares han sido desplegadas no se presenta esta sombra.

El ensamblado de las celdas solares contiene una interconexión de plata de 0.025 mm, la cual está soldada al contacto N sobre el lado frontal de la celda solar y en la parte posterior está soldada al contacto P de la siguiente celda, ver la figura 2.22b; por lo que las celdas son diodos polarizados en inversa; de esta manera el campo eléctrico que evita el flujo de corriente a través del diodo, produce corriente cuando la luz (fotones) causa una separación en los electrones (excitación de electrones). Asimismo, aproximadamente 144 celdas en serie (circuitos de celdas) proporcionan voltaje y 48 circuitos en paralelo proporcionan corriente. La potencia eléctrica máxima disponible del arreglo solar presenta degradación a lo largo

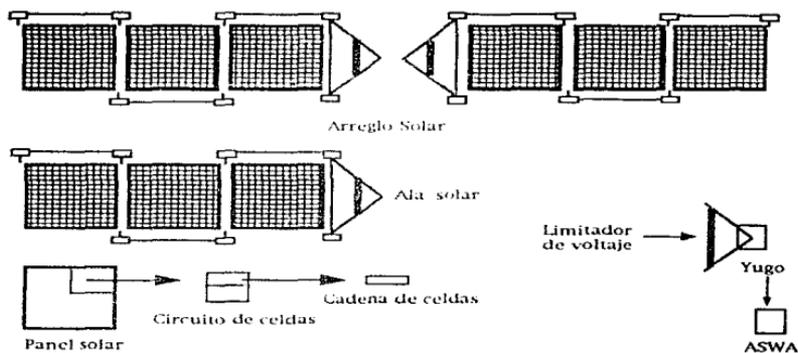


Figura 2.22 a Diseño del arreglo solar

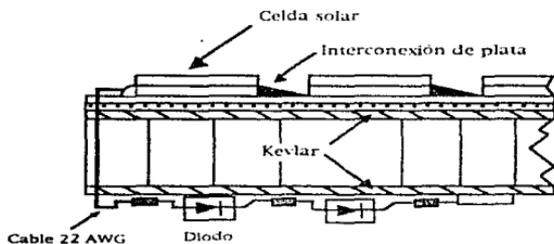


Figura 2.22 b. Construcción del panel solar

de la vida del satélite debido a su exposición a la radiación. La eficiencia en las celdas solares de silicio al inicio de vida del satélite es de 12.3%. En la tabla 2.3 se muestra la predicción de potencia del arreglo solar y en la tabla 2.4 se muestra el consumo de potencia de los subsistemas del satélite.

Temporada	Predicción [Watts]
Solsticio de Junio	
Inicio de vida BOL	3674
A los 14 años	3156
Equinoccio de Septiembre	
Inicio de vida BOL	4083
A los 14 años	3370
Eclipse	2811

Tabla 2.3 Predicción de Potencia del arreglo solar, a 50.9 V

Subsistema	Temporada		
	Solsticio de Junio	Equinoccio de Septiembre	Eclipse
Comunicaciones			
Banda C	656	656	656
Banda Ku	1370	1370	1356
Banda L	421	421	421
total	2447	2447	2433
Telemetría y Comando	54	54	54
Control de Orientación	46	46	46
Térmico	226	254	194
Electrónica de Potencia	59	68	38
carga de la batería	32	324	-
Total de cargas a 49.85 V	2865	3194	2765

Tabla 2.4 Presupuesto de potencia al final de la vida en estación [W]

Batería:

Una batería de níquel-hidrógeno proporciona energía a las cargas del satélite a través de las unidades de descarga de batería llamadas BDC. Esta batería está constituida de 27 celdas agrupadas en cuatro paquetes, los cuales están montados uno en cada esquina de la cara posterior del satélite. Tres paquetes contienen siete celdas y un paquete contiene solo seis, los cuales están conectados en serie para formar una sola batería con capacidad de 160 Amper-hora. Cada paquete mide aproximadamente 28 cm de alto por 55 cm de largo.

Las celdas están montadas sobre un chasis de aluminio maquillado, el cual está sujeto al pánal de la plataforma con unos soportes de aluminio; por lo que las celdas están aisladas eléctricamente del chasis y éste está aislado de los soportes. Las celdas dentro del paquete tienen una cubierta de aluminio. Por la parte de afuera, una de las caras del paquete está cubierta con espejos radiadores de calor, mientras que los otros lados tienen sábanas térmicas para que con la ayuda de los dos controladores de calor (termostato electrónico) y los calentadores, se regule la temperatura del paquete.

La telemetría que se requiere para el manejo de la batería la proporciona el subsistema de potencia eléctrica, ya sea directamente de la batería o a través de las unidades electrónicas de potencia. La información de telemetría incluye el voltaje de la batería, las presiones y temperaturas de los cuatro paquetes de celdas y la corriente de carga y descarga, entre otros. En el caso en el que los dos paquetes de celdas del lado norte ó los dos del lado sur, ó ambos simultáneamente presenten un estado de sobretemperatura, la unidad de control de descarga de la batería (BDC) generará una señal que evita que la batería se cargue, hasta que los paquetes se enfrien ó hasta que dicha señal se inhiba por comando de Tierra.

Cada celda de níquel-hidrógeno consiste de un conjunto de electrodos positivos y negativos como se muestra en la figura 2.23, los cuales almacenan y liberan la energía por medio de una reacción electroquímica reversible. El electrodo positivo es de níquel y el electrodo negativo es de hidrógeno gaseoso.

Durante los eclipses, la batería se descarga a través de las unidades BDC para soportar las cargas del satélite. Cuando la línea de distribución de energía está cargada a su totalidad, la corriente promedio de descarga de la batería es aproximadamente 92 Amperes. Después de cada eclipse, la batería se recarga a una razón de C/20 (8.0 amperes) a través de las unidades de control de carga llamadas BCC; Asimismo, una vez que la batería está completamente cargada, se sitúa a una carga lenta llamada trickle C/200 (0.8 amperes) hasta el siguiente eclipse. Entre las temporadas de eclipse, la batería se puede mantener en circuito abierto con cargas periódicas en top-off ó usando carga lenta continua (trickle).

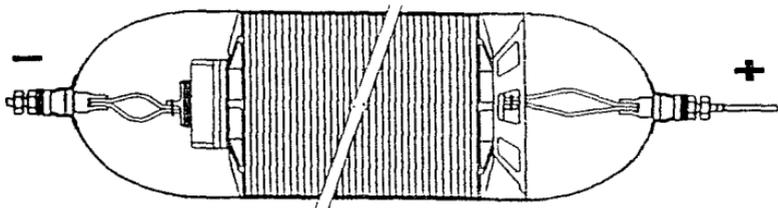


Figura 2.23 Celda de la batería de níquel-hidrógeno

Distribución de energía:

Durante las operaciones con luz de Sol, el voltaje de la línea de distribución se regula por medio de dos limitadores de voltaje conmutables (BVLs) montados uno en cada ala solar; éstas unidades regulan el voltaje del bus al derivar el exceso de corriente en el arreglo solar. El subsistema cuenta con dos controladores internos para descarga de las baterías (BDCs), los cuales proporcionan automáticamente la energía regulada de la batería hacia el bus durante eclipses; además también se requiere de éstas unidades para aumentar la energía de los paneles solares. En la figura 2.24 se muestra la localización de las unidades electrónicas de este subsistema de potencia eléctrica en el satélite.

Las salidas de los paneles solares y de las unidades controladoras de descarga de la batería (BDC) están interconectadas a través de dos unidades de distribución de energía para la plataforma llamadas BPDU, con objeto de formar una sola línea de distribución (bus), como se muestra en el diagrama a bloques de la figura 2.25. Cada unidad de distribución de energía BPDU proporciona la corriente de carga que es enviada por telemetría, lo cual permite conocer y controlar el estado del satélite.

El manejo de la carga de la batería es controlado automáticamente por el procesador de control abordo del satélite llamado SCP; cuando éste comanda al controlador redundante de carga de la batería BCC para que proporcione una corriente de carga apropiada. La unidad de carga de la batería BCC le proporciona al procesador de control abordo del satélite SCP vía telemetría los valores de la presión de las celdas de la batería, con objeto de medir el estado de carga de la batería (SOC) y determinar la razón de carga apropiada.

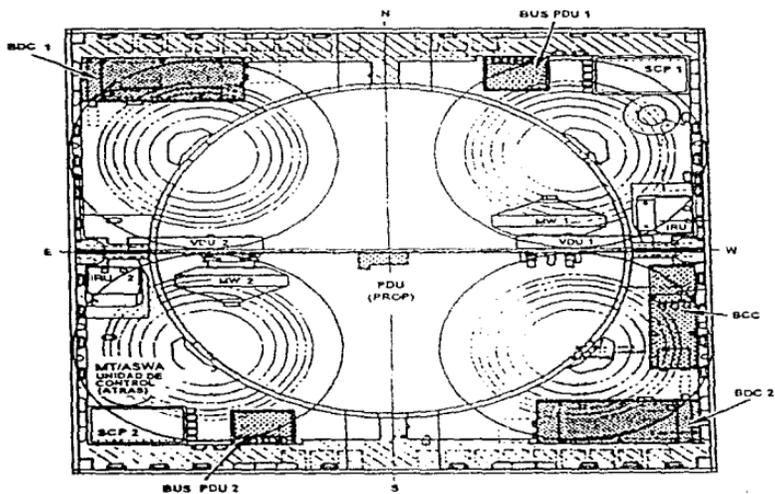


Figura 2.24 Ubicación de las unidades electrónicas del subsistema de Potencia Eléctrica

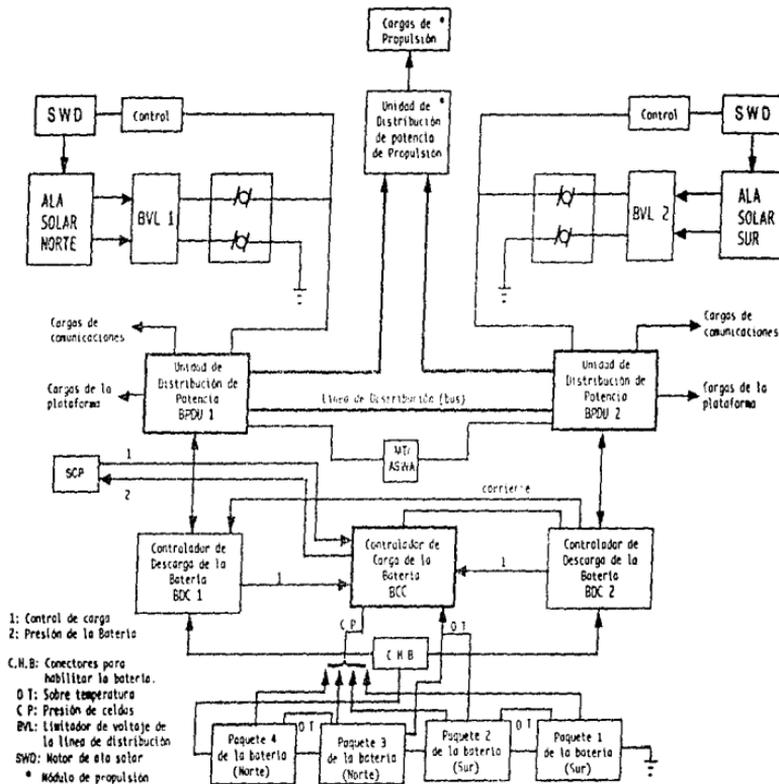


Figura 2.25 Diagrama a bloques del subsistema de Potencia Eléctrica

Configuración y operación durante la órbita de transferencia:

Durante esta etapa las dos alas solares están plegadas sobre las caras norte y sur del satélite, en donde solamente el panel solar de afuera en cada ala está expuesto. El satélite está girando alrededor del eje Z, lo cual origina que la potencia de salida del arreglo solar varíe como una señal senoidal rectificadas. En esta configuración el arreglo solar produce solo una fracción de la potencia que es capaz de suministrar cuando los paneles están desplegados, sin embargo como la carga útil de comunicaciones no está operando en órbita de transferencia, la potencia total que se requiere es muy pequeña.

Durante cada ciclo de giro del satélite el arreglo solar produce potencia en exceso comparada con los requerimientos de carga; este exceso de potencia es usado para cargar la batería. Durante los periodos de giro se presenta el caso en el que los paneles solares no tienen el área de captación directa al Sol, por lo que el arreglo solar no puede soportar las cargas conectadas a la línea de distribución; es entonces cuando la batería proporciona energía a la línea de distribución automáticamente a través de las unidades de control de descarga de la batería BDC. Para la órbita de transferencia la unidad de control de carga de la batería BCC se configura a un modo de carga llamado top-off, el cual consiste de dos niveles de carga: el nivel alto tiene la capacidad de 13 amperes y el nivel bajo es cero amperes o sin carga. De manera que durante los periodos de captación solar en órbita de transferencia, la batería se está cargando y descargando alternadamente dos veces en cada giro usando las unidades BCC y BDC. Durante los eclipses en órbita de transferencia la batería proporciona toda la energía eléctrica requerida por las cargas conectadas a la línea de distribución.

Configuración y operación en estación (órbita geostacionaria):

Una vez que el satélite se encuentra en estación y las alas solares se han desplegado, el subsistema de potencia eléctrica se configura a su capacidad total. El arreglo solar proporciona la energía para todas las cargas del satélite durante las operaciones con luz de Sol, mientras que la batería está diseñada para soportar la operación total de la carga útil durante eclipses. Entre las operaciones en órbita se encuentra la operación durante eclipses y las operaciones con luz de Sol; en ésta última se tienen tres diferentes modos de operar, que son: el cargar la batería a un nivel de carga alta llamado high rate (8 amperes), a un nivel de carga lenta llamado Trickle (0.8 amperes) y el estado de ausencia de carga (0 amperes), el cual puede aplicarse solo cuando no es temporada de eclipses, aunque no es lo adecuado; lo recomendable es mantener la batería a una carga lenta (trickle) entre las temporadas de eclipse, es decir cuando hay captación solar. En las figuras 2.27 a y 2.27 b se muestran páginas de telemetría real del subsistema de potencia eléctrica de los satélites Solidaridad.

Operación con luz de Sol:

Durante la operación con luz de Sol, el arreglo solar proporciona la energía al satélite como fuente primaria convirtiendo la radiación solar en potencia eléctrica. Cada una de las alas solares está formada por tres paneles cubiertos con celdas solares de silicio. Hay un limitador de voltaje de la línea de distribución, el cual regula el voltaje producido por las alas solares tirando el exceso de potencia; éstas unidades están montadas sobre cada ala solar. Las alas solares giran para rastrear al Sol por medio de su unidad especial de manejo llamada control de ala solar SWD, las cuales a su vez, son controladas por el procesador de control abordado del satélite SCP. Los dispositivos de manejo de las alas tienen unos anillos deslizables para transferir la energía eléctrica de las alas solares hacia el cuerpo del satélite.

5-MAR-97 06:47:00 MF FEM FMT VOLT AMPS ACS BOLL PITCH ARC ALARMS CHK OFFIF													
PWR 06:47:00 24 2 1 2N 51.7 43.8 Nm 0.001 -0.001 End Enb 3 EMB SOLID1													
1003 Bus Voltage	51.46	Volt	1037 BCC ChrgRate	Trickle	1038 BCC Bat 1	0.708	App	1039 BCC Input 1	0.59	App			
1004 SI BatMgmtEn	Enabled		1005 SI BatMgmtEn	Disabled	1006 HV Latch	14.260	App	1007 BCC StsChg	28.37	App			
1040 F01 1	0.12	App	1041 PVLI Shunt 1	21.06	App	1034 P001 10aBus1	5.29	App	1036 P001 30aBus1	12.99	App		
1041 F02 1	0.09	App	1043 PVLI Shunt 1	15.13	App	1035 P002 10aBus1	8.78	App	1037 P002 30aBus1	15.88	App		
5-MAR-97 06:21:02 MF FEM FMT VOLT AMPS ACS BOLL PITCH ARC ALARMS CHK OFFIF													
PWR 06:21:02 24 2 1 2N 51.5 42.8 Nm -0.002 -0.001 End Enb 2 EMB SOLID1													
1003 Sigs In Lim	123	Cnts	1042 SI AvdCntrs	121	Cnts	1034 Sigs_LowChg	24	Cnts	1036 SI TimeOfDay	12867.158	Sec		
1004 Sigs In Lim	123	Cnts	1045 Bat StsChg	76.17	App	1040 SIFF LocalTim	55.8	Cnts	1038 S/C Longitude	109.20	DegW		
			1046 SI E PipeFg N Stps			1040 SIFF S2/11	FeedEnb		1038 S/C LocalTim	1410.008	Sec		
1004 SI BatMgmtEn	Enabled					1026 SIFF Resp S2	Disabled		1042 SI Bq-SumSt	2.568	Deg		
1010 SI BatChgFct	Low					1034 SIFF Sgnl En	Enabled		1093 Event-Timer 3	431	Sec		
1207 BCC ChrgRate	Trickle					1030 SIFF Toggle	Enabled						
1039 BCC OT StsIn	Enabled					1011 SIF TmpIn-En 1	Enable		1026 SigsInSeqEn	True			
									1024 SigsInFata	Disabled			
									1022 SigsInHdGA	-20.08	Deg		
									1024 SigsInGNA	17.92	Deg		
1042 B01 Shunt 1	20.52	App	1048 BCC Bat 1	-0.708	App	1072 Bat F01 F02	109.06	Fps	1044 Bat F01 Temp	59.4	DegC		
1043 B02 Shunt 1	15.00	App	1049 BCC Input 1	0.558	App	1073 Bat F02 F03	101.31	Fps	1045 Bat F02 Temp	58.4	DegC		
1034 P001 10aBus1	5.69	App	1040 B02 1	0.12	App	1074 Bat F03 F04	101.61	Fps	1046 Bat F03 Temp	57.9	DegC		
1035 P002 10aBus1	1.78	App	1041 B02 1	0.09	App	1075 Bat F04 F05	106.13	Fps	1047 Bat F04 Temp	57.9	DegC		
1036 P001 30aBus1	12.67	App											
1037 P002 30aBus1	15.88	App											
5-MAR-97 07:41:24 MF FEM FMT VOLT AMPS ACS BOLL PITCH ARC ALARMS CHK OFFIF													
PWR 07:41:24 24 2 1 2N 50.5 43.1 Nm 0.001 0.000 End Enb 4 EMB SOLID1													
1003 Sigs In Lim	123	Cnts	1042 SI AvdCntrs	76.42	App	1034 SIFF LocalTim	55.8	Cnts	1038 S/C Longitude	109.20	DegW		
1004 Sigs In Lim	123	Cnts	1045 Bat StsChg	76.42	App	1040 SIFF S2/11	FeedEnb		1038 S/C LocalTim	1410.008	Sec		
			1046 SI E PipeFg N Stps			1026 SIFF Resp S2	Disabled		1042 SI Bq-SumSt	2.568	Deg		
1004 SI BatMgmtEn	Enabled					1034 SIFF Sgnl En	Enabled		1093 Event-Timer 3	431	Sec		
1010 SI BatChgFct	High					1030 SIFF Toggle	Enabled						
1207 BCC ChrgRate	HighRate					1011 SIF TmpIn-En 1	Enable		1026 SigsInSeqEn	True			
1039 BCC OT StsIn	Enabled								1024 SigsInFata	Disabled			
									1022 SigsInHdGA	-20.08	Deg		
									1024 SigsInGNA	17.92	Deg		
1042 B01 Shunt 1	1.48	App	1048 BCC Bat 1	-0.008	App	1072 Bat F01 F02	109.06	Fps	1044 Bat F01 Temp	59.4	DegC		
1043 B02 Shunt 1	0.12	App	1049 BCC Input 1	-0.01	App	1073 Bat F02 F03	101.31	Fps	1045 Bat F02 Temp	58.4	DegC		
1034 P001 10aBus1	5.67	App	1040 B02 1	0.12	App	1074 Bat F03 F04	101.61	Fps	1046 Bat F03 Temp	59.0	DegC		
1035 P002 10aBus1	4.51	App	1041 B02 1	0.09	App	1075 Bat F04 F05	106.13	Fps	1047 Bat F04 Temp	59.0	DegC		
1036 P001 30aBus1	12.61	App											
1037 P002 30aBus1	15.78	App											
5-MAR-97 11:05:43 MF FEM FMT VOLT AMPS ACS BOLL PITCH ARC ALARMS CHK OFFIF													
PWR 11:05:43 24 2 1 2N 51.1 47.5 Nm 0.001 0.000 End Enb 2 EMB SOLID1													
1003 Bus Voltage	51.46	Volt	1037 BCC ChrgRate	HighRate	1038 BCC Bat 1	0.708	App	1039 BCC Input 1	0.605	App			
1004 SI BatMgmtEn	Enabled		1005 SI BatMgmtEn	Disabled	1006 HV Latch	14.260	App	1007 BCC StsChg	28.47	App			
1040 B02 1	0.12	App	1042 B01 Shunt 1	19.46	App	1034 P001 10aBus1	4.53	App	1036 P001 30aBus1	12.67	App		
1041 B02 1	0.09	App	1043 P002 Shunt 1	13.91	App	1035 P002 10aBus1	7.92	App	1037 P002 30aBus1	15.64	App		
1005 SI State Off	00000000	App	1006 B01 RelaySts All Enb						1034 SI Cnd Path	Vty Buf			
1006 B01 State	0	Master	1007 P002 RelaySts All Enb						1036 SI VtyBuf Sts Disabled				
1008 B02 RelaySts	0	Slave							1022 SI VtyBufEnt	0			
1009 B02 Delays	0	Slave							1036 SI Cnd Path	Vty Buf			

Figura 2.26 a Páginas de telemetría real del Satélite Solidaridad 1

5-MAR-97 06:47:45 MF P RM FMT VOLT AMPS ACS F ROLL FITCH APC ALARMS CHG OPERIE															
PWR 06:47:43 26 2 1 26 51.5 44.9 Dem 0.000 0.001 End Ent 1 Erc SOL102															
1003 Bus Voltage	51.46	Volt	1237	673	ChargeRate	Trickle	1038	BCC Bat 1	0.06	App	1039	BCC Input 1	0.58	App	
1004 SI ExtMgmtEn	Enabled		1305	SI	ExtMgmtEn	193727.04	1305	BCC UV Latch	1620000		5045	Bat StateChg	99.39	A	
1049 HCC1 I	0.16	App	1042	HCC1	Shunt 1	15.79	App	1034	PD01 10ABus1	4.40	App	1036	PD01 10ABus1	16.02	App
1041 HCC2 I	0.69	App	1043	HCC2	Shunt 1	20.82	App	1045	PD02 10ABus1	6.36	App	1037	PD02 10ABus1	16.56	App
5055 SI Share Diff 19277700 1 1036 HCC1 RelaySt All End															
1302 HCC 1 Share 2 Master	1306	HCC1	RelaySt	All	Last						3494	SI Cnd Fatch	Vfy Buil1		
1303 HCC1 RelaySt	Failed										3496	SI VfyBuf St	Disabled	6	
1304 HCC2 RelaySt	Failed										4122	SI VfyBufEnt	6	6	
											4125	SI Cnd Fatch	22272270		
											3497	SI VfyBuf St	22272270		
											4123	SI VfyBufEnt	22272270		

5-MAR-97 06:52:11 MF P RM FMT VOLT AMPS ACS F ROLL FITCH APC ALARMS CHG OPERIE															
PWR 06:52:10 26 2 1 26 51.5 44.5 Dem 0.000 0.000 End Ent 1 Erc SOL102															
1003 SigsIn Lim	113	Chrs	1542	SI	AndFitch	100	Chrs	1594	StmckLow Hg	24.4	Chrs	1166	SI TimeOfDay	12264.64	Sec
1049 HCC1 I	0.16	App	1042	HCC1	Shunt1	99.19	A	1140	SIFF LowBat1	53.4	App	4088	SI Longitude	111.00	DegW
											1045	SIFF Resp St	Enabled		
											1142	SI BdySenEst	221742.0	Deg	
											4093	EventTimer 1	0	0	
1064 SI BatMgmtEn	Enabled		1064	SIFF	Resp St	Enabled					3726	SleepStSeEn	True0		
1010 SI BatChgFct	Low		1026	SIFF	Resp St	Enabled					3724	SleepStFFata	Disabled0		
1297 BCC ChgRate	Trickle		1054	SIFF	Resp St	Enabled					5972	SleepStHIGN	-20.65	Deg	
1298 BCC ChgRate	Enabled		1011	MP	Temp1 1	Enabled					5974	SleepStLoGN	17.35	Deg	

5052 Sulfur Tot 1	91.46	App	1042	HCC1	Shunt 1	16.24	App	1048	BCC Bat 1	0.24	App					
1042 HCC1 Shunt 1	20.26	App	1039	BCC	Input 1	0.58	App									
1044 HCC1 Shunt1	4.72	App	1040	HCC1 I	0.16	App	5072	Bat 102	Resp	1177.55	App	2044	Bat Pk1 Temp	-4.0	DegC	
1045 HCC1 Shunt1	6.58	App	1041	HCC2 I	0.79	App	5074	Bat 103	Resp	1421.27	App	2045	Bat Pk2 Temp	-6.0	DegC	
1046 HCC1 Shunt1	16.02	App	1043	HCC2	Shunt 1	15.87	App	5076	Bat 104	Resp	1009.10	App	2046	Bat Pk3 Temp	-6.1	DegC
1047 HCC1 Shunt1	16.06	App	5075	Bat 104	Resp	1009.10	App	2047	Bat Pk4 Temp	7.2	DegC					

5-MAR-97 06:56:01 MF P RM FMT VOLT AMPS ACS F ROLL FITCH APC ALARMS CHG OPERIE															
PWR 06:56:00 26 2 1 26 51.5 44.2 Dem 0.000 0.001 End Ent 1 Erc SOL102															
1003 SigsIn Lim	113	Chrs	1542	SI	AndFitch	100	Chrs	1594	StmckLow Hg	24.4	Chrs	1168	SI TimeOfDay	20782.79	Sec
1049 HCC1 I	0.16	App	1042	HCC1	Shunt1	99.19	A	1140	SIFF LowBat1	53.4	App	4088	SI Longitude	111.00	DegW
											1045	SIFF Resp St	Enabled		
											1142	SI BdySenEst	11939.9	Deg	
											4093	EventTimer 1	714	Sec	
1064 SI BatMgmtEn	Enabled		1064	SIFF	Resp St	Enabled					3726	SleepStSeEn	True0		
1010 SI BatChgFct	High		1026	SIFF	Resp St	Enabled					3724	SleepStFFata	Disabled0		
1297 BCC ChgRate	Trickle		1054	SIFF	Resp St	Enabled					5972	SleepStHIGN	-20.65	Deg	
1298 BCC ChgRate	Enabled		1011	MP	Temp1 1	Enabled					5974	SleepStLoGN	17.35	Deg	

5052 Sulfur Tot 1	91.46	App	1042	HCC1	Shunt 1	16.24	App	1048	BCC Bat 1	0.24	App					
1042 HCC1 Shunt 1	20.26	App	1039	BCC	Input 1	0.58	App									
1044 HCC1 Shunt1	4.72	App	1040	HCC1 I	0.16	App	5072	Bat 102	Resp	1141.90	App	2044	Bat Pk1 Temp	-1.3	DegC	
1045 HCC1 Shunt1	6.58	App	1041	HCC2 I	0.79	App	5074	Bat 103	Resp	1419.90	App	2045	Bat Pk2 Temp	-0.7	DegC	
1046 HCC1 Shunt1	16.02	App	1043	HCC2	Shunt 1	15.87	App	5076	Bat 104	Resp	1009.10	App	2046	Bat Pk3 Temp	-0.7	DegC
1047 HCC1 Shunt1	16.06	App	5075	Bat 104	Resp	1009.10	App	2047	Bat Pk4 Temp	-1.3	DegC					

5-MAR-97 11:00:33 MF P RM FMT VOLT AMPS ACS F ROLL FITCH APC ALARMS CHG OPERIE															
PWR 11:00:32 16 2 1 26 51.5 50.4 Dem 0.000 0.001 End Ent 1 Erc SOL102															
1003 Bus Voltage	51.46	Volt	1237	673	ChargeRate	Trickle	1038	BCC Bat 1	0.06	App	1039	BCC Input 1	0.03	App	
1004 SI ExtMgmtEn	Enabled		1305	SI	ExtMgmtEn	193727.04	1305	BCC UV Latch	1620000		5045	Bat StateChg	76.05	A	
1049 HCC1 I	0.24	App	1042	HCC1	Shunt 1	18.87	App	1034	PD01 10ABus1	4.40	App	1036	PD01 10ABus1	16.02	App
1041 HCC2 I	0.69	App	1043	HCC2	Shunt 1	16.06	App	1045	PD02 10ABus1	6.36	App	1037	PD02 10ABus1	16.91	App

Figura 2.26 b Páginas de telemetría real del Satélite Solidaridad II

Las unidades controladoras de descarga de la batería BDCs verifican continuamente el voltaje de la línea de distribución; Estas generan una señal de control que hace que la unidad B C C reduzca la corriente de carga de la batería si no existe suficiente potencia del arreglo solar para soportar la carga seleccionada; si al reducir la corriente de carga de la batería no se produce suficiente potencia para soportar las cargas conectadas a la línea de distribución, entonces las unidades de descarga de la batería BDC proporcionarán potencia de la batería como se requiera.

La unidad de control de carga de la batería BCC utiliza la potencia del arreglo solar para cargar la batería al seleccionar una de las tres opciones de carga comandables; el procesador de control SCP configura automáticamente a la unidad B C C para una razón de carga apropiada con objeto de recargar la batería según se requiera, basándose en los datos de presión de las celdas de la batería.

La batería nominalmente se recarga después de un periodo de eclipses a una razón de $C/20$ (capacidad/20; esto es $160 \text{ A-hr}/20 \text{ hr}$ es igual a 8 amperes), hasta que alcance el 95 % del estado de carga medido de acuerdo a los datos de telemetría de la presión de las celdas, de ahí en adelante se sitúa a una carga en Trickle $C/200$ hasta la descarga en el siguiente eclipse. Entre las temporadas de eclipse la batería puede estar en circuito abierto y ser cargada periódicamente para mantener un estado de carga de entre 50 y 60%.

Operación durante eclipse:

Para todos los satélites geostacionarios cada año se presentan dos temporadas de eclipses de 46 días, esto sucede en el equinoccio de primavera (21 de marzo) y en el de otoño (21 de septiembre), es

decir quedan alineados el Sol, la Tierra y el satélite por lo que la sombra de la Tierra no le permite al satélite captar la energía del Sol. En estas temporadas, cada 24 horas se presenta un eclipse de duración variable, como se muestra en la figura 2.27.

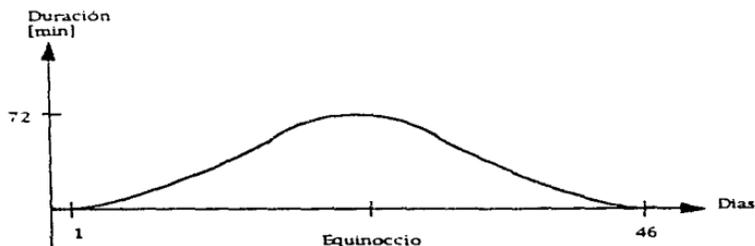


Figura 2.27 Duración de los eclipses

Durante la operación del satélite en eclipse, la potencia de la línea de distribución es suministrada por la batería de níquel-hidrógeno de 27 celdas a través de las dos unidades de descarga BDC. La batería tiene una capacidad de 160 amper-hora y un nivel máximo de descarga de 70% si ha fallado una celda. Las unidades BDC controlan el aumento de voltaje de la batería, así como también el suministro de la energía regulada a la línea de distribución.

Las unidades BDC comparten la corriente de descarga equitativamente al proporcionar una carga térmicamente balanceada y predecible para que sea utilizada por el subsistema de control térmico. Cada unidad BDC es internamente redundante y opera en el modo de espera redundante (standby).

Torque magnético (MT)/Actuador ajustable de ala solar (ASWA).

La unidad de control para la bobina de torque magnético (MT) y para el actuador ajustable (ASWA) realiza dos funciones:

- 1) Proporcionar energía a la bobina de torque magnético.
- 2) Con los dos motores de pasos ajusta las alas solares norte y sur.

Estas dos funciones se usan para compensar las perturbaciones que afectan la orientación (apuntamiento) del satélite. Cuando se suministra energía a la bobina de torque se crea un campo magnético el cual interactúa con el campo magnético de la Tierra para proporcionar un momento, por lo que la unidad de control de MT/ASWA tiene la capacidad de invertir la polaridad de la corriente en la bobina de torque magnético.

El circuito de control del torque magnético es parte de la unidad de control del MT/ASWA; sirve para manejar la bobina de torque magnético, por lo que durante la operación en órbita, ésta unidad energiza la bobina dos veces al día; quedando encendida por varias horas alrededor de la media noche y medio día; para ésto, se aplica un voltaje de la línea de distribución una vez con polaridad negativa y la otra con una polaridad positiva. Esta bobina se desenergiza durante un eclipse y se controla ya sea por comandos de Tierra o por el procesador abordo del satélite (SCP).

El actuador ajustable de ala solar (ASWA) despliega los paneles solares durante la transición de la órbita de transferencia a la operación en estación del satélite; consiste de una carcasa externa, la cual está rellena de aceite para amortiguamiento y una flecha que se desliza en el centro, moviéndose a través del fluido mientras gira;

además utiliza un dispositivo para compensar los cambios de presión que se presentan en el fluido debido a los cambios de temperatura, por lo que al incrementar la temperatura, el pistón se empuja hacia atrás y el fluido llena el cilindro. El actuador ASWA está montado directamente con el motor de ala solar SWD y se controla por medio de comandos de su unidad de control. El sistema ASWA contiene dos motores de pasos (no son redundantes) uno para mover el motor ASWA del ala sur y otro para mover el motor ASWA del ala norte; cada motor puede ser comandado directamente por la unidad CDU y está energizado con líneas de distribución independientes.

Al inicio de vida del satélite se ajusta el ángulo del ASWA de cada ala para minimizar el torque y no se vuelve a ajustar a menos que efectos significantes en alguna temporada del año cambien el momento o se requiera potencia adicional en el arreglo solar.

2.4 SUBSISTEMA TERMICO

Características de funcionamiento:

El subsistema de control térmico asegura que todos los componentes o unidades de los diferentes subsistemas se mantengan dentro de un rango determinado de temperatura, desde la etapa de prelanzamiento hasta el fin de la vida útil del satélite, incluyendo el peor de los casos de todos los posibles ambientes y modos de operación como son: durante los eclipses de Sol y Luna, a través de las diferentes temporadas del año (equinoccios y solsticios), aun con la degradación de los dispositivos de control térmico (causada por la absorción solar, el efecto penacho, las descargas electrostáticas, durante el calentamiento del motor de apogeo) y con cualquier número de portadoras o canales activos.

El control térmico se realiza principalmente por medio de dispositivos pasivos como son radiadores, disipadores térmicos y sábanas térmicas; también se utilizan calentadores y tubos de transferencia de calor (pipas), además, con un número adecuado de sensores de temperatura (36 para el subsistema de comunicaciones y 29 para la plataforma del satélite) se verifica vía telemetría el estado térmico del satélite.

El control térmico normal en el satélite no requiere operaciones de control desde Tierra, excepto cuando se habilitan calentadores seleccionados en alguna temporada. Las unidades de comunicaciones de alta disipación de calor están montadas en la cara interna de los paneles norte y sur, por lo que el calor es radiado directamente al espacio proporcionando la óptima transferencia de energía. Estos paneles radiadores también están equipados con tubos de transferencia de calor que permiten un balance térmico (isotérmico)

al transportar calor hacia las áreas de alta disipación y traerlo a las áreas de baja disipación.

Orbita de transferencia:

En la órbita de transferencia, la disipación térmica interna se limita principalmente por la energía disipada por las unidades del subsistema de telemetría, comando y rango y por las unidades electrónicas de control de orientación. Debido a que los paneles solares y las antenas reflectoras están plegadas durante la órbita de transferencia, las dos terceras partes de las caras este y oeste del satélite están bloqueadas por los reflectores mientras que los paneles solares cubren los radiadores norte y sur. Esta configuración mantiene un ambiente idóneo tanto para el satélite como para la batería.

Despliegues:

Después de las maniobras de apogeo y durante el despliegue del arreglo solar, el satélite gira a 1/3 rpm; una vez que los paneles solares han sido desplegados, los radiadores de calor de alta emitancia localizados sobre las caras norte y sur del satélite se encuentran expuestos y los calentadores de los tubos de ondas progresivas (TWT) se energizan para mantener dichas caras dentro de límites de operación. Una vez desplegados los paneles, el satélite inicia una secuencia de movimiento para poner al arreglo solar perpendicular a la línea del Sol, este procedimiento de operación dura 30 minutos aproximadamente.

ESTA TESIS NO DEBE
SALIR DE LA BIBLIOTECA

En estación (órbita Geoestacionaria)

En la órbita geoestacionaria la condición ambiental que más afecta la estabilidad térmica del satélite es la variación en la intensidad de la energía solar que incide sobre el satélite; esta variación resulta de la variación del ángulo de incidencia solar en las diferentes estaciones y en las temporadas de eclipse (equinoccio) figura 2.28. Los terminados en las superficies externas y las sábanas térmicas se utilizan para aislar ciertas secciones del satélite de la energía solar incidente; éste diseño resiste la degradación debida a la radiación y contaminación de protones y electrones.

Control Térmico

Cuando la radiación incide sobre una superficie, parte de ésta energía se absorbe y parte se refleja, y si el cuerpo es transparente o translúcido parte de ésta energía se transmite, figura 2.29. La ecuación de la energía nos da la relación entre estas tres componentes de la energía:

$$\alpha + \rho + \tau = 1$$

donde:

- | | |
|----------------------|--|
| α = absorción | Es la fracción de la radiación incidente absorbida por el cuerpo. |
| ρ = reflexión | Es la fracción de la radiación incidente reflejada por la superficie. |
| τ = transmisión | Es la fracción de la radiación incidente la cual pasa a través del cuerpo. |

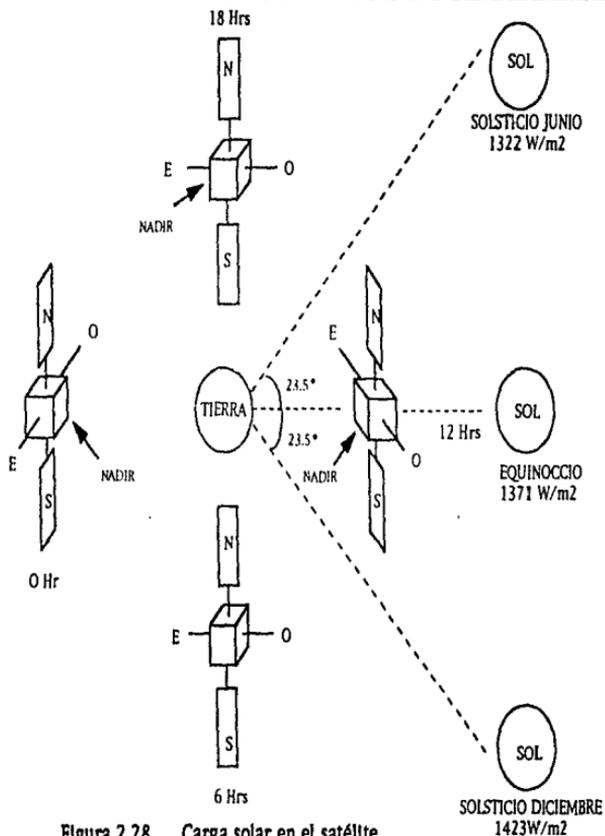


Figura 2.28 Carga solar en el satélite

Las magnitudes relativas α , ρ y τ no solo dependen de las propiedades del material, la temperatura y la geometría, si no también de la longitud de onda de la radiación.

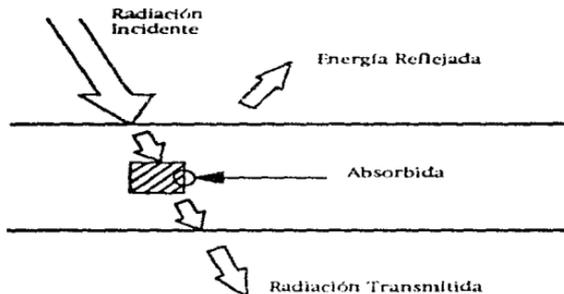


Figura 2.29 Conservación de la energía

Los requerimientos térmicos en el interior del satélite impactan directamente en la selección de los materiales de la superficie y/o en los acabados. Por esta razón el control de la temperatura se lleva a cabo por medio del uso de sábanas térmicas multicapa, termostatos, pipas de calor, radiadores, disipadores y calentadores para el control térmico. Sin embargo, todas las estructuras internas tienen una superficie de alta emitancia en infrarojos que promueven el intercambio de radiación (generalmente pintadas de negro). Las superficies principales de radiación están ubicadas sobre las caras que tienen mínima exposición al Sol (caras norte y sur) con el propósito de minimizar la absorción de energía solar, mientras se maximiza la liberación de energía térmica. En la tabla 2.5 se muestran los límites de temperatura esperados en vuelo del satélite.

Subsistema / Unidad	Predicción de temperatura en órbita, °C		Límites de Calificación, °C		Límites operativos de la unidad, °C		Límites No operativos de la unidad, °C	
	Min	Más	Min	Más	Min	Más	Min	Más
Comunicaciones								
TWT's	14	51	4	80	3	85	-20	85
SSPA's	13	47	-3	57	-20	60	-20	85
EPC	3	50	3	60	-18	71	-23	71
Receptores	17	43	3	54	-20	70	-20	85
Multiplexor de salida	24	73	24	83	-20	99	-20	99
Antenas este y oeste.	-112	119	-125	138	-150	149	-150	149
Alimentadores de Ku	-38	117	-56	135	-65	140	-65	140
Potencia Eléctrica								
Ala solar norte	-148	57	-181	79	-190	100	-190	100
Ala solar sur	-148	57	-181	79	-190	100	-190	100
BVLs 1,2	-16	49	-39	75	-39	83	-39	83
Paq. batería 1,2,3 y 4	-10	27	-15	37	-19	40	-19	40
BDCs	-2	51	-34	71	-94	71	-34	71
Telemetría/Comando								
TCR2	2	46	2	56	-20	70	-20	70
VDU1	4	31	-34	71	-34	71	-34	71
Tx de Telemetría 1	17	44	-5	55	-20	70	-20	70
Orientación								
SCP1	20	49	-34	70	-34	71	-34	71
IRUs 1 y 2	7	33	-34	71	-34	71	-34	71
MWAs 1 y 2	15	50	-34	71	-34	71	-34	71
ESA	24	26	-34	71	-50	81	-50	81
SWD 1 y 2	-7	42	-34	71	-34	81	-34	71
RDA 1 oeste	-15	47	-34	71	-50	85	-50	85
RPM 2 este	-25	47	-34	71	-50	85	-50	85
Propulsión								
Impulsores de 22 N	9	70	-7	121	-12	N/A	-12	N/A
Tanq. de Comb. y Ox.	7	35	-7	41	-12	54	-12	54
Tanques de Helio	8	34	-65	60	-65	60	-65	60

Tabla 2.5 Límites de temperatura esperados en vuelo

A continuación se describen brevemente los principales elementos del control térmico:

Espejos

Los espejos de plata-cuarzo son usados como radiadores térmicos debido a la baja absorción solar y la alta capacidad para rechazar calor; están colocados en los paneles norte y sur del satélite y en los paquetes de celdas de la batería. Durante la manufactura de cada radiador se le aplicó a la superficie expuesta una cubierta de óxido de iridio, lo que proporciona suficiente conductividad eléctrica para evitar que se formen cargas de plasma espacial en el satélite, además se añade nickel sobre los bordes del espejo para mantener las caras anterior y posterior al mismo potencial. Los espejos son la vía principal de rechazo de calor y están conformados de sustrato de aluminio con un adhesivo de silicio de baja gasificación.

Tubos de transferencia de calor

Los tubos de transferencia de calor (pipas) son elementos que permiten la evaporación y condensación de un fluido volátil (amoníaco) para trasladar la energía térmica (figura 2.30). El calor de la evaporación, absorbido en un extremo del tubo se libera cuando el gas se condensa en el extremo más frío, entonces el fluido regresa al extremo caliente por la acción capilar a lo largo de las paredes axialmente ranuradas del tubo. Los tubos de transferencia de calor permiten la disipación térmica uniformemente y proporcionan alta eficiencia en el rechazo de calor; al mismo tiempo minimizan el gradiente de temperatura del radiador; además por su confiabilidad están incrustados en los radiadores de aluminio, lo que permite realizar pruebas. Los tubos de transferencia de calor de la cabecera del panel son dobles y pasan por abajo de las unidades de alta disipación, los tubos de transferencia de calor individuales conocidos como dispersores corren perpendicularmente a los tubos de transferencia de calor dobles.

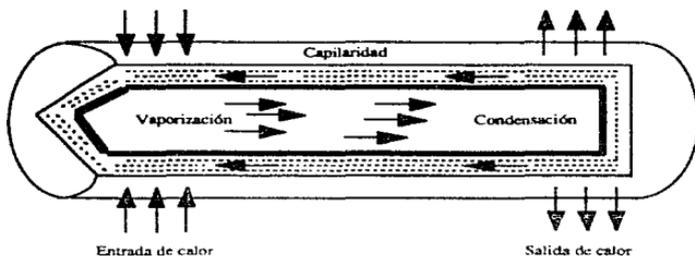


Figura 2.30 Tubos de transferencia de calor

Sábanas Térmicas

La construcción básica de las sábanas (cubiertas) térmicas consiste de una capa externa de un material seleccionado por sus propiedades térmicas (por ejemplo carbón relleno de Kapton) con capas internas de aluminio depositado al vapor (VDA)/Kapton. El número de capas internas está en función de su aplicación. La tasa de transferencia de energía a través de las sábanas de aislamiento multicapa depende de la eficiencia de la emitancia de una capa y la absorción de la capa adyacente. Se utiliza un sostén en el borde de la sábana para detener los extremos de ella y para reducir la gasificación de contaminantes que degradan el desempeño del radiador térmico. Una cubierta (sábana) posterior se despliega en la órbita de transferencia después de la separación del vehículo de lanzamiento, pero antes de encender el motor de apogeo líquido (LAM). Esta sábana cubre el anillo de separación posterior y minimiza el flujo de calor dentro y fuera del satélite durante el encendido del LAM y durante las operaciones en órbita geoestacionaria.

Disipadores térmicos

Las bases disipadoras de aluminio montadas abajo de las unidades electrónicas de alta potencia proporcionan conducción lateral al área donde el calor es radiado hacia al ambiente. Los disipadores ayudan a disminuir las temperaturas de las unidades montadas para garantizar la operación dentro de los límites de temperatura de calificación definidos.

Sensores de temperatura

Los sensores de temperatura monitorean las temperaturas de los componentes críticos del satélite y proporcionan telemetría durante todas las fases de la misión. Todos los sensores de temperatura críticos son redundantes. Sensores adicionales para pruebas (no usados para volar en el satélite) están colocados en áreas inaccesibles antes y después de las pruebas térmicas al vacío, por lo que al finalizar la etapa de pruebas éstos son removidos.

Termóstato Electrónico

Los termostatos electrónicos de estado sólido que controlan los calentadores de Kapton también son resistentes a la radiación; están diseñados para soportar un máximo de 2 amperes, contienen una serie de interruptores redundantes para protección contra fallas, ya que cada interruptor se controla por medio de un termistor independiente. Mientras el termistor enfría a un valor dentro del rango de ± 0.7 °C, el termostato se encenderá, habilitando de ésta manera el calentador de unidades como son los sensores de Tierra, las líneas de propérgol, los amplificadores de estado sólido SSPA, los inyectores de los impulsores y del LAM, entre otros. Estos termostatos tienen dos modos de operación: el de espera (disipación constante de 0.35 W) y con el calentador encendido (la disipación varía con la corriente del calentador).

Termostato Bimetálico

Los termostatos bimetálicos probados para el espacio están sellados herméticamente; funcionan como interruptores de un polo un tiro para controlar el encendido de los calentadores de unidades tales como la batería, los mecanismos posicionadores y de despliegue RDA/RPM y los multiplexores de salida. Estos interruptores tienen una capacidad funcional de 100,000 ciclos a 1 amper. En general los termostatos electrónicos tienen mayor capacidad de ciclos de encendido y apagado, pero los bimetálicos tienen la capacidad de dejar pasar corrientes más altas.

Calentadores

Los calentadores de Kapton son ligeros y de alta confiabilidad, tienen una densidad de potencia máxima de 0.96 W/cm^2 lo que crea el calentamiento. Los calentadores del subsistema pueden mantener las condiciones operacionales de las unidades electrónicas para los ambientes térmicos de hasta $5 \text{ }^\circ\text{C}$ abajo de la temperatura local mínima esperada.

Para la carga útil, el pánel subnadir divide al satélite en dos secciones, una delantera (de alta temperatura) y una posterior (no de tan alta temperatura). Las temperaturas más bajas de la sección posterior son deseables debido a la presencia de los tanques de propelente, las caras internas de ambas secciones y todas las unidades electrónicas (excepto los TWTA) tienen cobertura de alta emitancia (pintura negra) para maximizar el acoplamiento térmico con las demás superficies incluyendo el pánel radiador opuesto. Las unidades electrónicas están colocadas en distintas regiones térmicas de los paneles de radiación directa (norte y sur); la temperatura de esas zonas concuerda con la temperatura de operación aceptable de las unidades. Las unidades de temperatura crítica están montadas en la parte más fría de la sección posterior.

2.5 SUBSISTEMA DE CONTROL DE ORIENTACION

Introducción:

El subsistema de control de orientación ACS detecta la orientación del satélite y proporciona el control de la misma para asegurar que el satélite cumpla con todos los requerimientos de desempeño, proporcionando los sensores, el control de actuadores y la electrónica de procesamiento para todas las fases de la misión; la cual incluye la fase de ascenso estabilizada por giro, desgiro, adquisición de Tierra y la fase operacional de estabilización triaxial con el concepto de control de momento. El desempeño del satélite debe mantenerse durante los periodos de interferencia de los sensores por el Sol y/o la Luna, así como también durante el encendido de los impulsores, el movimiento de antenas o de los paneles solares y el accionamiento de las válvulas, entre otros.

El subsistema de control de orientación es capaz de realizar las siguientes funciones:

- a) Proporciona datos de los sensores de orientación y de los actuadores por medio del subsistema de telemetría para el procesamiento en Tierra, lo que permite determinar la orientación del satélite en los tres ejes.
- b) proporciona el control de la orientación y la estabilización del eje de impulso del motor de apogeo para alcanzar la órbita de deriva requerida.
- c) proporciona el control de orientación y estabilización durante la transición de la configuración preoperacional a la operacional, incluyendo la adquisición de la orientación de operación nominal en la estación (órbita geoestacionaria), los despliegues mecánicos y la captura del apuntamiento a Tierra de las antenas.

- d) Proporciona el control de orientación y estabilización a pesar de periodos de interferencia solar y lunar o bajo influencia de cualquier perturbación externa, como los eventos de flujo de electrones o protones y los rayos cósmicos, o perturbaciones de origen interno, como el encendido de impulsores, el movimiento de antenas, etc.
- e) Mantiene el apuntamiento preciso de las antenas en órbita geostacionaria, para asegurar el desempeño de los parámetros del subsistema de comunicaciones.
- f) Mide y controla la orientación de los paneles solares con respecto al Sol para cumplir con los requerimientos de energía eléctrica del satélite.

El ACS incorpora un alto grado de autonomía operacional, funciones de autoverificación, modos de detección de fallas y acciones correctivas. En las operaciones de modo normal, el ACS es capaz de controlar al satélite y mantener dichas operaciones por un periodo de tiempo sin la intervención de la estación de control en Tierra. El corazón del ACS es el procesador de control abordo del satélite (SCP), el cual es el elemento principal e incluye dispositivos eléctricos y electromecánicos de entrada y salida, así como los propios del SCP para la estabilización y orientación. Todas las funciones de control desde la órbita de transferencia hasta la órbita operacional están implantadas en los programas lógicos (software) de vuelo. Los sensores de Tierra y Sol se usan en órbita de transferencia para recolectar datos de la orientación los cuales son procesados por la estación de control para determinar la orientación del eje de giro, los impulsores se comandan desde Tierra para realizar maniobras de orientación del eje de giro y para encendidos en el apogeo. Las maniobras de adquisición de Tierra y de Sol emplean la detección de las velocidades angulares en los tres ejes por medio de los giroscopios, así como los sensores de Sol y el sensor de Tierra estático. Para la operación normal, el sensor de Tierra estático de dos ejes mide la orientación en los ejes de alabeo (roll) y cabeceo (pitch).

Sistema de coordenadas del satélite

En órbita de transferencia la orientación nominal del satélite en configuración plegada es tal que el eje positivo de guiñada (yaw) está en el plano de la órbita y el satélite gira sobre este eje, figura 2.31 (a). En la órbita geoestacionaria, la orientación nominal es tal que el eje positivo de alabeo (roll) está en el plano de la órbita coincidiendo con la velocidad orbital del satélite. El eje positivo de alabeo (roll) nominalmente apunta hacia el este cuando el satélite es visto desde el zenit. El eje positivo de cabeceo (pitch) es ortogonal al plano de la órbita y apunta hacia el sur. El eje positivo de guiñada (yaw) está en el plano de la órbita y nominalmente apunta hacia el centro de la Tierra, figura 2.31 (b).

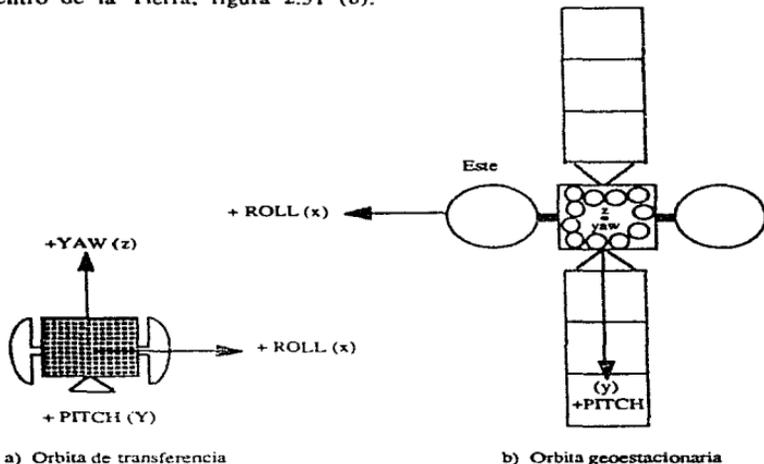


Figura 2.31 Coordenadas del satélite

Características funcionales

En la figura 2.32 se muestra el diagrama de bloques de este subsistema incluyendo sus interfaces funcionales. El SCP procesa los datos analógicos y digitales de los sensores a través de los dispositivos de entrada y salida de éstos, los cuales trabajan en conjunto con el convertidor analógico a digital (A/D). El sensor de Tierra estático le envía al SCP señales de detección digital, las cuales él las procesa como referencias iniciales en roll y pitch en el modo de operación normal; estas señales son también la referencia inicial para los modos de apuntamiento de Tierra y de amortiguamiento de momento y son una referencia secundaria para los modos de operación de mantenimiento en estación y transición. Los giroscopios que en forma digital integran la razón de cambio de la posición angular (unidad de referencia inercial), sensan las velocidades en los tres ejes del satélite; esta información se le envía al SCP para mantener el apuntamiento durante de las maniobras de control en estación; además, ésta información es de ayuda durante las adquisiciones y el posicionamiento de la antena (modos de mantenimiento en estación, transición, apuntamiento de Sol, apuntamiento de Tierra y apuntamiento con giroscopios). Los dispositivos de procesamiento de entrada y salida de los actuadores sirven como interfase entre el software grabado en el SCP y los actuadores del subsistema al intercambiar los datos a señales de control en tiempo real, las cuales son requeridas por los actuadores. El SCP controla doce impulsores de 22 N (5 lbf) y uno de 490 N (110 lbf) proporcionando señales a los dispositivos de manejo de válvulas, los cuales pertenecen al subsistema de telemetría, comando y rango. El SCP controla el momento del satélite al proporcionar comandos de torque a la electrónica de manejo de la rueda en la unidad del ensamblado de la rueda de momento y el motor de pasos comanda al mecanismo de la plataforma de la rueda de momento. La velocidad de la rueda se cambia con el comando que está presente; de esta manera la magnitud del momento angular se modifica conforme se acciona por medio de la acción de los algoritmos de control de

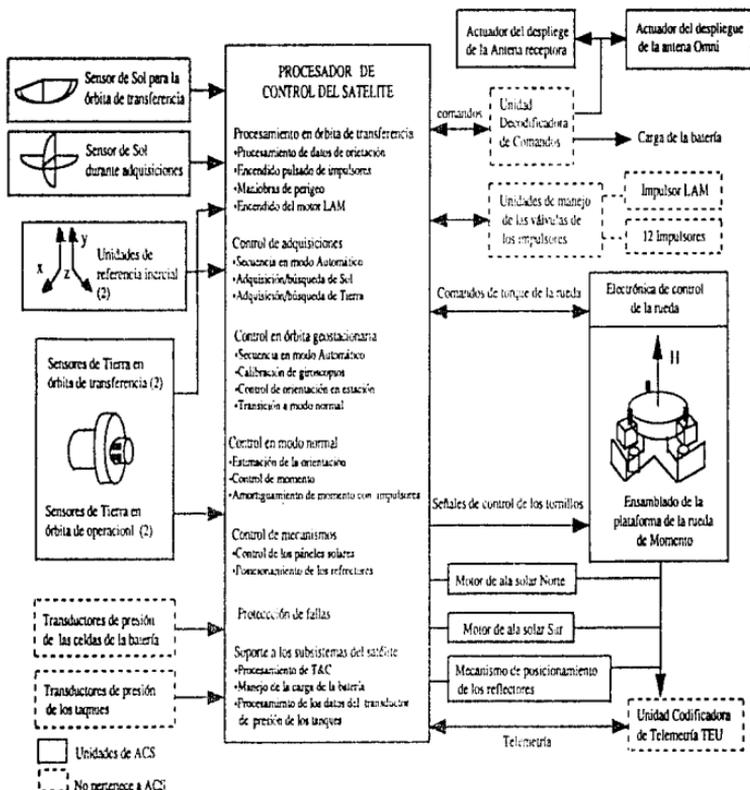


Figura 2.32 Diagrama de bloques del subsistema de control de orientación

orientación del servo de lazo cerrado de control. La plataforma de la rueda controla el posicionamiento de la rueda de momento en dos ejes usando tres tornillos especiales, la posición de cada tornillo se monitorea por medio de un potenciómetro, el cual le proporciona una señal analógica a la unidad codificadora de telemetría (TEU). En general las funciones principales del SCP son las siguientes:

- 1) Procesamiento de datos de orientación.
 - Sensar el tiempo de inicio.
 - Determinación de la orientación.
- 2) Control de orientación.
 - Giro durante la órbita de transferencia.
 - Incremento del perigeo.
 - Adquisición de Sol/Tierra.
 - Mantenimiento en órbita geoestacionaria (**sationkeeping**).
 - Rastreo de señal beacon.
- 3) Control de la posición.
 - Dos posicionadores del reflector (2 ejes).
 - Dos alas solares.
 - Dos plataformas de las ruedas de momento.
- 4) Manejo autónomo del satélite.
 - Manejo de la carga útil.
 - Manejo de carga y descarga de la batería.
 - Detección de fallas y recuperación autónoma de ACS.
 - Dispositivos electromecánicos para la definición de modos.
 - Control de propulsión.

El SCP tiene interfases directas con los siguientes cinco subsistemas, el propio ACS, telemetría, comando y rango, propulsión, potencia eléctrica y comunicaciones. Los modos de control del cuerpo del satélite son: espera, ascenso, apuntamiento con giroscopios, apuntamiento de Sol, apuntamiento de Tierra, normal, control en estación y transición; como se muestra en la tabla 2.6.

Modo	Sensores	Actuadores	Fase/ Configuración	Modo/ Función
Espera.	Ninguno	Ninguno	Inactivo, control en Tierra.	Preestablecido al encender.
Ascenso.	Sensor de Sol en órbita de transferencia. Sensores de Tierra HCI.	Impulsores	Giro pasivamente estable.	Operaciones en órbita de transferencia.
Apuntamiento con Giroscopios.	Unidad de Referencia Inercial IRU en los tres ejes.	Impulsores	Configuración de los giroscopios y la integración de su velocidad.	Velocidad de retención; Rango de IRU.
Apuntamiento con Sol.	Sensores de Sol para adquisición y órbita de transferencia.	Impulsores	Adquisición de Sol en pitch y en yaw; retención de Sol.	Búsqueda de Sol en pitch y en yaw. Retención de apuntamiento
Apuntamiento con Tierra.	Sensor de Tierra estático, IRU en tres ejes.	Impulsores	Búsqueda de Tierra. Captura, Amarre y Retención (hold).	Alrededor de roll para encontrar la Tierra.
Normal.	Sensor de Tierra estático.	MWA, MWP, SWD	Captura. Estado estable.	Captura rápida.
Amortiguamiento del momento.	Sensor de Tierra estático.	Como en el modo normal + impulsores.	Amortiguamiento en pitch, roll y yaw.	Momento de amortiguamiento en pitch.
Control geostacionario (Stationkeeping).	IRU en los tres ejes. Sensor de Tierra estático.	Impulsores		Control de la orientación durante las maniobras.
Transición.	Sensor de Tierra estático IRU en los tres ejes.	Impulsores MWA, MWP	Impulsores Rueda	Reduce velocidades para la captura con rueda.

Tabla 2.6 Modos de control del satélite

El cambio entre estos modos puede hacerse por inicialización en el SCP, por comando desde Tierra o por el sistema de protección de fallas, a través de acceso directo por comando o por una secuencia de cambio de modo abordo; ésta última es la más usada ya que el SCP tiene almacenadas las secuencias necesarias asociadas a cada modo de control; estas secuencias configuran los mecanismos y sensores para la operación adecuada en el modo seleccionado.

Modo de ascenso

Este modo se utiliza durante las operaciones de ascenso que incluyen todas las funciones del subsistema de ACS entre la separación del vehículo lanzador y el encendido final del motor LAM que circulariza la órbita geoestacionaria. Estas operaciones son las que se realizan durante las órbitas de transferencia e incluyen la determinación de la orientación y el control del satélite mientras gira alrededor del eje yaw, haciendo uso de los datos de los sensores de Tierra y de Sol. Cuando el control en Tierra enciende el SCP, éste inicia en modo de espera (standby); el control en Tierra monitorea la velocidad de giro y comanda una maniobra para girar a la velocidad nominal de 10 rpm mientras el satélite permanezca en la órbita de transferencia.

Las maniobras en órbita de transferencia permiten pasar a una configuración pasivamente estable de giro usando el motor LAM. Después de alcanzar la órbita geosíncrona el satélite aún en modo de ascenso, desgira a 1.5 rpm por medio de comando desde Tierra; es entonces cuando las dos antenas principales se despliegan; después se comanda al modo de apuntamiento con giroscopios y se usa el lazo de control cerrado para reducir la velocidad de giro en el eje yaw a 1/3 de rpm; en estas condiciones de giro se despliegan los paneles solares con el modo de control en espera (standby). Inmediatamente después se inicia la secuencia de adquisición de Sol y una vez terminada, la antena omni se despliega a su posición geoestacionaria para proporcionar la óptima capacidad de comunicaciones; además

se realizan diferentes verificaciones a unidades, se envían comandos para desplegar ambas ruedas de momento y calibrar sus plataformas; es entonces cuando el satélite está listo para la adquisición de Tierra.

Adquisición de Sol

Para iniciar la adquisición de Sol se requiere un comando de Tierra; hay dos formas de hacerlo: por medio de iniciar el programa para modo de adquisición Sol/Tierra o por medio de comandar el modo de control a modo de apuntamiento de Sol. Una vez iniciado, lo primero que verifica es que el satélite no este en eclipse ni a punto de entrar en él; después configura los sensores y los posicionadores, anula las velocidades angulares al comandar al modo de control de apuntamiento con giroscopios y finalmente ejecuta la adquisición de Sol al comandar al modo de apuntamiento de Sol, el cual encuentra y amarra al Sol. Se genera la presencia de la señal de Sol en el SCP al sumar y detectar los umbrales que provienen de dos celdas; la primer fase inicia la búsqueda y la adquisición de Sol en el eje pitch, lo cual se realiza con la referencia de los giroscopios y el control con los impulsores como actuadores, la búsqueda se termina cuando se observa la presencia de la señal del Sol en el eje pitch, después inicia la fase de búsqueda en yaw. En la fase de amarre de Sol ambos ejes, el de roll y el de pitch están controlados de tal forma que el eje roll permanece apuntado al Sol, la orientación en roll se controla en la configuración de razón de cambio de la posición usando la referencia de los giroscopios y los torques de control los proporcionan los impulsores; después viene la fase de búsqueda de Sol en el eje pitch, lo que se complementa con el amarre de la señal de Sol en los ejes de pitch y yaw; ésta es la fase final de la adquisición de Sol; la lógica se detiene automáticamente en este punto a menos que se ponga una bandera para continuar con la adquisición de la Tierra. En la figura 2.33 se muestra la transición entre los diferentes modos de control del satélite.

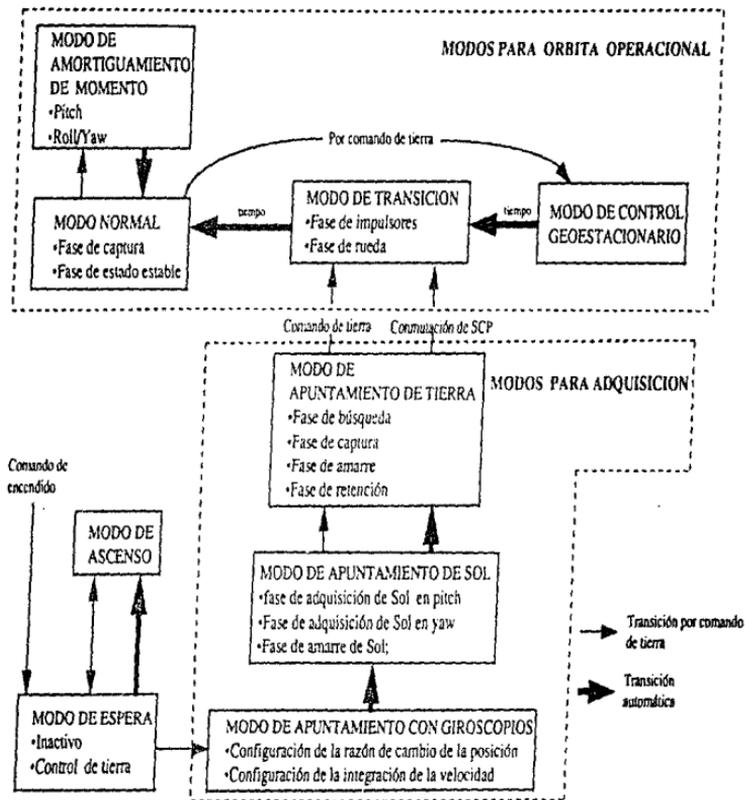


Figura 2.33 Transición entre los modos de control del satélite

Adquisición de Tierra

Con objeto de lograr el modo de apuntamiento de Tierra, el diseño del satélite proporciona los siguientes dos métodos de adquisición de Tierra:

- a) Automática, implantada con lógica abordó del satélite, consiste de un procedimiento de búsqueda en el eje de roll; está restringido a realizarse en periodos cercanos a las 6:00 am. ó 6:00 pm.
- b) Por medio de comandos desde Tierra usando la referencia de los giroscopios en los tres ejes, puede realizarse a cualquier hora del día excluyendo los intervalos en que el Sol está dentro de 20° en línea de vista del sensor de Tierra.

El modo de apuntamiento de Tierra utiliza los impulsores como actuadores en todas las fases. La primer fase (fase de búsqueda) utiliza las referencias de los giroscopios/Sol en pitch y en yaw, y solo la referencia de los giroscopios en roll. La búsqueda en roll se logra al comandar automáticamente una velocidad angular en roll para el lazo de control; la fase de captura en la cual el eje de pitch se configura solo a la referencia de giroscopios (similar al eje de roll), por lo que ambos ejes quedan en la configuración con giroscopios. Cuando la Tierra entra en línea con el campo de vista del sensor se inicia la fase de amarre, en la cual las referencias de los ejes de pitch y roll se conmutan a Tierra/giroscopios usando los datos del sensor de Tierra para obtener la posición y los datos de los giroscopios para obtener la velocidad. Finalmente en la fase de retención de Tierra, el eje de yaw se conmuta solo a referencia de giroscopios, operando en una configuración de integración de la velocidad angular; roll y pitch permanecen en la referencia de Tierra/giroscopios. Las mediciones en roll y en pitch del sensor de Tierra se usan para calibrar los giroscopios al igual que en el modo de apuntamiento de Sol.

Transición a modo normal

Debido a que el satélite no ha alcanzado su orientación final, debe realizarse un corrimiento en el eje yaw para acercar al satélite a la orientación nominal de la órbita, con el propósito de pasar a modo normal en el cual se realiza el control de la orientación por medio de la rueda de momento y los sensores de Tierra. La magnitud del corrimiento depende de la época del año y la hora del día. Una vez en la orientación nominal, el subsistema de control de orientación se comanda desde Tierra al modo de transición y después al modo normal. El modo de transición utiliza los mismos sensores y actuadores que el modo de apuntamiento de Tierra.

Control en modo normal

El control de apuntamiento en órbita geostacionaria utiliza el Momento para proporcionar control total de la orientación en los tres ejes y los datos de roll y pitch del sensor de Tierra. La rueda de momento es el principal actuador mientras se usa el rastreo de las alas solares para cancelar el momento en roll y en yaw acumulado en la rueda, por lo que el control en pitch está desacoplado del roll/yaw y es muy parecido al control de desgiro de un satélite girostático. Los errores sensados se modelan y se usan para enviar torques al motor que controla la velocidad de la rueda de momento. Debido al control de la rueda de momento en el eje pitch, los movimientos en los ejes de roll y yaw están acoplados cinemáticamente, este acoplamiento permite controlar simultáneamente roll y yaw apartir de las mediciones de orientación en roll. La rueda de momento está montada sobre una plataforma soportada por tres tornillos para el control del mecanismo, que proporciona la capacidad de movimiento en dos ejes (roll y yaw). Los comandos de torque de control en dos ejes son suministrados al algoritmo de control de la plataforma de la rueda de momento, el

cual los convierte a tres comandos de posicionamiento que se suministran a los controladores de los tornillos.

El satélite en la órbita está sujeto a una variedad de perturbaciones, siendo la más significativa la causada por la presión solar que actúa sobre las alas solares, el cuerpo central y las antenas de comunicaciones. El torque solar que actúa sobre el cuerpo central y las antenas varía durante el día debido a que el cuerpo está rotando con respecto al Sol a la velocidad angular de la órbita (una órbita en 24 hrs), mientras el torque solar que actúa sobre las alas solares puede considerarse constante durante el día debido a que las alas se mantienen con una orientación fija con respecto al Sol, ambos relativos al sistema de coordenadas inercial.

El subsistema de control de orientación mantiene al satélite en la orientación deseada por medio de la plataforma de la rueda de momento (MWP); el eje nominal de la rueda está en la dirección norte-sur, de manera que las perturbaciones en pitch pueden manejarse variando la velocidad de la rueda, es decir cambiando la magnitud del vector momento de la rueda. Cuando se alcanza la máxima capacidad de la MWP es necesario realizar un amortiguamiento del momento utilizando los impulsores, sin embargo para ahorrar combustible, mejorar la confiabilidad y por conveniencia en la operación se requiere un intervalo de al menos 14 días para realizar este evento. Esta meta se alcanza con la ayuda de dos dispositivos que soportan la función de manejo del momento: El torque magnético (MT) y el actuador ajustable de ala solar (ASWA). Cuando la corriente eléctrica pasa a través de la bobina de torque magnético, habrá una reacción con el campo magnético de la Tierra causando un torque en la bobina con lo que es posible absorber el momento angular en los tres ejes; por lo que este dispositivo puede realizar la función de amortiguamiento de momento en lugar de usar los impulsores y al controlar apropiadamente la bobina es posible extender el intervalo necesario

para disparar los impulsores. Para cancelar la perturbación causada por el torque solar en las alas del satélite, que ocasiona distorsión en ellas, es decir se doblan hacia atrás, se utiliza el mecanismo llamado ASWA instalado en la base del yugo de la ala solar para compensar este efecto, el ASWA es un mecanismo aparte del motor de la ala solar (SWD) el cual es usado para rastrear al Sol.

Modo de control en órbita geostacionaria (Stationkeeping)

El control de la orientación durante las maniobras en órbita geostacionaria llamadas de inclinación (Norte-Sur) y de deriva-excentricidad (Este-Oeste) se realizan cuando el modo de control del cuerpo del satélite está en control geostacionario (stationkeeping). Una maniobra Este-Oeste puede durar desde 0.25 de segundo hasta 2.5 segundos como máximo, mientras que una maniobra de inclinación dura de 50 a 80 segundos aproximadamente; sin embargo la secuencia de eventos alrededor a ellas toma más de dos horas.

Las operaciones de control en Tierra consisten en cargar los parámetros de comando necesarios, la selección de impulsores a usar, la selección de giroscopios en caso de no desear la opción preestablecida, el tiempo de inicio y la duración de la maniobra contenidos en el mensaje de maniobra que realiza el área de dinámica orbital. La secuencia inicia cuando se encienden los calentadores de los giroscopios, los cuales se calibran en los tres ejes 15 minutos antes de ejecutar la maniobra, la calibración es una función automática; entonces se inicia la maniobra de control geostacionario ya sea automáticamente por el SCP o por medio de un comando de Tierra; los impulsores se encienden y el control de la orientación se transfiere simultáneamente al modo de stationkeeping; al terminar la maniobra se pasa al estado de retención de la orientación (attitude hold) el cual es una fase del

modo de stationkeeping; una vez terminada esta fase cambia al modo de transición para eliminar los transitorios causados por la maniobra; en este modo, al inicio opera simultáneamente con la rueda de momento por un minuto y durante dos minutos solamente con la rueda para después finalmente pasar a modo normal. La meta es mantener al satélite dentro de la latitud y longitud asignada, es decir en estación, usando el combustible mínimo posible.

La estrategia para los satélites Solidaridad está en realizar una maniobra Norte-Sur también llamada de inclinación cada 21 días; aproximadamente dos días después se realiza la maniobra Este-Oeste, la cual se divide en dos eventos separados no más de 12 horas.

Por lo anterior, los sensores usados para la determinación de la orientación son:

4 sensores de Sol: 2 para la órbita de transferencia Ψ_1 y Ψ_2 usados para la fase de giro del satélite y 2 sensores Ψ_3 y Ψ_4 usados para la adquisición de Tierra y de Sol y por el mecanismo de rastreo del Sol.

3 sensores de Tierra: dos indicadores de cruce de horizonte (HCI) usados durante la órbita de transferencia y un sensor estático con cuatro detectores y dos canales, el cual es usado durante las adquisiciones y el control geostacionario.

2 unidades de referencia inercial (IRU) las cuales contienen a los giroscopios.

Los sensores de Sol y de Tierra están montados en una unidad común sobre la cara este del cuerpo del satélite.

Comandos de verificación

El SCP proporciona un dispositivo de almacenamiento (buffer) para verificación, en el cual un comando o una cadena de comandos puede almacenarse y solo pueden ejecutarse una vez que el buffer se habilita, lo que permite verificarlos por medio de la telemetría. La secuencia es primera entrada - primera salida y tiene capacidad para almacenar hasta 50 comandos.

Comandos almacenados

El SCP tiene la capacidad de almacenar hasta 256 comandos y pueden cargarse con anterioridad; la secuencia es última entrada - primera salida por lo que los comandos deben cargarse en orden inverso al que van a ser ejecutados y se recomienda que este buffer se limpie (o borre su contenido) antes de habilitarlo nuevamente.

En ambos casos cuando el dispositivo de almacenamiento (buffer) se habilita, un comando serie completo se procesa en cada interrupción de tiempo real (RTI) del procesador y puede consistir desde uno a ocho grupos de 24 bits.

2.6 SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES

2.6.1 Antenas

El diseño de los satélites Solidaridad de cuerpo estabilizado integra tres diferentes tipos de carga útil de comunicaciones en las bandas C, Ku y L, haciendo uso de dos antenas de superficie reflectora intersectada, ubicadas sobre los lados este y oeste del satélite y un arreglo de dipolos en forma de copa para radiación directa de la banda L, ubicado sobre la cara nadir (cara que apunta hacia la Tierra). La apertura y alta ganancia de las antenas de banda C y Ku combinadas con las bajas pérdidas a la salida producen la PIRE necesaria con los amplificadores de potencia de estado sólido (SSPA) y los amplificadores de tubo de onda progresiva (TWTA). Su estructura y soporte están fabricados en grafito para minimizar los efectos de distorsión térmica. Los reflectores parabólicos miden 2.5m por 1.8m tienen doble enrejillado de cobre con protección solar frontal, cubiertas térmicas en la parte posterior y se iluminan con cinco arreglos de alimentadores fuera de foco (dist. focal de 2m) como se ve en la figura 2.34.

Las antenas funcionan como acopladores entre la propagación de las señales electromagnéticas y la electrónica de radiofrecuencia de la carga útil de comunicaciones. El propósito del sistema de antenas es proporcionar haces conformados para los enlaces ascendentes y descendentes. El sistema tiene tres antenas independientes, cada una dedicada a una banda de frecuencia, como se muestra en la tabla 2.7.

Banda de Frecuencia	Recepción	Transmisión
C	5.925 a 6.425 GHz	3.7 a 4.2 GHz
Ku	14.0 a 14.5 GHz	11.7 a 12.2 GHz
L	1626.5 a 1660.5 MHz	1525 a 1559 MHz

Tabla 2.7 Bandas de frecuencia

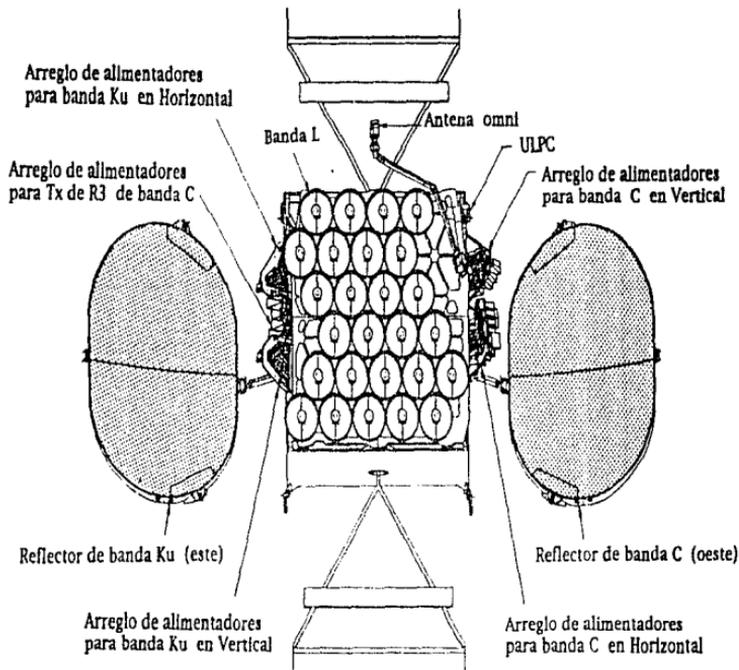


Figura 2.34 Configuración de las antenas de los satélites Solidaridad

Se tiene reuso de frecuencias en las bandas C y Ku a través de polarización lineal ortogonal, mientras que en banda L tanto la transmisión como la recepción están en polarización circular de la mano derecha (RHCP). Los reflectores utilizan un actuador para su despliegue y solo el lado este tiene un mecanismo posicionador (RPM). En general el sistema de antenas proporciona alta ganancia, aislamiento de polarización y de frecuencia bajo todas las condiciones operativas. La antena oeste (banda C) se utiliza para la transmisión y recepción de las Regiones R1 y R2 y la recepción de la región R3. La antena este es un reflector compartido ya que se utiliza para la transmisión y recepción de banda Ku, regiones R4 y R5; así como también para la transmisión a la región R3 (banda C).

2.6.2 Banda C

La carga útil en banda C proporciona tres regiones de cobertura: La región R1 (figura 2.35) cubre a México, Guatemala, Belice, el sureste de Estados Unidos de América y la parte norte de Centroamérica. La región R2 (figura 2.36) cubre a la región R1 además del sureste de Florida, el Caribe, Centroamérica, Colombia y Venezuela. La región R3 (figura 2.37) cubre la parte sur de Centroamérica, así como la mayoría de la ciudades del Sudamérica con la excepción de Brasil.

El plan de frecuencias de la banda C (figura 2.38) comprende 18 canales, de los cuales 12 son de 36 MHz de ancho de banda denominados de banda angosta y 6 son de 72 MHz de ancho de banda denominados de banda ancha. Todos los canales angostos están situados para recepción en polarización horizontal y transmisión en polarización vertical, lo que permite selección conmutada de haces en el enlace de subida. Por medio de la canalización, ocho canales angostos del 5N al 12 N pueden ser individual e independientemente conmutados con un comando desde Tierra para recepción desde cualquiera de las regiones R1, R2 ó R3.



Figura 2.35 · Cobertura de los Satélites Solidaridad en la región R1 de Banda C



Figura 2.36 Cobertura de los Satélites Solidaridad en la región R2 de Banda C



Figura 2.37 Cobertura de los Satélites Solidaridad en la región R3 de Banda C

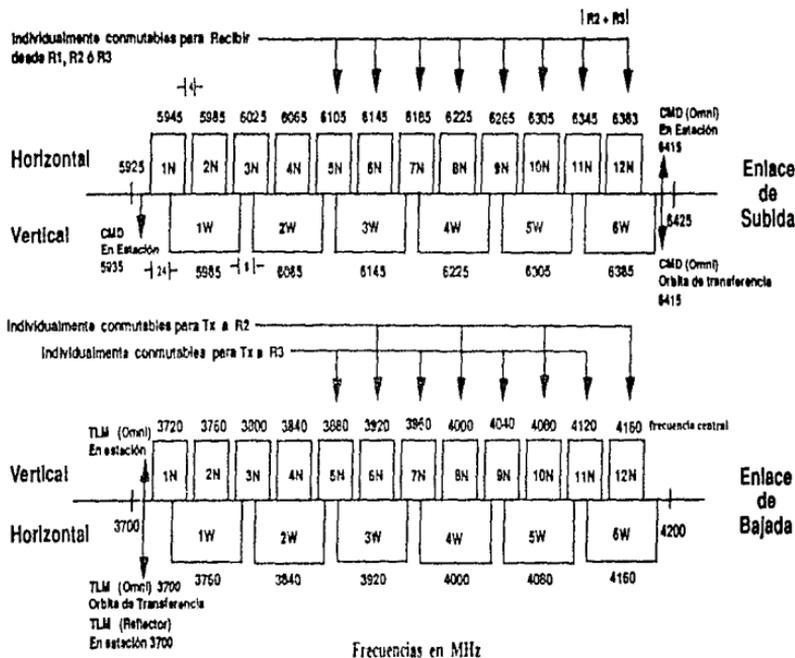


Figura 2.38 Plan de frecuencias y polarización de la Banda C

Los canales nones de este grupo, es decir el 5N, 7N, 9N y 11N pueden ser individual e independientemente conmutados para transmitir a R1 ó a R3, mientras los canales pares 6N, 8N, 10N y 12N pueden ser individual e independientemente conmutados para transmitir a R1 ó a R2, por lo que el diseño tiene la capacidad de transferir hasta cuatro transpondedores entre las regiones R2 y R3. Los seis canales anchos reciben en polarización vertical y transmiten en polarización horizontal. La banda C proporciona una PIRE de 37 a 39 dBW.

Repetidor de banda C

El diagrama repetidor (figura 2.39) está dividido en cuatro secciones funcionales:

- I. Amplificación de señales con bajo ruido y conversión de las frecuencias de recepción.
- II. Selección del transpondedor y canalización.
- III. Atenuación por pasos y amplificación de alta potencia.
- IV. Filtrado, multiplexaje de salida y enrutamiento.

En la sección I se reciben las señales y se convierten de 6 a 4 GHz por medio de una sustracción neta de frecuencia de 2225 MHz en el receptor, en el cual se fija la figura de ruido. Las guías de onda que provienen del sistema de antena están conectadas a los amplificadores de bajo ruido (LNA), los cuales proporcionan la amplificación suficiente para minimizar las contribuciones a la figura de ruido y están seguidos por los convertidores de bajada. Con un arreglo de switches, filtros paso bajas, divisores (híbridos) y los LNA conectados directamente al conjunto de cornetas alimentadoras de la antena se obtiene el valor de G/T para R1 y R2, mientras que para los canales anchos de R1 y para R3 la amplificación de bajo ruido la proporcionan los LNA contenidos en los receptores.

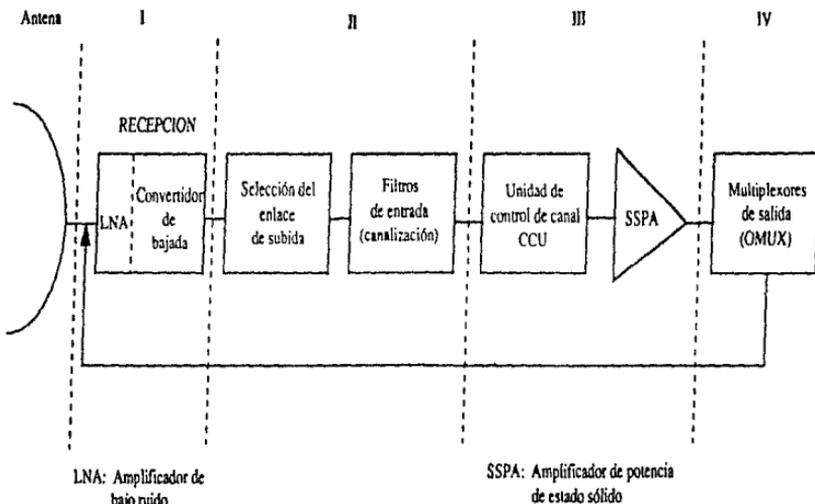


Figura 2.39 Diagrama funcional del repetidor de banda C

Los LNA, los receptores y los convertidores de bajada tienen redundancia de 3 por 2, es decir existen 3 unidades, de las cuales 2 unidades están operando y una está de respaldo

En la sección II se lleva a cabo la selección del transpondedor por medio de una red de conmutación con switches tipo C, como se muestra en la figura 2.40 a, para determinar la recepción desde R1, R2 ó R3 y la canalización por medio del arreglo de filtros de entrada. Los filtros de entrada establecen la respuesta a la frecuencia de la sección de entrada, el rechazo fuera de banda, la pendiente de ganancia y la respuesta de retardo de grupo para cada canal. La red de conmutación proporciona el enrutamiento para que cada canal angosto, a través de los filtros multiplexores de entrada se conecte a cualquiera de las tres regiones de cobertura; mientras que los canales anchos también a través de sus filtros de entrada dan servicio solo a la región R1, es decir, a la recepción y transmisión. Las señales seleccionadas por cada filtro de entrada son entonces enrutadas a uno de los dos anillos de redundancia que contienen un conjunto de switches tipo R, como se ve en la figura 2.40 b; los cuales proporcionan acceso a la unidad de control de canal (CCU) y al amplificador de potencia de estado sólido (SSPA).

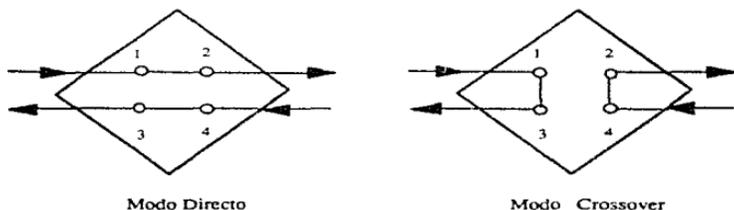


Figura 2.40 a Switches tipo C

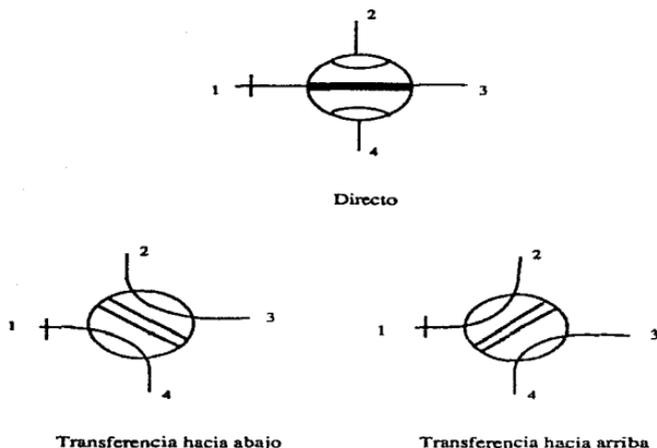


Figura 2.40 b Switches tipo R

En la sección III la unidad de control de canal CCU proporciona ganancia ajustable individualmente para cada canal en un intervalo de 0 a 14 dB en pasos de 2 dB; esta unidad consiste de dos módulos amplificadores de 4 GHz, un módulo de atenuación por pasos y aisladores; este arreglo con pasos de ganancia moderados proporciona un balance adecuado entre la figura de ruido y el desempeño de la linealidad; contiene tres elementos atenuadores en cascada para operar en el rango antes mencionado. Cada unidad CCU se opera por medio de dos comandos pulsados que decremantan y reinician (a la mínima ganancia) el atenuador. En la figura 2.41 se muestra el diagrama de bloques completo del repetidor de banda C.

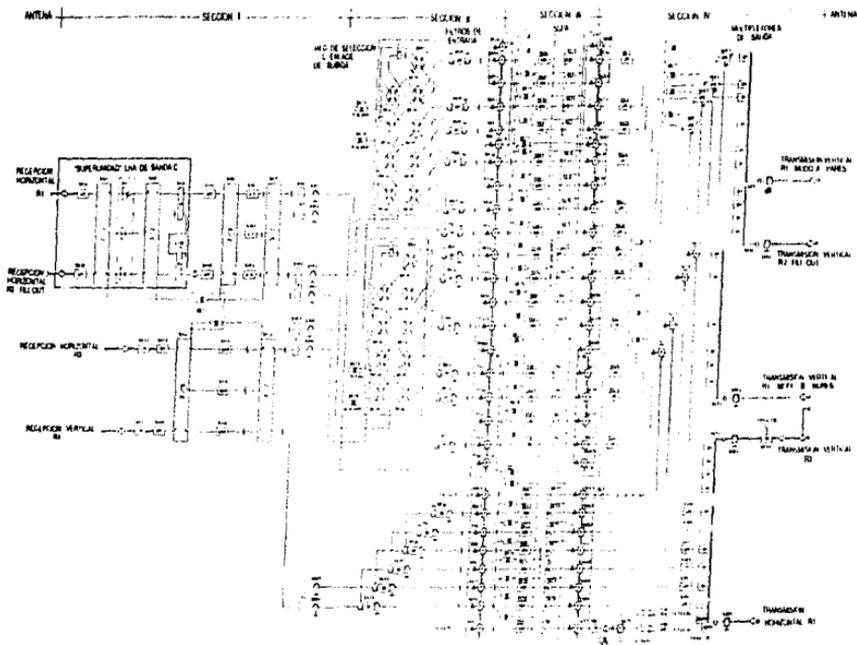


Figura 2.41 Diagrama de bloques del repetidor de Banda C

El anillo de redundancia para los canales angostos en los enlaces de bajada para R1, R2 y R3 consiste de 16 amplificadores SSPAs para operar 12, los cuales pueden comandarse ya sea a 16.0 W ó a 10.3 W dependiendo de la región de bajada. El segundo anillo se utiliza para los canales anchos y consiste de una configuración de redundancia de 8 por 6, los cuales operan a 14.4 W. La cadena CCU/SSPA proporciona una parte substancial de la ganancia del repetidor y el nivel de potencia de transmisión para cada transpondedor.

La sección IV es la sección de salida; proporciona el enrutamiento, el filtrado y el multiplexaje de salida hasta antes de la antena transmisora. Los canales angostos pares (6N, 8N, 10N y 12N) entran a los divisores de potencia variable, lo que permite seleccionar el enlace de bajada hacia R1 o hacia R2. Los canales nones (5N, 7N, 9N y 11N) están conectados a switches R, lo que permite seleccionar individualmente el enlace de bajada hacia R1 o hacia R3. Después las señales se enrutan hacia el multiplexor de salida (OMUX) apropiado, el cual combina los canales a transmitir proporcionando a cada canal el filtrado y el rechazo de señales espurias. Los canales anchos utilizan un multiplexaje de salida y un modo de transmisión único. Los elementos finales de la sección IV son los filtros paso bajas, los aisladores y los acopladores para prueba. Los filtros paso bajas proporcionan rechazo a los productos de intermodulación, al ruido y a las emisiones espurias del repetidor que estén dentro de la banda de recepción, así como la supresión de dichos productos generados por los multiplexores de salida. Esta sección incluye un filtro de canal de telemetría en los multiplexores de salida con polarización horizontal para inyectar la señal de telemetría al enlace de bajada.

El repetidor de banda C tiene una SFD de -92 dBW en los canales angostos y de -89 dBW en los canales anchos; la ganancia de la antena a la recepción es de 30 dBi; la figura de ruido del receptor es de 10.7 dB y la del LNA es de 1.25 dB.

2.6.3 Banda Ku

La carga útil en banda Ku proporciona dos regiones de cobertura. La región R4 (figura 2.41) cubre México, Los Angeles, y San Antonio. La región R5 (figura 2.42) cubre ciudades importantes de Estados Unidos de América como son Chicago, Washington, D.C. San Francisco, Miami, Tampa, Dallas, Houston, San Antonio, parte de Canadá y parte de Cuba. El Plan de frecuencias de la banda Ku (figura 2.43) comprende 16 canales de 54 MHz de ancho de banda cada uno; todos los canales reciben y transmiten en la región R4. En el enlace de subida los canales 6K y 8K pueden comandarse individualmente desde Tierra para recibir desde R4 ó R5, mientras que solo el canal 6K puede estar configurado hacia R4 o R5 para el enlace de bajada. El repetidor de banda Ku proporciona también la conexión para los enlaces de banda L, así como la señal de ULPC para el control de potencia de estaciones en Tierra.

La banda Ku tiene tres puertos de recepción con polarización lineal ortogonal, es decir, R4 en polarización vertical y horizontal y R5 en vertical; utiliza 16 canales operativos, además de 4 de respaldo lo que hace un total de 20 amplificadores de alta potencia tipo TWTA's de 42.5 W con redundancia en forma de anillo. La banda Ku proporciona una PIRE de 47 dBW.

Repetidor de banda Ku

El repetidor de banda Ku está dividido en las mismas cuatro secciones que el repetidor de banda C; sin embargo, en la sección III utiliza amplificadores de tubo de onda progresiva TWTA's.

En la sección I, se realiza la amplificación de señales con bajo ruido y la conversión neta de frecuencia de 2300 MHz en las frecuencias de recepción en la banda de 14.0 a 14.5 GHz, para transmitir las en la banda de 11.7 a 12.2 GHz. Esta sección contiene tres filtros paso

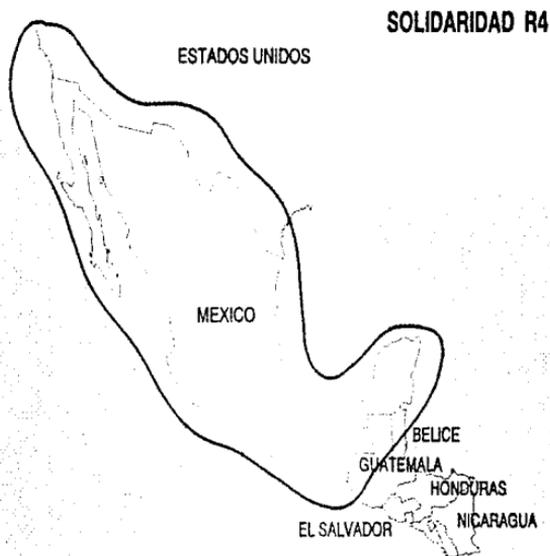


Figura 2.42 Cobertura de los Satélites Solidaridad en la región R4 de Banda Ku



Figura 2.43 Cobertura de los Satélites Solidaridad en la región R5 de Banda Ku

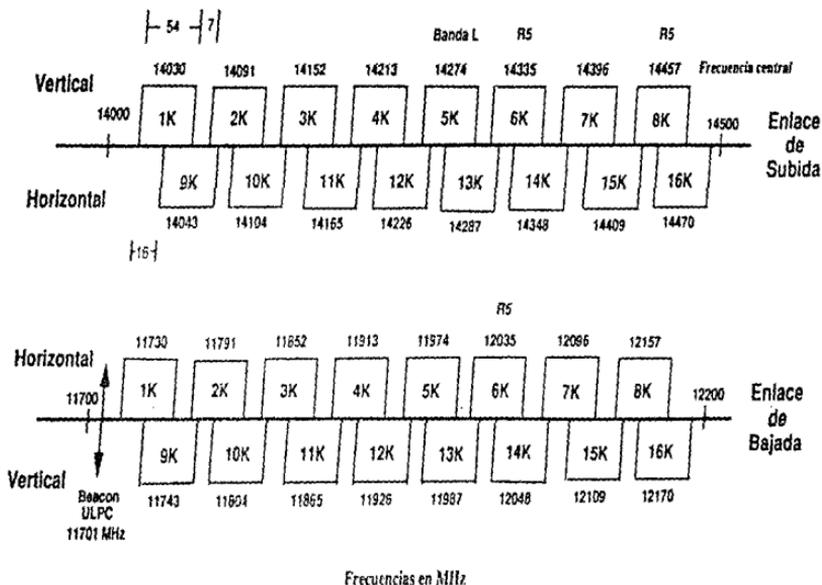


Figura 2.44 Plan de frecuencias y polarización de la Banda Ku

banda para dar forma a la banda de recepción y eliminar las señales no deseadas, cada filtro está conectado a un puerto de entrada enrutado a una configuración en cascada de tres LNA's, tres convertidores de bajada (D/C) y dos receptores. Los LNA's usados son dispositivos para fijar una temperatura de ruido del sistema baja y los convertidores de bajada proporcionan la ganancia de la sección de entrada común, convierten las frecuencias recibidas a la banda de recepción y fijan la linealidad de esta sección de recepción común.

En la sección II las señales recibidas se canalizan por medio de los filtros multiplexores de entrada; para enrutar las señales a los canales se utilizan circuladores, se colocan switches tipo R comandables localizados antes de los filtros de entrada de los canales 6K y 8K para seleccionar el enlace de subida de éstos; los filtros de entrada tienen ancho de banda de 54 MHz, excepto para el canal 5K, el cual utiliza 27 MHz de ancho de banda debido a que es compartido para enrutar los enlaces de conexión con banda L. Después de la canalización, las señales se enrutan a la red de conmutación para la redundancia en anillo de los amplificadores de canal, la cual contiene 4 amplificadores de alta potencia TWTA's de respaldo.

En la sección III se proporciona la ganancia final del repetidor y los pasos de atenuación del canal por medio de la unidad de control de canal (CCU), la cual fija el nivel de entrada al TWTA proporcionando un nivel de atenuación de 0 a 22 dB en pasos comandables de 2 dB, los TWTA's operan con una potencia de RF de salida de 42.6 W cada uno con su fuente de energía (EPC). En el pánel norte se localizan 8 amplificadores operativos y 8 en el pánel sur. Las líneas de conexión con los canales 5K, 6K y 9K incluyen linealizadores; estas unidades son usadas para mejorar la linealidad del transpondedor en el enlace de regreso para banda L, así como para mejorar la respuesta de la curva característica de transferencia y reducir la intermodulación.

La sección IV completa la sección de salida del anillo de redundancia, combina las señales canalizadas y proporciona el enrutamiento hasta la antena transmisora. La sección IV inicia con los switches de gufa de onda tipo R previos a los multiplexores de salida, lo que permite enrutar los canales hacia la región R4, además un switch tipo R adicional permite enrutar el canal 6K ya sea a R4 o a R5; los dos multiplexores de salida uno para cada polarización de transmisión, le dan forma al conjunto de 8 señales canalizadas usando filtros y combinándolos en un solo flujo. Los elementos finales de ésta sección son los filtros de rechazo y el filtro armónico, así como los acopladores de prueba. La función del filtro armónico es de proporcionar supresión a los productos de intermodulación (PIM), al ruido y a las señales espurias generadas dentro del receptor; la función del filtro de rechazo es similar solo que en la banda de recepción. La figura 2.45 muestra el diagrama de bloques completo del repetidor de banda Ku.

La densidad de flujo de saturación (SFD) del repetidor de banda Ku en ambas polarizaciones es de -95 dBW/m²; el receptor proporciona una ganancia de 57 dB con una figura de ruido de 1.95 dB; la G/T es de 2.2 dB/K y la ganancia de antena a la recepción es de 33 dBi.

El repetidor de banda Ku también incluye los transmisores para la señal beacon del ULPC (señal de control de potencia para los enlaces de subida en banda Ku) en ambas polarizaciones, por medio de una antena de corneta piramidal dedicada (figura 2.44) colocada sobre el pánel de la cara nadir del satélite.

La función del ULPC es proporcionar un nivel de referencia de potencia para que las estaciones terrenas puedan ajustar sus niveles de potencia en el enlace de subida, lo que permite compensar los desvanecimientos de las señales causados por las condiciones atmosféricas y meteorológicas. La frecuencia de transmisión del ULPC es 11701 MHz en ambas polarizaciones.

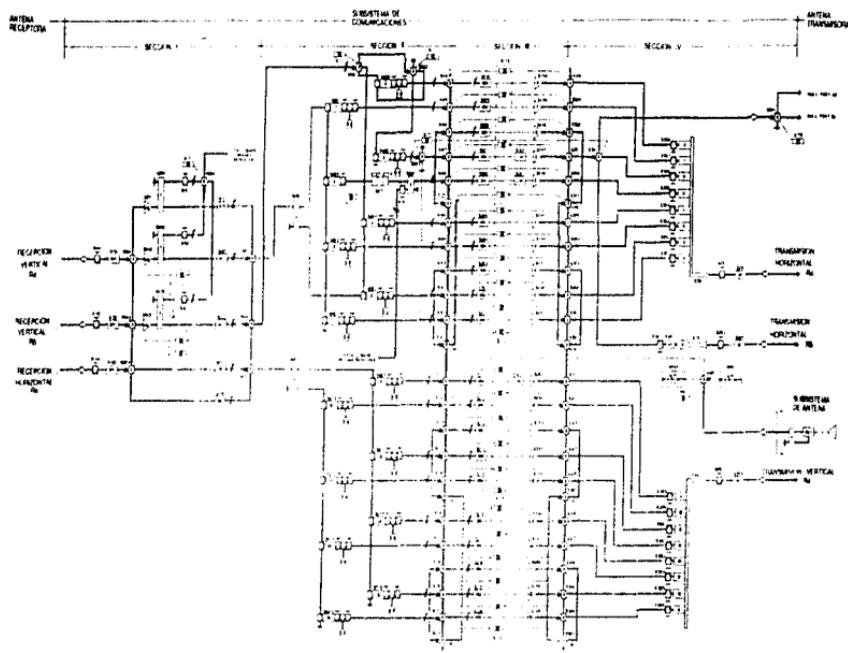


Figura 2.45 Diagrama de bloques del repetidor de Banda Ku

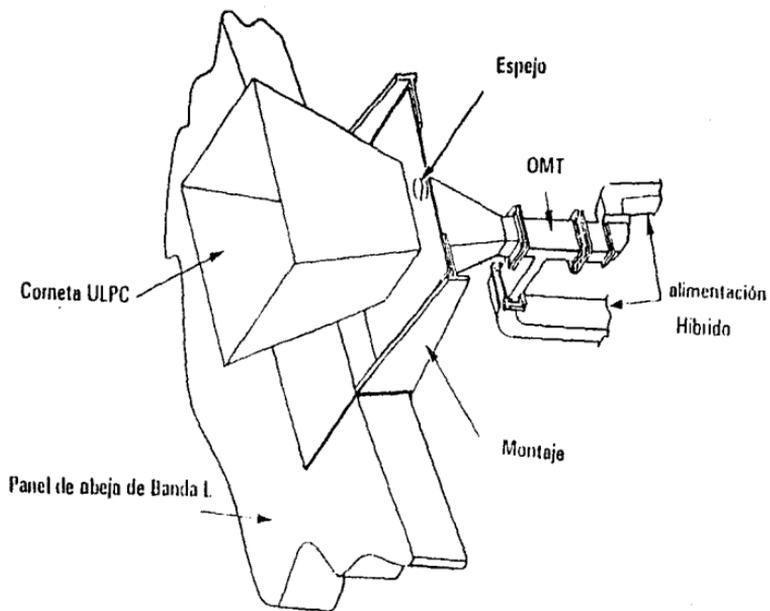


Figura 2.46 Antena tipo corneta para el ULPC

2.6.4 Banda L

Para maximizar el desempeño, la confiabilidad y la eficiencia del sistema en su conjunto, el subsistema incorpora la tecnología más actual en las bandas L y Ku. La banda L cubre toda la República Mexicana y 200 millas náuticas de mar patrimonial como se muestra en la figura 2.45. El subsistema incorpora dos transpondedores independientes, uno para Ku/L y otro para L/Ku, que comparten la misma antena de banda L para la transmisión y recepción de los enlaces móviles, la cual está colocada sobre la cara nadir y la constituye un arreglo de 26 elementos radiadores (figura 2.46).

El transpondedor para los enlaces de ida (figura 2.47) recibe las señales desde el operador de la estación terrena en banda Ku y las transmite a los usuarios móviles en banda L. Los usuarios móviles transmiten al satélite en banda L con lo que se inicia el enlace de regreso (figura 2.47); esas señales las recibe el satélite en la parte baja del canal 5K dentro de los 27 MHz de ancho de banda disponibles, para después transmitir las a los operadores de la estación terrena en banda Ku.

La banda móvil está dividida en cuatro sub-bandas independientes con anchos de banda seleccionables que van desde 2.5 a 5.5 MHz con filtros especiales para cada uno de los satélites Solidaridad dentro de los 34 MHz de ancho de banda de la banda L, como se muestra en el plan de frecuencias de la figura 2.48.

Repetidor de banda L

El repetidor de banda L está constituido por dos transpondedores, uno para el enlace de ida y uno para el enlace de regreso; el enlace

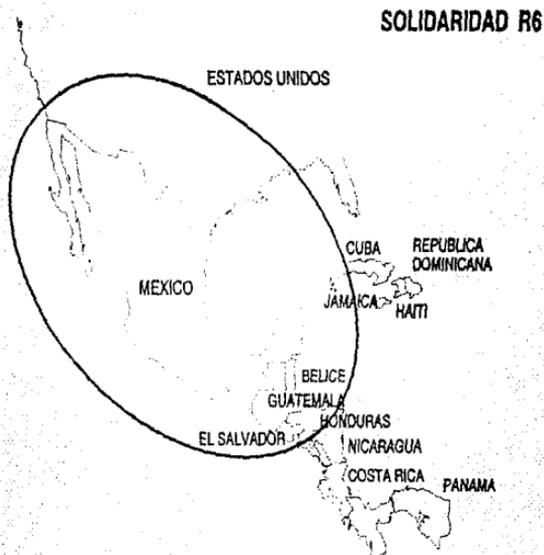


Figura 2.47 Cobertura de los Satélites Solidaridad en la región R6 de Banda L

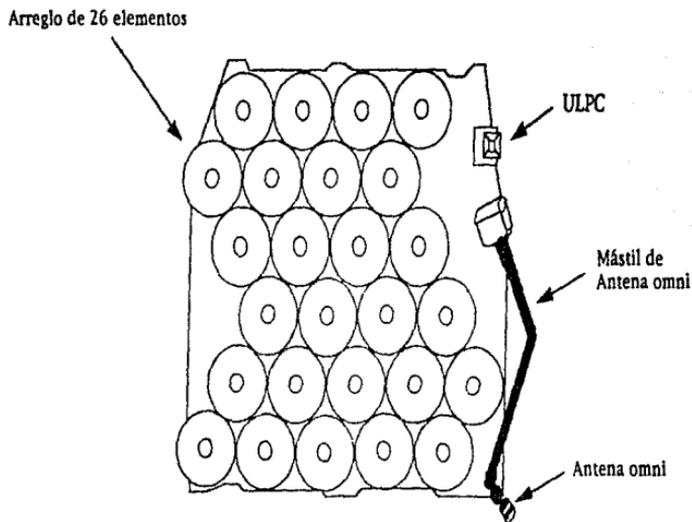


Figura 2.48 Arreglo de elementos radiadores de la antena de banda L

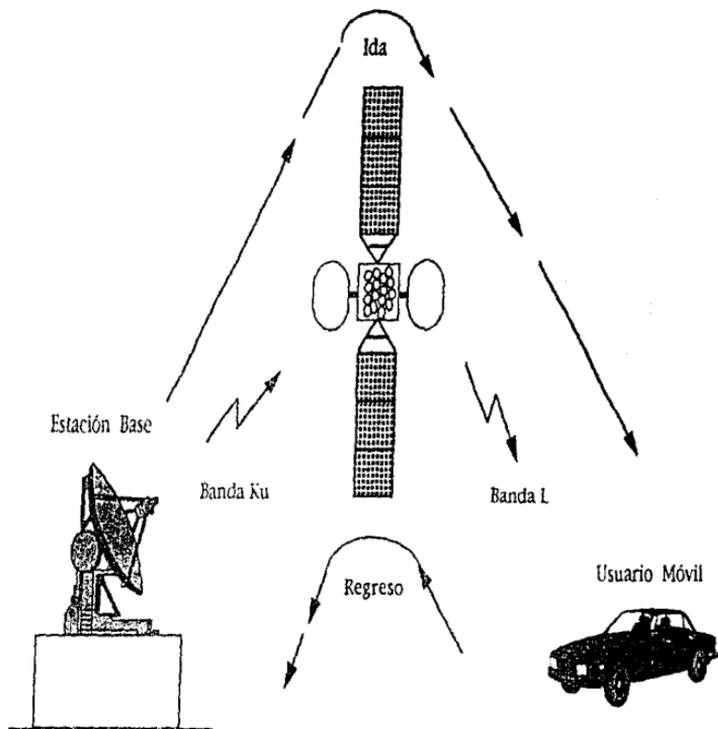
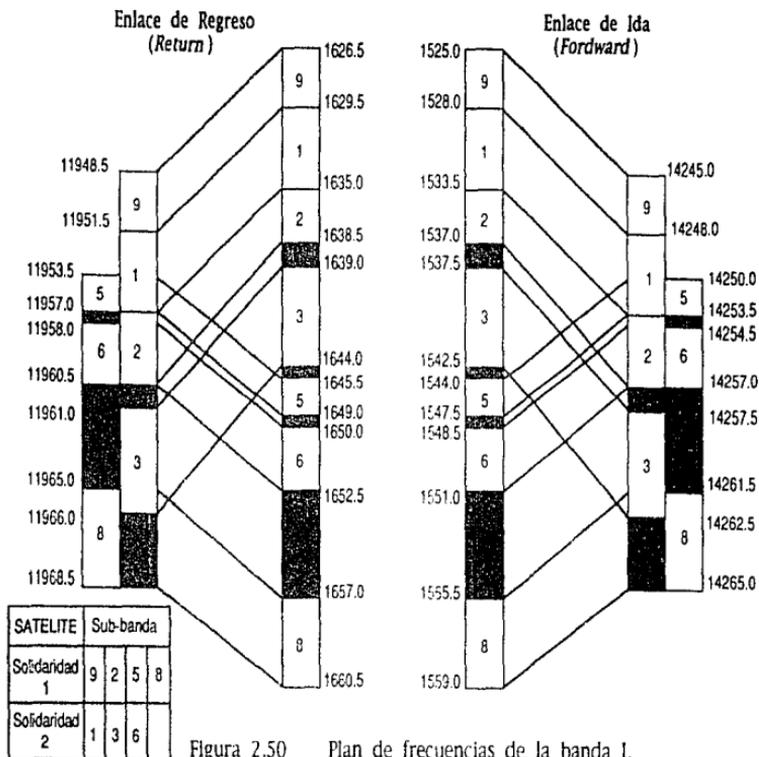


Figura 2.49 Enlaces de Ida y Regreso del repetidor de Banda L



de ida utiliza 4 amplificadores de estado sólido SSPA's operativos y 2 de respaldo de 21.6 W. El repetidor de ida recibe las señales en banda Ku a través de una sección de entrada común compartida para ambas bandas. Las señales de subida en banda Ku que provienen de la antena receptora con polarización vertical se reciben en los amplificadores de bajo ruido (LNA) del transpondedor de banda Ku, por lo que la salida de los LNA está dividida equitativamente entre el repetidor de banda Ku y el repetidor de banda L por medio de un acoplador híbrido. Las tres salidas de los LNA's están configuradas para proporcionar redundancia 3 a 1 en la sección de recepción del repetidor de banda Ku. Las señales para el repetidor de ida están acopladas de la salida del LNA hasta antes del receptor de Ku para minimizar el número de conversiones de frecuencia en el repetidor de Ku/L.

Después de la amplificación, las señales recibidas se filtran por medio de los filtros pasobanda de entrada (figura 2.49), los cuales rechazan las frecuencias destinadas al repetidor de banda Ku y están constituidos de cinco secciones de gafa de onda con respuesta tipo Chebychev; después la señal se traslada a una frecuencia intermedia de 248 a 265 MHz por medio de un convertidor de bajada de banda Ku a IF. Los convertidores de subida de IF a señal en banda L proporcionan el control de ganancia y el filtrado del canal, así como la conversión a frecuencias de transmisión para la banda L; cada convertidor de subida contiene dos filtros independientes para las sub-bandas llamados filtros de onda acústica de superficie (SAW), los cuales canalizan la señal de IF dentro de las cuatro sub-bandas.

El nivel de la señal canalizada se puede ajustar por medio de atenuadores de control de canal ubicados dentro del convertidor de subida; dichos atenuadores permiten un ajuste de ganancia dentro de un rango de 15 dB en pasos de 1 dB.

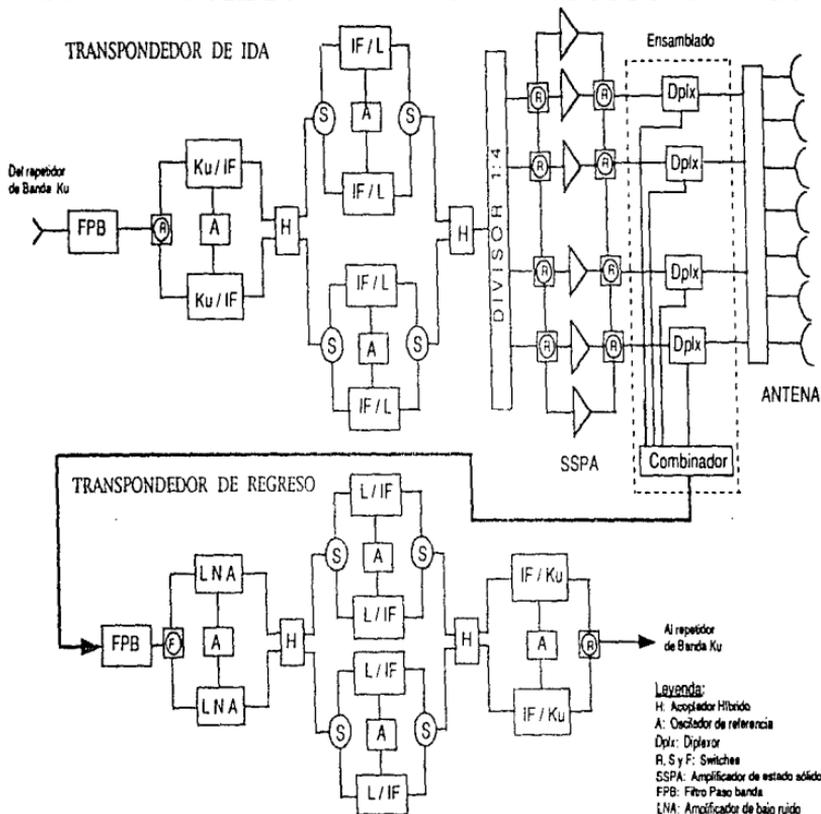


Figura 2.51 Diagrama del repetidor de Banda L

Las señales de las sub-bandas se combinan y amplifican para transmitirse por medio de cuatro amplificadores de potencia de estado sólido (SSPA's) operando en fase; la señal de entrada primero se divide en cuatro entradas separadas y se alimentan a un anillo de redundancia de 6 a 4 SSPA's por medio de switches tipo R; cada SSPA contiene cuatro transistores de efecto de campo (FET) con los que alcanza 21.6 W de potencia de salida a una razón de potencia de ruido de 21.5 dB; la eficiencia del amplificador de 24% permite generar 45 dBW de PIREA. Las cuatro salidas de la red de switches R están enrutadas a cuatro filtros paso bajas, los cuales rechazan las frecuencias armónicas generadas por los SSPA's; después la señal pasa por cuatro diplexores en donde se realiza la etapa final de filtrado para reducir los productos de intermodulación y el ruido; la salidas de los diplexores alimentan a los cuatro puertos de entrada de la antena de banda L.

El repetidor para el enlace de regreso (figura 2.49) realiza la operación contraria al repetidor de ida. Las señales de los usuarios móviles recibidas en el arreglo de antena transmisor/receptor de banda L se enrutan al repetidor de regreso por medio del ensamblado diplexor/combinador; el filtro receptor del diplexor/combinador es de bajas pérdidas dentro de banda y de alto rechazo para las señales de transmisión de la banda L; las salidas de los cuatro diplexores se suman en fase en el combinador y se enrutan a la entrada del filtro paso banda para rechazar tanto las señales de transmisión de la banda L, así como otras señales no deseadas en el transpondedor de regreso. La figura de ruido de los LNA's de banda L es de 1.2 dB y tienen ganancia de 36 dB, lo cual reduce significativamente la contribución de ruido de las demás unidades que intervienen en el enlace.

Las señales recibidas son entonces direccionadas a los convertidores de bajada, para convertirlas de banda L a frecuencia intermedia IF, los cuales trasladan independientemente las cuatro sub-bandas a

una frecuencia intermedia de 251.5 a 268.5 MHz. Se tienen cuatro unidades convertidoras de bajada L/IF, cada una contiene a dos sub-bandas con lo que se logra una redundancia de 2 a 1 para las cuatro sub-bandas, en este punto dos sub-bandas están contiguas y se enrutan hacia los convertidores de subida de IF a banda Ku, cada convertidor proporciona una ganancia lineal de 16 dB, también opera en la banda de entrada de 251.5 a 268.5 Mhz.

Una vez realizada la conversión a frecuencias de transmisión de la banda Ku, el tráfico móvil se combina en un híbrido con los 27 MHz del canal de banda Ku y se amplifica por medio de la unidad de control de canal CCU y el TWTA linealizado de banda Ku para la operación multiportadora. La potencia de salida del TWTA de banda Ku se comparte para el tráfico móvil que proviene del transpondedor de regreso y para el tráfico ubicado en los 27 MHz del canal 5 de banda Ku.

2.7 Integración y pruebas del satélite

Con el propósito de verificar que el desempeño del satélite cumple con las especificaciones contractuales, se lleva a cabo un plan completo de pruebas que incluye pruebas a nivel unidad y subsistema; estas establecen valores iniciales para las mediciones básicas a nivel satélite; seguida a la exposición ambiental del satélite nuevamente se toman mediciones del satélite, el plan establece también pruebas en el sitio de lanzamiento y pruebas en órbita. Las pruebas se realizan a nivel componente, subensamble, unidad, subsistema y a nivel sistema.

La exposición ambiental del satélite consiste de pruebas de acústica y de vacío térmico. El satélite sin energizar se somete a pruebas de ruido acústico en la configuración total de vuelo con el arreglo de paneles solares, reflectores, cubiertas térmicas, etc.

Las pruebas a nivel unidad consisten de pruebas de desempeño de referencia o iniciales, pruebas iniciales del sistema integrado (IIST), vibración aleatoria, prueba de desempeño post vibratoria, pruebas térmicas al vacío, ciclo térmico, prueba de desempeño final del sistema integrado (FIST), prueba funcional en el sitio de lanzamiento y pruebas en órbita. El programa de pruebas se estructura para asegurar el cumplimiento de los requerimientos de la misión, a lo largo de toda la vida operacional del satélite.

Pruebas de calificación

Las pruebas de calificación deben demostrar que los equipos del satélite cumplen con todos los requerimientos y especificaciones de calificación y que no deberán sufrir degradación cuando estén expuestos a condiciones ambientales más severas que aquellas que

se espera encontrar en las pruebas de aceptación de vuelo, pre-lanzamiento, lanzamiento, inyección y ambientación en la órbita.

El diseño, componentes, procesos, métodos de fabricación y procesos de garantía de calidad del producto son aquellos que se utilizan para el satélite puesto en órbita, a menos que se obtenga una aprobación del proyecto (programa) para hacer excepciones específicas.

Prueba de calificación de protovuelo

Los equipos que tengan el mismo diseño que otros que hayan sido aprobados en pruebas de calificación en programas anteriores, pero cuya utilización en los satélites Solidaridad exija requisitos de desempeño más rigurosos en ciertas áreas, pueden aceptarse si se demuestra que el equipo cumple con los nuevos requisitos de desempeño en las condiciones de protovuelo. En donde es posible, las unidades que son aprobadas en la prueba de protovuelo se someten a condiciones ambientales más severas que las que se encontrarán durante el vuelo.

Pruebas de aceptación

Las pruebas de aceptación deben realizarse para asegurar que todas las unidades y dispositivos electromecánicos de vuelo no tienen ningún defecto latente en el material o en la mano de obra. A través de éstas pruebas, se deben generar los datos necesarios para la operación del satélite, con los que se debe comprobar que las unidades y el satélite cumplen con los requerimientos especificados.

Pruebas de verificación de interfase

Las pruebas de verificación de interfase se realizan en las

instalaciones del proveedor para comprobar la compatibilidad del equipo de los centros de control con el satélite y para verificar las interfases eléctricas y mecánicas entre el satélite y el vehículo de lanzamiento.

Condiciones ambientales

Los satélites Solidaridad fueron sometidos a las pruebas descritas en este plan. Estas condiciones de pruebas aseguran que los equipos se han expuesto a ambientes al menos tan severos como aquellos que encontrarán en vuelo, dejando un margen para incertidumbres y tolerancias en los parámetros del ambiente de prueba.

2.7.1 Plan integral de pruebas

Las primeras etapas de integración del satélite se realizan a nivel de módulos, lo que permite tener un plan eficiente. Se deben tener dos módulos funcionales distintos, el módulo de la plataforma y el módulo de la carga útil. El plan global de pruebas del fabricante debe reflejar un avance progresivo para la verificación de componentes, subsistemas, unidades, subsistemas y a través de un sistema de verificación integrado, incluyendo las pruebas iniciales del sistema integrado, pruebas ambientales, pruebas finales del sistema integrado y la prueba funcional en el sitio de lanzamiento.

La clave para asegurar la integridad de los satélites Solidaridad es a través de un plan de pruebas extenso por lo que se deben detallar las pruebas para la plataforma (subsistemas de control) y para la carga útil (subsistema de comunicaciones) como parte del plan integral de pruebas para el satélite.

La exposición ambiental del satélite consiste de pruebas de acústica y de vacío térmico. El satélite sin energizar se somete a pruebas de

ruido acústico en la configuración total de vuelo con el arreglo de paneles solares, reflectores, cubiertas térmicas, etc.

Esta prueba está diseñada para verificar la capacidad que tiene el diseño estructural del satélite para sobrevivir al medio ambiente acústico esperado en el lanzamiento.

2.7.2 Plan de pruebas para la plataforma del satélite

Para los propósitos de prueba, el módulo de la plataforma se divide como mínimo en las siguientes fases de pruebas:

- 1) **Aceptación a nivel unidad:** Verifica el funcionamiento y la mano de obra a través de todas las condiciones ambientales y de operación.
- 2) **Prueba inicial del sistema integrado:** Verifica las interfaces a nivel sistema y establece una base pre-ambiental para las funciones del sistema.
- 3) **Acústica:** Verifica la integridad estructural y las funciones del sistema antes y después de la configuración de vuelo.
- 4) **Prueba térmica al vacío:** Simula las condiciones de vuelo para verificar las funciones entre los subsistemas (plataforma/carga útil, distribución de energía eléctrica, TC&R, control de la orientación).
- 5) **Prueba final del sistema integrado:** Verifica el funcionamiento final del sistema, así como la instalación para vuelo de todas las partes desplegables.
- 6) **Prueba funcional en el lugar de lanzamiento:** Verifica la interfase de lanzamiento, las operaciones de carga de

combustible y presurización, la carga de la batería, funcionalidad total de comandos y comprueba el estado general del sistema sin realizar despliegues ni pruebas de desempeño de radiofrecuencia del sistema de comunicaciones.

- 7) **Pruebas en órbita:** Verifican la operación con unidades primarias y redundantes de los subsistemas de orientación, telemetría, comando y medición de distancia al satélite, propulsión, control térmico y de energía eléctrica.

Prueba a nivel unidad

Las pruebas a unidades deben comprobar el funcionamiento y manufactura antes de su instalación en el satélite o en un subsistema.

Prueba a nivel sistema

Los satélites Solidaridad se sometieron a un programa de pruebas de aceptación a nivel satélite.

Pruebas en órbita

El fabricante debe realizar pruebas de aceptación para la plataforma a nivel satélite. Estas pruebas deben demostrar el correcto funcionamiento del satélite antes de que éste sea entregado a TELECOMM y debe proporcionar un conjunto de información de referencia que sirva como base para comparar las mediciones que se hagan durante la vida de servicio del satélite.

2.7.3 Plan de pruebas para la carga útil

Con el plan de pruebas para la carga útil se deben comprobar cada uno de los parámetros especificados y las funciones requeridas. Todos los requerimientos de la carga útil se deben verificar directamente o indirectamente por medio de pruebas.

El módulo de la carga útil incluye:

- a) El subsistema de antena (reflectores parabólicos, alimentadores y antena omnidireccional).
- b) Las unidades del repetidor de comunicaciones, el equipo de radiofrecuencia para telemetría y comando, las unidades digitales de telemetría y comando.

Fases de prueba

El subsistema de comunicaciones debe cumplir como mínimo con las siguientes fases de pruebas:

- 1) **Pruebas de aceptación de la unidad:** Verifican el funcionamiento especificado en condiciones ambientales y operativas.
- 2) **Pruebas de campo lejano para las antenas:** Miden la ganancia de la antena (PIRE, G/T, SFD), aislamiento entre polarizaciones, relación axial y áreas de cobertura para verificar el cumplimiento de las especificaciones.
- 3) **Pruebas de la electrónica de comunicaciones (Hardline):** Miden de extremo a extremo de cada transpondedor (incluyendo trayectorias de respaldo) el desempeño de las unidades electrónicas del subsistema de comunicaciones para verificar el cumplimiento de las especificaciones.

- 4) **Prueba inicial del sistema integrado:** Verifica la electrónica del subsistema de comunicaciones y las interfases de las antenas con la plataforma, así como establece la caracterización pre-ambiental de transferencia de ganancia y la respuesta a la frecuencia dentro de la banda.
- 5) **Prueba térmica al vacío para la carga útil:** Mide de extremo a extremo el desempeño de la electrónica del subsistema de comunicaciones en condiciones térmicas al vacío especificadas, más severas que las esperadas en vuelo.
- 6) **Prueba final del sistema integrado:** Mide las características post-ambientales de la electrónica del subsistema de comunicaciones y de las antenas para compararlas con los datos de las pruebas de las unidades electrónicas (hardline) y con los datos de las pruebas iniciales del sistema integrado.
- 7) **Pruebas en órbita:** Miden los valores de PIRE, SFD, G/T y la respuesta de cada canal dentro de la banda, verifican la correcta operación de los enlaces. Además, se proporcionan los patrones de radiación de las antenas para verificar las zonas de cobertura contractuales y obtener parámetros de ciudades en particular, los cuales son necesarios para los cálculos de enlace.

El fabricante proporciona también un plan programado para probar cada unidad del subsistema de comunicaciones.

Prueba de las unidades electrónicas del módulo de comunicaciones (hardline)

El módulo de comunicaciones debe probarse de extremo a extremo con todas sus unidades electrónicas y con conexiones directas a los puertos de las antenas.

Pruebas de medición del campo lejano de las antenas

Establecen el desempeño del subsistema de antenas en la zona de campo lejano. Se deben recolectar los patrones de radiación obtenidos en co-polarización y polarización cruzada (aislamiento).

Pruebas térmicas al vacío para la carga útil

Para estas pruebas, el módulo de comunicaciones debe montarse dentro de una cámara térmica al vacío.

Pruebas iniciales al sistema intergrado

En estas pruebas se debe demostrar el cumplimiento de todas las especificaciones a nivel unidad, subsistema y módulo.

Pruebas finales del sistema integrado

El módulo de la carga útil debe probarse una vez concluidas las pruebas ambientales, para saber que el desempeño no ha sufrido degradación durante las pruebas al sistema.

Pruebas en órbita

Las pruebas en órbita deben realizarse para determinar que el desempeño del satélite no ha cambiado como resultado del lanzamiento y los ambientes espaciales.

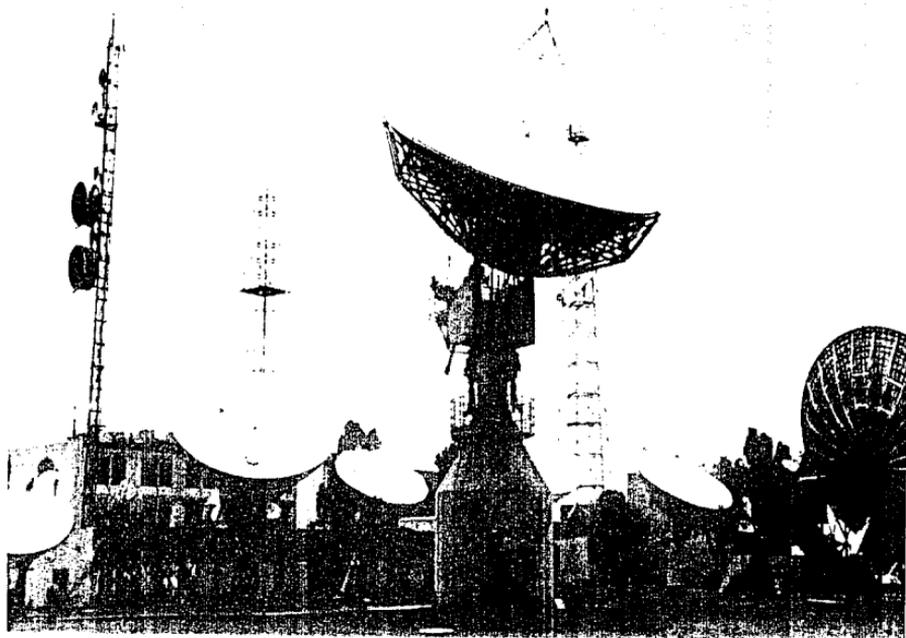
Como mínimo el fabricante debe realizar las siguientes pruebas al subsistema de comunicaciones para verificar el desempeño del satélite al operar en órbita geostacionaria.

Comunicaciones en banda C y Ku:

- La Característica de transferencia.
- La potencia isotrópica radiada efectiva PIRE y la densidad de flujo de saturación DFS (para cada área de cobertura y para cada banda).
- La figura de mérito, es decir la relación ganancia a temperatura de ruido G/T (para cada área de cobertura y para cada banda).
- Los Patrones de radiación de las antenas.
- La Conversión de frecuencia.
- Co-polarización.
- La Respuesta en frecuencia (dentro y fuera de la banda).
- La Discriminación de polarización cruzada (aislamiento).

Telemetría, comando y rango (sección de RF):

- Funcionalidad de los comandos.
- Sensitividad de comandos.
- PIRE de telemetría.
- Índice de modulación de telemetría.
- Calibración del control automático de ganancia CAG del receptor de telemetría.
- Frecuencia de la portadora de telemetría.



CAPITULO 3

EL SEGMENTO TERRESTRE

3.1 EL CENTRO DE CONTROL PRIMARIO

El centro de control primario, ubicado en Concel Iztapalapa, ciudad de México tiene la capacidad de controlar el sistema de satélites mexicanos, el cual está constituido hasta ahora por un satélite Morelos y dos satélites Solidaridad, por lo que realiza las funciones asociadas a todas las fases de puesta en órbita de los satélites y las operaciones de control para su mantenimiento en órbita geostacionaria. El centro de control primario (figura 3.1) comprende los siguientes subsistemas: Software de dinámica orbital, el simulador dinámico del satélite, los procedimientos e instrucciones de operación, telemetría comando y rango, cómputo, banda base, antenas y radiofrecuencia, equipo para pruebas en órbita, sistema de monitoreo de comunicaciones, enlaces entre ambos centros de control y el laboratorio de pruebas de carga útil. Tiene dos tipos de operaciones y funciones: las que requieren la interacción directa en tiempo real con los satélites llamadas "en línea" y las que no requieren interfase directa al satélite llamadas "fuera de línea". Entre las funciones principales de tiempo real, las cuales están restringidas a las terminales de trabajo de la sala de control y por cuentas privilegiadas de acceso a los sistemas de cómputo, está el proceso

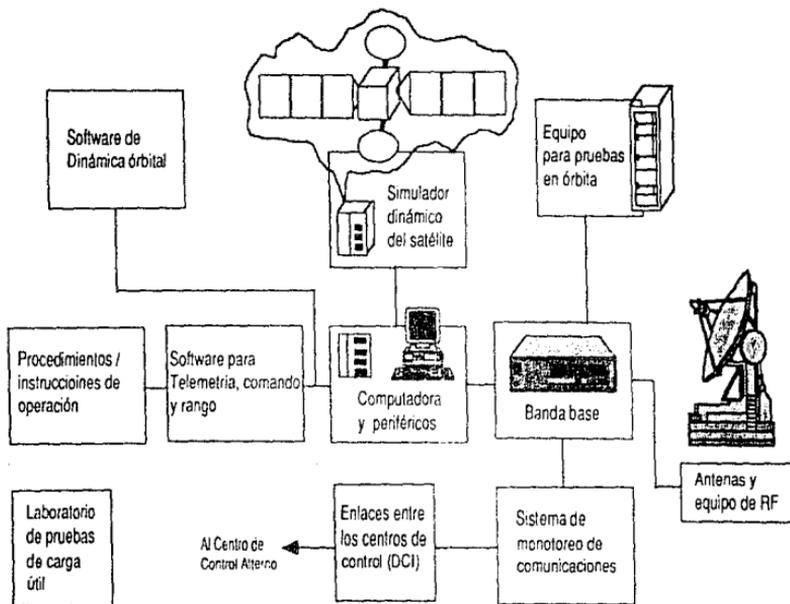


Figura 3.1 Subsistemas del Centro de Control Primario

de telemedición que consiste en la recepción, procesamiento y despliegue de los flujos de telemetría enviados por los satélites Morelos y Solidaridad, así como el proceso de comando y de medición de distancia al satélite llamado rango. Los sistemas de cómputo del centro de control verifican cada uno de los datos para validarlos, almacenarlos e indicar los estados de alarma.

Para los satélites Solidaridad toda la información está disponible además en disco magnético por un periodo de al menos 1 mes y hasta cuatro meses en disco óptico para valores en su forma original, para ser usados posteriormente con propósitos de análisis; sin embargo para Morelos, la información se almacena durante un mes con valores crudos (valores previos a su conversión a datos de ingeniería) de telemetría en disco. Para el desarrollo de sus funciones ambos centros de control cuentan con sistemas modulares, facilidades para su mantenimiento y expansión, así como autonomía entre ellos.

A continuación se enlistan las funciones del Centro de Control Primario:

- a) Recepción y procesamiento de los datos de telemedición para mantener el estado operativo de los satélites.
- b) Determinación de la posición de los satélites, análisis y cálculo de parámetros orbitales.
- c) Envío y verificación de comandos de control.
- d) Ejecución de maniobras de corrección de orientación y posicionamiento.
- e) Monitoreo y verificación de parámetros técnicos, así como desarrollo de diversas pruebas a las señales de comunicaciones que se cursan a través del sistema de satélites en las bandas C, Ku y L.

- f) Coordinar el acceso de las diversas señales portadoras al sistema de satélites.
- g) Registro de la información en pantallas, papel impreso, discos y cintas magnéticas.
- h) Seguimiento y mantenimiento en órbita geostacionaria de los satélites.
- i) Realizar pruebas en órbita, simulación dinámica de los satélites y pruebas de carga útil.
- j) Análisis de los parámetros técnicos con objeto de obtener máxima eficiencia.
- k) Funciones asociadas a todas las fases de la puesta en órbita y operación del sistema de satélites Solidaridad.
- l) Operar las bases de datos y paquetes de programas para el análisis con funciones fuera de línea, así como la admisión de datos históricos y el manejo de parámetros como son la actualización y modificación de los mismos con propósitos de control.

3.1.1 Subsistema de antenas y radiofrecuencia

El actual centro primario de control satelital está equipado con un sistema de antenas de cuatro puertos, con capacidad de recepción y transmisión en polarización lineal ortogonal usadas para telemetría, rastreo, comando y medición de distancia al satélite, además algunas de ellas tienen posicionamiento remoto y despliegue de los datos de acimut y elevación (figura 3.2), configuradas de la siguiente manera:

Para banda C:

Una antena de 12 m de diámetro para telemetría, rastreo y comando llamada TTAC marca Universal con movimiento total y

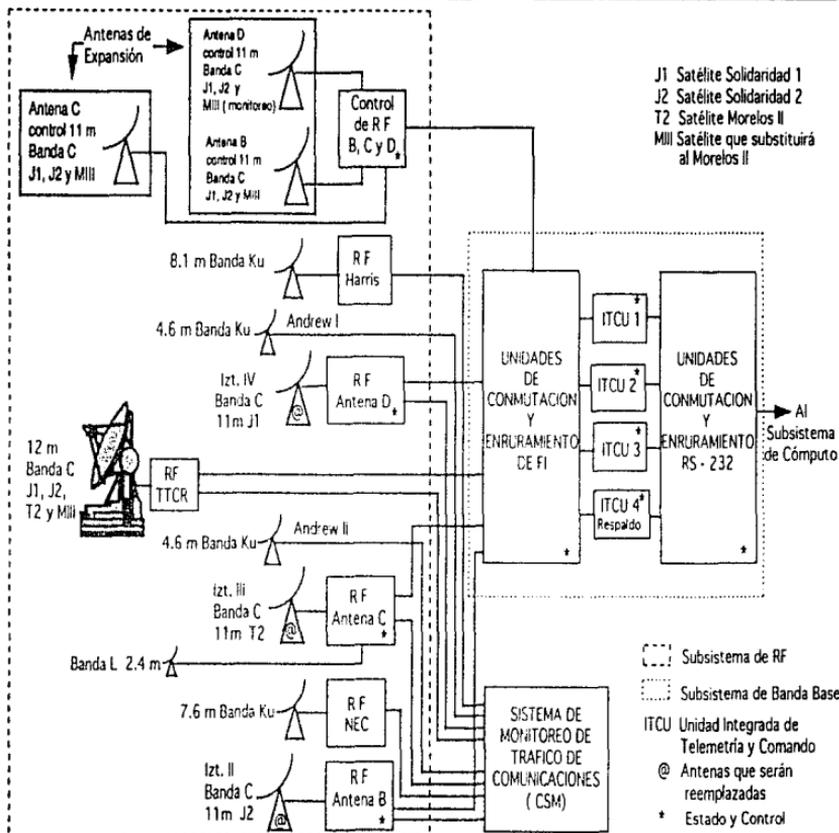


Figura 3.2 Configuración del Centro de Control Primario

sistema de apuntamiento por nivel (monopulso) y tres antenas de 11m de diámetro marca Nec (llamadas Iztapalapa II, III y IV) de movimiento limitado, rastreo por pasos y unidades de control de antena marca Electrospace, que se comparten para comunicaciones comerciales; asimismo estas antenas se utilizan para el monitoreo de tráfico en esta banda. Sin embargo, está en proceso la puesta en operación de 2 antenas de 11.3 m destinadas exclusivamente para control, por lo que una de ellas (llamada B) tendrá capacidad de movimiento y control para cualquiera de los satélites ya sea Solidaridad ó el Morelos II; mientras que la otra (D) solamente tendrá capacidad para controlar a cualquiera de los dos satélites Solidaridad. Además, con el proyecto de remplazo del satélite Morelos II, para 1998 se contempla la adquisición de otra antena de 11 m llamada C; así el control de los satélites quedará completamente independiente de las antenas que cursan tráfico de comunicaciones comerciales.

Para banda Ku:

Cuenta con cuatro antenas, de las cuales dos son marca Andrew de 4.6 m con movimiento manual limitado; una Vertex de 8.1 m (llamada Harris) de rastreo por pasos (step track), movimiento limitado, amplificadores marca Varian y unidad de control de antena marca NPL y una antena marca Nec de 7.6m también de rastreo por pasos y movimiento limitado, todas éstas se utilizan para el monitoreo del tráfico de comunicaciones en esta banda.

Para banda L:

Una antena de 2.4 m (unicamente receptora) marca Vertex de movimiento limitado y manual, con el equipo de radiofrecuencia asociado; está montada sobre la caseta de RF de la antena Iztapalapa III.

Cada antena tiene su equipo de Radiofrecuencia asociado, además se cuenta con las siguientes unidades:

- a) Interfase para los enlaces de subida/bajada
- b) Pánel de selección para RF/FI
- c) Unidad de comando TLT para calibración
- d) Unidad de rango por TV
- e) Fuente de calibración para el sistema de monitoreo CSM
- f) Convertidor ágil de subida
- g) Convertidor ágil de bajada
- h) Unidad de estado y control de RF
- i) Amplificadores de alta potencia como sigue:

En banda C:

Tipo TWTA de 400 W Varian en Iztapalapa II, sistema 1:1

Tipo TWTA de 400 W NEC en Iztapalapa III, sistema 1:1

Tipo TWTA de 400 W Varian en Iztapalapa IV, sistema 1:1

Tipo Klystron de 3 KW de 12 canales marca Varian (2da. generación) para la antena TFAC, además cuenta con un TWT de 125 W marca MCL como respaldo.

En Banda Ku

Tipo Klystron de 2 KW de 8 canales Varian en antena Harris

Tipo TWTA de 25 W Ku Varian (como respaldo)

Tipo TWTA de 25 W Varian para Andrew I, Andrew II puede enrutarse a los amplificadores instalados en Harris.

3.1.2 Subsistema de banda base

Está constituido por los equipos de banda base necesarios para el procesamiento de las señales de telemetría, comando y medición de distancia al satélite (figura 3.2), desde el pánel de interconexión en frecuencia intermedia hasta la interfase con el procesamiento de datos. El sistema es capaz de interrelacionarse con los diversos subsistemas involucrados, tales como el de estado y control, tiempo, despliegue y grabación, así como tiene acceso local para la operación y diagnóstico en el pánel frontal y a control remoto a través del sistema de cómputo de telemetría, rastreo, comando y medición de distancia al satélite (TTCR). El subsistema incorpora los siguientes equipos:

- a) Receptor de telemedición, sintonizable por arriba del rango de frecuencia intermedia.
- b) Unidad de procesamiento de datos telemedidos para la detección de telemedición, deconmutaci n, formato y comando llamada ITCU Unidad Integrada para Telemetría y Comando, para la entrada de información a la computadora.
- c) Interfase con la computadora
- d) Unidad generadora de comandos que opera vía el sistema de cómputo y a través del teclado frontal.
- e) Selección para comandar o medir la distancia al satélite a través del sistema de cómputo de TTCR.
- f) Unidad de medición de distancia con interfase para computadora.
- g) capacidad para observar el estado y control de todas las unidades de banda base, de manera local y remota a través del sistema de cómputo.
- h) Unidad de conmutación y enrutamiento de frecuencia intermedia o equivalente para los enlaces de bajada y la unidad de conmutación y enrutamiento RS-232.

Subsistema de cómputo

El sistema de cómputo (figura 3.3) consiste de una red de área local con dos servidores completamente redundantes, periféricos y cinco estaciones de trabajo, dos de ellas tienen doble monitor. Los servidores contienen y manejan la base de datos principal y los programas en tiempo real, incluyendo la administración de la red. Los programas que no operan en tiempo real, se manejan en estaciones de trabajo compatibles con el sistema. Los centros de control cuentan con programas para el control geostacionario mismos que utilizan el Sistema Internacional de Unidades para todos los datos de entrada y salida, tales como:

Procesamiento de datos: Con esta función se recuperan y depuran los datos necesarios para el cálculo de orbitas y orientaciones, permite la graficación y edición individual de cada tipo de datos.

Estimación de orbitas: Esta función permite el cálculo de orbitas, basándose en los datos preprocesados. El cálculo puede hacerse con los datos de una sola estación, o con los datos de dos estaciones ya sea por medición directa o por retorno (rango por retorno entre México y Hermosillo).

Estimación de la orientación: Esta función realiza el cálculo de la orientación en base a los datos de los sensores y/o las referencias usadas para tal efecto. El procesamiento de orientación en órbita geostacionaria para los satélites Solidaridad se lleva a cabo en el procesador de control a bordo de los mismos.

Planeación de maniobras: Con esta función se realizan los cálculos necesarios para obtener los parámetros de ejecución y

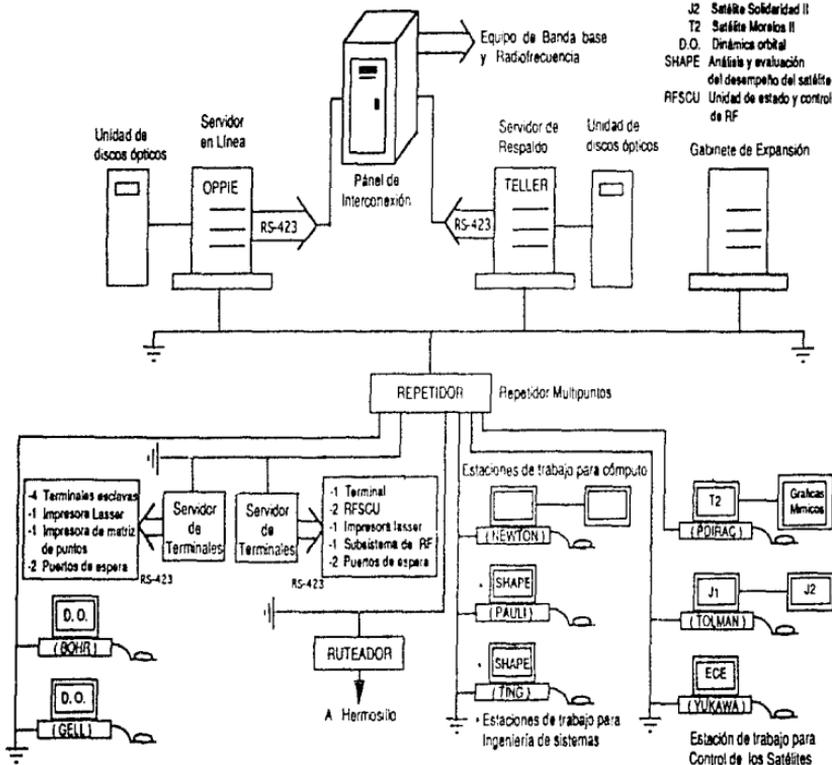


Figura 3.3 Subsistema de cómputo del centro de control primario

variación de las maniobras requeridas para el control geoestacionario.

Predicción de efemérides: Esta función permite conocer a una época determinada parámetros de interés, como son la órbita y la orientación del satélite en un intervalo de tiempo a una frecuencia requerida, tomando como referencia una posición inicial, además también como datos de propagación hacia adelante permite conocer la ascensión recta del Sol, de la Luna, su declinación, etc.

Predicción de eclipses: Esta función calcula los periodos y duración de los eclipses solares a los satélites causados por la Tierra y/o la Luna, así como cuando estas se encuentran en conjunción, proporcionando el tiempo en que cada uno de los satélites entra y sale de la umbra y penumbra.

Evaluación de maniobras: Esta función deberá evaluar cada una de las maniobras a realizar, en relación a su eficiencia y generar los parámetros de calibración a usar en la siguiente maniobra.

Funcionamiento del subsistema de propulsión: Esta función se utiliza junto con la de planeación y evaluación de maniobras para calcular los parámetros de impulso, uso del combustible y variación de las propiedades de masa de una maniobra, así como calibrar el funcionamiento de los impulsores y actualizar la base de datos.

Estimación de la vida remanente: Esta función calcula la vida remanente de los satélites con respecto a su combustible disponible, además proporciona un presupuesto estimado del mismo.

Administración de datos históricos: Esta función permite la modificación y actualización de los parámetros de los satélites para los propósitos de control.

Predicción de interferencias: Esta función calcula los periodos y duración de las interferencias de Sol y Luna con los sensores, así como las interferencias de Sol con cualquier estación terrena orientada a cualquiera de los satélites.

Conversión de elementos: Esta función realiza la conversión entre los diferentes conjuntos de elementos orbitales (clásicos, de vuelo, cartesianos) y elementos de orientación (inercial, local horizontal [Az, El], rectangular [X,Y]), así como la conversión de coordenadas del promedio de la época.

Análisis de la misión: El paquete de programas lógicos para el análisis de la misión consiste de todas las funciones necesarias para planear la misión antes del lanzamiento, para determinar y planear la corrección de la órbita y orientación de los satélites en cualquier etapa que se encuentren y antes de alcanzar su posición geostacionaria, así como cualquier otra función de soporte requerida.

Simulación dinámica de los satélites: El objetivo del simulador dinámico para los satélites tanto de Morelos (modelo HS-376) como los Solidaridad (modelo HS-601) al interactuar en tiempo real, es llevar a cabo actualización al personal experimentado, así como entrenamiento al personal nuevo en una manera muy cercana a la realidad, realizar la validación de procedimientos normales de operación y de emergencia, así como pruebas de los programas lógicos (software) y procedimientos de comando almacenado. El simulador dinámico se configura de manera muy similar a la configuración de operación actual de los satélites en órbita

geoestacionaria; sin embargo también se pueden realizar simulaciones para la órbita de transferencia. Dentro de sus funciones está el simular el comportamiento de los diferentes subsistemas que integran a los satélites, como el de energía eléctrica (incluyendo las temporadas normales y de eclipse), el térmico, el de propulsión (incluyendo maniobras), el de orientación, entre otros; además también tiene la capacidad de simular algunas anomalías en el satélite.

3.1.3 Subsistema de monitoreo de comunicaciones

Con el proyecto de satélites Solidaridad se adquirió un nuevo sistema de medición para el monitoreo en RF de tráfico de comunicaciones en las bandas C, Ku y L, con el propósito de medir e identificar las diversas señales portadoras y sus parámetros tales como frecuencia, ancho de banda, PIRE, discriminación de polarización cruzada, patrones de radiación, emisiones espurias, C/N, forma y densidad espectral, modulación en amplitud, ruido y mediciones para calibración, entre otros, para el tráfico que incluye señales de TV (FM/FDMA), telefonía, SCPC, PSK, FDMA, portadoras TDM, PSK, TDMA.

Con este sistema interconectado a las antenas instaladas en el centro de control se realiza el monitoreo de parámetros de los diversos canales de los satélites, midiendo la potencia, frecuencia y ancho de banda; también se lleva a cabo el monitoreo de usuarios no autorizados, de señales espurias así como el uso de los transpondedores. Asimismo, con este sistema se realiza la supervisión de las redes en operación, las mediciones de calibración y de portadoras activadas, además tiene la capacidad de operar en modo automático, almacena resultados, genera reportes, alerta a los operadores sobre alarmas, tiene una interfase gráfica y

adicionalmente cuenta con las funciones propias del analizador de espectros y con el siguiente equipo:

- a) Sistema de computadora (HP9000/382)
- b) Tres analizadores de espectros
- c) Unidad de conmutación y control
- d) Switch de RF de la red (a la recepción)
- e) Amplificadores extenders HP-IB (para la interconexión con la interfase)
- f) Convertidor de bajada
- g) Receptor y monitor de video
- h) Impresora laser

También tiene la capacidad de realizar mediciones de PIRE, C/N y frecuencia de las ráfagas del sistema TDMA (acceso múltiple por división de tiempo). Con este sistema se controla la activación de los diversos usuarios de los satélites haciendo uso del protocolo de acceso, el cual indica el procedimiento a seguir y la coordinación correspondiente con el centro de control primario, así como hace referencia a la normatividad que debe cumplirse en las transmisiones cursadas a través de los satélites mexicanos. En el sistema se actualiza constantemente la base de datos de los usuarios en donde se tiene el registro de todos sus nodos, sus características y parámetros de transmisión; además se les apoya a los usuarios cuando requieren realizar pruebas especiales. Por otro lado el sistema tiene la capacidad de interconexión a través de los enlaces entre ambos centros de control (DCI).

Para apoyar el control y la activación de las comunicaciones vía satélite, se adquirió un sistema de detección de transmisiones llamado TLS, fabricado por la compañía INTERFEROMETRICS, Inc., el cual permite localizar el origen de una transmisión no deseada o de una interferencia. La característica más importante del TLS es la exactitud de la posición de la estación que está transmitiendo la interferencia, la cual la determina el sistema y depende de factores tales como la exactitud de las efémerides del satélite, la relación señal a ruido, el ancho de banda y la modulación de la señal, el ancho de banda de la señal correlacionadora, el número de mediciones tomadas y la exactitud en fase y posición de la estación de la señal usada como calibrador; por lo que con datos altamente precisos, una región 95% confiable puede estar entre 1 y 3 Km, lo cual puede ir hasta 16 Km con valores típicos no muy exactos. Se requiere hacer uso de dos antenas, una orientada hacia el satélite interferido y otra a un satélite adyacente, por lo que las señales de bajada se conectan a la entrada del sistema TLS, el cual las convierte, digitaliza y correlaciona; la diferencia en tiempo y frecuencia de las señales se extrae del proceso de correlación y se despliega sobre un mapa describiendo la localización más probable.

3.1.4 Laboratorio de pruebas de carga útil

El laboratorio de pruebas de carga útil se adquirió con el Proyecto Solidaridad como parte del centro de control primario, se utiliza como una herramienta para la simulación, investigación, desarrollo y entrenamiento en comunicaciones satelitales utilizando un circuito cerrado (sin radiación) con equipos y software analítico; El laboratorio proporciona la simulación de la carga útil de los satélites Solidaridad con la capacidad de alojar tráfico representativo y equipo de medición en dos transpondedores de banda Ku y uno de banda L completos e idénticos a los del Satélite, además cuenta con un software de simulación del sistema en el dominio del tiempo

llamado SYSTID el cual permite el modelado y el análisis del desempeño del transpondedor.

El laboratorio en su conjunto está compuesto de tres elementos principales: un programa lógico (software) que modela a la carga útil con su utilería de simulación integrada; un modelo de los equipos (hardware) de la carga útil del satélite; y un sistema de equipos (hardware) de generación de señales de banda base y frecuencia intermedia, así como para pruebas.

Para la generación de señales, cuenta con generadores-receptores de tráfico, equipo para la transmisión de datos, equipo de prueba, generadores de interferencia y el módulo de carga útil. Los generadores/receptores de tráfico son FM-SCPC, PSK-MCPC, FM-Portadora única y PSK-SCPC en todos los casos transmisor y receptor. El equipo de pruebas en banda base incluye un módulo para medir la razón de bits erróneos BER, un monitor de audio en estereo y un analizador de distorsión de audio, moduladores y demoduladores. El equipo de pruebas para RF/FI incluye analizador de espectros, frecuencímetro, medidores de potencia, analizador del enlace de micro-ondas y pánel de interconexión, entre otros.

Con el laboratorio se puede simular y medir el desempeño del transpondedor con o sin tráfico alojado usando el equipo de pruebas interno; tiene la capacidad de predecir el desempeño del transpondedor usando los programas lógicos SYSTID, así como obtener mediciones de la respuesta en frecuencia del canal, determinar relaciones C/N y C/I para los enlaces ascendente y descendente, la linealidad de amplitud, la razón de potencia de ruido NPR, mediciones de la curva llamada característica de transferencia, conversión AM/PM, el retardo de grupo, características de saturación, potencia y frecuencia.

3.1.5 Equipo para pruebas en órbita

Este equipo también se encuentra únicamente en el centro de control primario y se utiliza para medir y evaluar el desempeño del satélite en órbita geoestacionaria, tanto en banda C como en banda Ku sin tráfico, lo cual permite analizar las señales de prueba recibidas para determinar el estado de los transpondedores de comunicaciones del satélite y realizar pruebas de telemetría y comando, este sistema proporciona la capacidad de calibrar la antena de la estación en Tierra y el equipo de radiofrecuencia, así como la recolección de datos automática y el procesamiento de las señales de calibración y de prueba recibidas.

Por medio del equipo de pruebas en órbita se corroboran los parámetros específicos de diseño del subsistema de comunicaciones como son el patrón de radiación de las antenas del satélite y sus parámetros asociados tales como, aislamiento de polarización cruzada a la transmisión y a la recepción, ancho del haz principal, envolvente de los lóbulos laterales, parámetros de diseño tales como PIRE, SFD, curva característica de transferencia, figura de mérito G/T, respuesta a la frecuencia de cada canal, desplazamiento de fase, coeficiente de conversión AM/PM, respuesta de retardo de grupo, emisiones espurias y frecuencia del transpondedor, todo esto en banda C utilizando la antena de 12 m TTAC (Telemetría, Rastreo y Comando) y en banda Ku con la antena Harris de 8.1 m a la recepción y transmisión. Para las pruebas de telemetría y comando se mide el PIRE de telemetría, la sensibilidad de los comandos, el índice de modulación de los comandos, la frecuencia de la portadora de telemetría y el control automático de ganancia del receptor de comandos. El procedimiento consiste en configurar el equipo de radiofrecuencia y la antena, apuntar la antena al satélite deseado, enrutar una señal de prueba al amplificador de alta potencia HPA, seleccionar el canal adecuado, subir una portadora modulada de energía dispersa, se incrementa la potencia del enlace de subida

recolectando datos de potencia con el medidor de potencia del enlace ascendente. se continua con el proceso de recolección de datos para determinar el punto de saturación para los TWT's y 2 dB del punto de compresión para los SSPA's.

3.1.6 Enlaces entre los centros de control (DCI)

El propósito de los enlaces entre los centros de control es mantener una interfase de comunicación principalmente de datos con la finalidad de que el Centro de Control Alterno sea un respaldo en todo momento del Centro de Control Primario. con lo cual se tiene acceso en forma remota a la información contenida en las computadoras de control. Se puede consultar e intercambiar archivos, controlar los equipos de radiofrecuencia y de banda base en forma remota de la estación que cede el control; también se tiene acceso a las funciones de telemetría, comando y rango entre ambos centros para controlar a los satélites desde México utilizando la infraestructura de Hermosillo (en Hermosillose pueden controlar 2 satélites a la vez en este momento) y viceversa; para la medición de rango, ésta se hace en forma dedicada desde cada centro (con los datos de acimut y elevación de las antenas en Tierra) y de manera conjunta utilizando una antena de cada centro para la misma medición, ya que se conoce la distancia entre los centros de control (a este procedimiento se le llama rango por triangulación).

Por otra parte, cada centro de control tiene su propia red de computadoras personales y ambas redes también están interconectadas vía los enlaces entre centros de control (DCI) con facilidades de consulta, intercambio de archivos y actualización entre otras. Además, se cuenta con dos canales de voz para línea de emergencia sin necesidad de marcar, sino que tan solo al descolgar se puede establecer la comunicación.

El DCI entre los centros de control lo constituyen dos enlaces de comunicaciones vía satélite, uno en banda C con dos portadoras de 64 Kbps activadas en el transpondedor 1W del satélite Morelos II y otro en banda Ku con dos portadoras de 128 Kbps activadas en el transpondedor 1K del satélite Solidaridad I. En banda C utiliza una antena parabólica con alimentador centralmarca Miralite de 3.7 m, un transreceptor ASAT 0406, un modem ComStream y un multiplexor. El enlace en banda Ku se realiza con una antena parabólica tipo offset marca Prodelin de 2.4 m de diámetro y un transreceptor ASAT 1214. La modulación de las cuatro portadoras es BPSK.

3.2 EL CENTRO DE CONTROL ALTERNO

El centro de control alterno está localizado en Hermosillo, Sonora y tiene la capacidad de asumir en cualquier momento el control de los satélites Solidaridad y Morelos (dos a la vez), en forma independiente del centro de control primario, en casos de falla o contingencia. Tiene la capacidad de monitoreo del tráfico de comunicaciones en banda C, Ku y L. A continuación se describen las funciones del Centro de Control Alterno (CCA):

- a) Respalda al Centro de Control Primario (CCP) en caso de emergencia o en alguna actividad planeada.
- b) Incrementar los márgenes de certitumbre en la medición de parámetros satelitales.
- c) Dar soporte para el control y pruebas especiales.
- d) Proveer datos de telemetría, comando y rango.
- e) Efectuar actividades de monitoreo de comunicaciones en las bandas C, Ku y L.

f) Capacidad de control de los satélites en cualquier momento.

3.2.1 Subsistema de antenas y Radiofrecuencia (RF)

El actual centro de control alterno cuenta con antenas dedicadas al control y monitoreo de los satélites, en las bandas C, Ku y L con la capacidad de recepción y transmisión para telemetría, comando y rango.

Para banda C:

Dos antenas de 11 m marca Vertex de movimiento limitado llamadas antenas A y B con capacidad de despliegue de datos en elevación y acimut con rastreo por pasos, de cuatro puertos, es decir con la capacidad de transmisión y recepción en polarización vertical y horizontal, con unidades de control de antena marca Vertex 7200; están dedicadas a las funciones de telemetría comando y rango para los satélites Solidaridad y Morelos como se muestra en la figura 3.4 y para el monitoreo de tráfico de comunicaciones en esta banda; tienen un sistema de LNA de 2 a 1 (dos operando y uno de respaldo). Además, se contempla la adquisición de una antena más (E) de 11m de diámetro con el objeto de ampliar la capacidad de control a tres satélites a la vez.

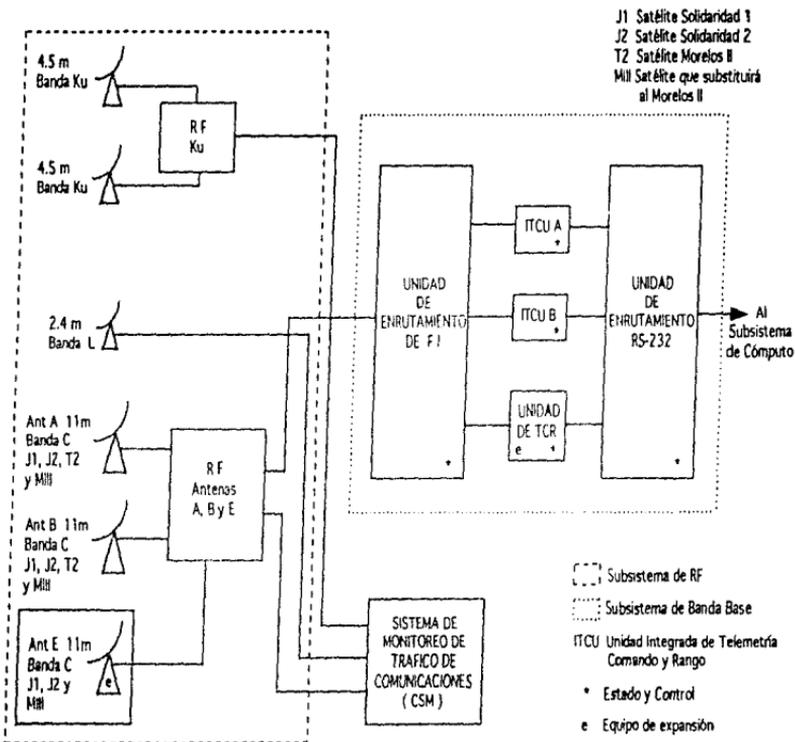


Figura 3.4 Configuración del Centro de Control Alterno

Para banda Ku:

Dos antenas de 4.5 m marca Vertex unicamente receptoras con movimiento manual y polarización lineal dual llamadas C y D dedicadas al monitoreo de tráfico de comunicaciones en esta banda; tienen un sistema de LNA (amplificadores de bajo ruido) de 2 a 1 conectados en horizontal y vertical, contienen una fuente de calibración instalada en el interior (hub) de cada antena para el sistema de monitoreo.

Para banda L:

Una antena de 2.4 m marca Vertex con alimentador fuera de foco (offset) unicamente receptora, con movimiento manual limitado dedicada al monitoreo de comunicaciones en esta banda, tiene un sistema de LNA no redundante con la capacidad de recibir señales en polarización circular derecha.

Cada antena tiene su equipo de radiofrecuencia asociado para los enlaces de subida y bajada, su análisis, ganancia de antena, pérdidas por acoplamiento y guías de onda, ganancia de los LNA, precisión de apuntamiento, despliegue de los datos de acimut y elevación así como la capacidad de rastreo. El equipo de control de las cinco antenas está interconectado con el centro de control primario a través del enlace DCI y consta de:

- a) Amplificadores de bajo ruido.
- b) Amplificadores de alta potencia para banda C de 3 KW tipo Klystron de 24 canales marca Varian (2da. generación), uno para cada antena.

- c) Convertidores ágiles de subida en banda C.
- d) Convertidores ágiles de bajada en banda C (uno para telemetría y uno para la medición de distancia al satélite por cada antena).
- e) Convertidores de subida de comando para el satélite Morelos II.
- f) Unidad de lazo de prueba para los satélites Solidaridad (común para las dos antenas de control).
- g) Unidad de lazo de prueba para transpondedor (común para las dos antenas de control).
- h) Unidades de control y estado para el equipo de radiofrecuencia.
- i) Unidades de control de antena.

3.2.2 Subsistema de banda base

Este subsistema se encarga de recibir, demodular, sincronizar la telemetría, la generación y modulación de comandos codificados, la modulación y generación de los tonos de rango; además proporciona la capacidad de conmutación con las unidades de frecuencia intermedia FI y RS-232, permite la grabación de la telemetría, los comandos y las señales de comando y rango, así como también proporciona las señales de tiempo para sincronía. El subsistema actual de banda base para telemetría, comando y medición de distancia al satélite consta de:

- a) Unidades integradas para telemetría, comando y medición de distancia al satélite (ITCU), dos en línea y una de respaldo.

- b) **Pánel de interconexión para enrutamiento de las señales de subida y bajada en frecuencia intermedia.**
- c) **Unidad de enrutamiento RS-232.**
- d) **Unidades de recepción, codificación, generación y despliegue de tiempo.**
- e) **Unidades de grabación en cinta analógica y graficación térmica.**

Subsistema de cómputo:

El actual subsistema de cómputo del centro de control alterno (figura 3.5) consta de una red de área local con un servidor VAX 4000/300 y 4 estaciones de trabajo VAX 4000/60 en configuración en grupo (cluster). Esta red se encuentra interconectada vía satélite con la red de área local del centro de control primario usando el protocolo DECNET. El software de tiempo real recibe dos flujos de telemetría de cada satélite. Para los satélites Solidaridad los flujos son idénticos en modo normal y solo un flujo se deshabilita para procesamiento de rango.

En el caso de que el segundo flujo sea de datos con muestreo de alta velocidad (dwell), éste puede grabarse en disco y tenerlo disponible en tiempo real o para graficación de datos históricos; esto permite que la salud del satélite se observe (monitoree) constantemente como parte del procesamiento normal de telemetría. Todos los datos analógicos se verifican contra sus límites de alarma superior e inferior para ajustar el umbral. Además, los datos de orientación se extraen de la telemetría con formato PCM y se envían al software de dinámica orbital para almacenarse y procesarse después.

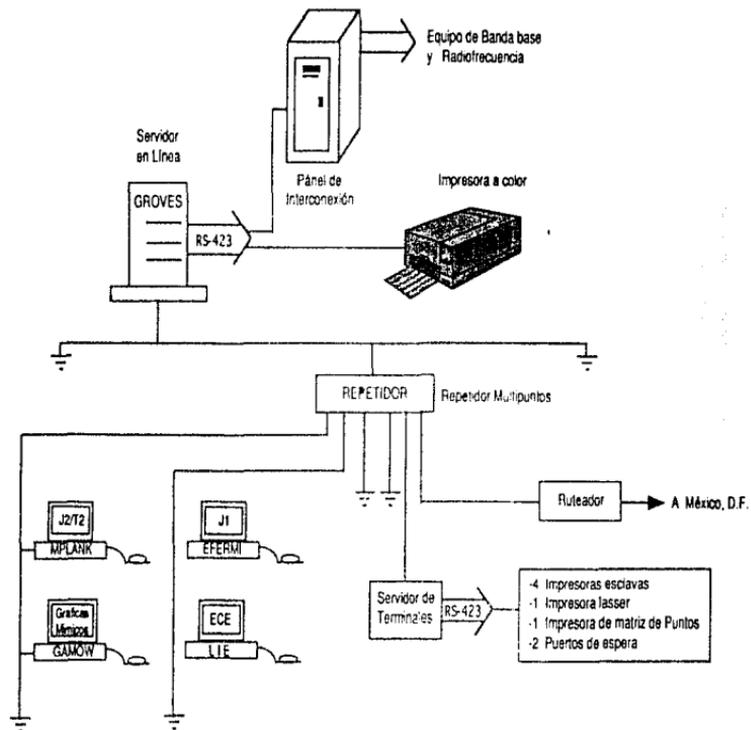


Figura 3.5 Subsistema de cómputo del centro de control alternativo

3.2.3 Sistema de monitoreo de comunicaciones

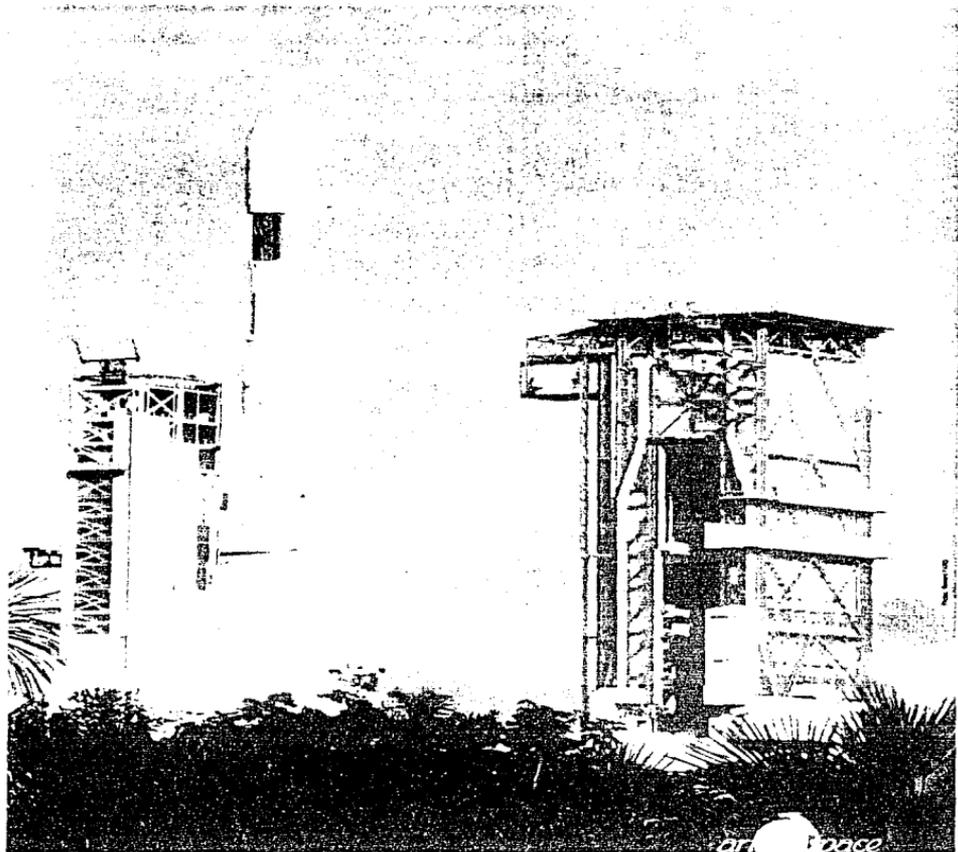
El sistema de monitoreo de tráfico de comunicaciones del centro de control alterno es similar al del centro de control primario, excepto que la unidad de conmutación a la recepción tiene menos entradas debido a que existen menos antenas para establecer la interfase; el sistema está interconectado a los puertos de bajada de las cinco antenas en las bandas C, Ku y L a través de una unidad de conmutación y control, una computadora HP9000/382, un analizador de espectros, una estación de trabajo, una unidad de conmutación de RF (a la recepción) de la red, un convertidor de bajada, un amplificador extender 488, la unidad de amplificadores de bajo ruido para conversión de banda C a banda L y de banda Ku a banda L, un receptor y un monitor de video, impresora y un monitor de forma de onda.

El sistema de monitoreo de portadoras (CSM) del centro de control alterno al igual que el del centro de control primario realiza el monitoreo de tráfico de comunicaciones a la recepción con los siguientes propósitos:

- a) Detectar usuarios que están ocupando más ancho de banda del que tienen asignado.
- b) Detectar usuarios que están transmitiendo con más potencia que la asignada.
- c) Detectar usuarios cuya frecuencia central de transmisión se ha desplazado (recorrido).
- d) Detectar usuarios no autorizados.
- e) Monitorear el uso de los diversos canales de los satélites.

El sistema tiene la capacidad de realizar mediciones de frecuencia, potencia ancho de banda, relación portadora a ruido C/N y la densidad y forma espectral para las diversas señales portadoras, el PIRE, la modulación en amplitud, el ruido, las funciones propias del analizador de espectros, además de las mediciones de calibración de la ganancia en el enlace de bajada y la calibración del analizador de espectros. Como facilidades adicionales tiene las mediciones de PIRE, C/N y frecuencia de las señales TDMA, mediciones de aislamiento de polarización cruzada y patrón de radiación de la antena.

Además, en el centro de control alterno ubicado en Hermosillo se encuentran las instalaciones del Telepuerto Internacional para conducción de señales de TV, telefonía y datos vía los satélites Intelsat con una antena de 13 m para banda C, transmisora y receptora en polarización circular marca Nec, orientada hacia el Pacífico; una antena también para banda C marca Nec de 11 m llamada Hermosillo I y una antena de 7 m para banda C, de cuatro puertos, transmisora y receptora marca Scientific Atlanta, la cual se utiliza como nodo de la red TDMA de Telecomm.



at base

CAPITULO 4

LANZAMIENTO

4.1 Aspectos generales

El día 26 de Junio de 1991 se llevó a cabo la apertura de ofertas para la prestación de servicios de lanzamiento de los satélites Solidaridad emitidas por las empresas denominadas General Dynamics Commercial Launch Services, Arianespace y China Great Wall Industry Corporation. El contrato se adjudicó a la empresa francesa Arianespace, la cual presentó la mejor propuesta de acuerdo a los criterios de evaluación establecidos, firmándose el contrato el 23 de Septiembre de 1991.

La compañía europea Arianespace brinda sus servicios de lanzamiento para satélites desde su complejo de Kouru en la Guyana Francesa en Sudamérica, la cual es una región ecuatorial que cubre cerca de 92,000 Km² entre las latitudes 2° y 6° norte (la base está en la latitud 5.2° N) en la longitud 50° oeste. La Guyana Francesa fue elegida para este fin debido a su posición cercana al ecuador terrestre, ya que este hecho la convierte en una posición privilegiada al posibilitar un menor consumo de combustible en los lanzamientos, lo que permite que los satélites puedan reservar mayor cantidad de combustible para las maniobras de posicionamiento orbital, alcanzando un aumento de dos años o más en su vida útil.

Los principales contratistas de ARIANESPACE son en orden de importancia: Francia, Alemania, Bélgica, Italia, Reino Unido, Suiza, España, Suecia, Holanda, Dinamarca e Irlanda; todos estos forman parte de la comunidad económica europea.

Para poner en órbita cada uno de los satélites Solidaridad se utilizó un lanzador llamado ARIANE 4 de tres etapas del tipo no recuperable de la versión 44L con capacidad para realizar lanzamientos dobles o dedicados con masa máxima de 4.2 toneladas, este lanzador puede equiparse hasta con cuatro impulsores (boosters) de combustible líquido, sin embargo cuenta con seis versiones de diferente capacidad y tiene una longitud de 58.4 m..

Los lanzamientos de la segunda generación de satélites para México fueron exitosos y se efectuaron en forma doble, es decir llevando un copasajero; el lanzamiento del satélite **Solidaridad I** (vuelo 61) se llevó a cabo el 19 de noviembre de 1993 con el copasajero llamado **Meteosat 6** (satélite meteorológico para Europa), por medio de un cohete Ariane 44LP (dos propulsores líquidos y dos sólidos) y el **Satélite Solidaridad II** (vuelo 68) se lanzó el 7 de octubre de 1994 con el copasajero **Thaicom 2** (satélite de comunicaciones para Tailandia) por medio de un cohete Ariane 44L (cuatro propulsores líquidos), como se muestra en la figura 4.1. La masa total del satélite al momento del despegue fue de 2776 Kg para Solidaridad I y de 2790 para Solidaridad II, teniendo un consumo de combustible durante la órbita de transferencia de aproximadamente 1100 Kg.

Las condiciones ambientales permitidas para garantizar el despegue dependen de los valores de presurización del cohete. Los límites aceptables de velocidad del viento al momento del despegue van de 9m/s a 14 m/s de acuerdo a la dirección del viento y se deben cumplir las siguientes dos condiciones: tener una visibilidad horizontal mejor que 1000 m y cielo nublado arriba de 250 m.

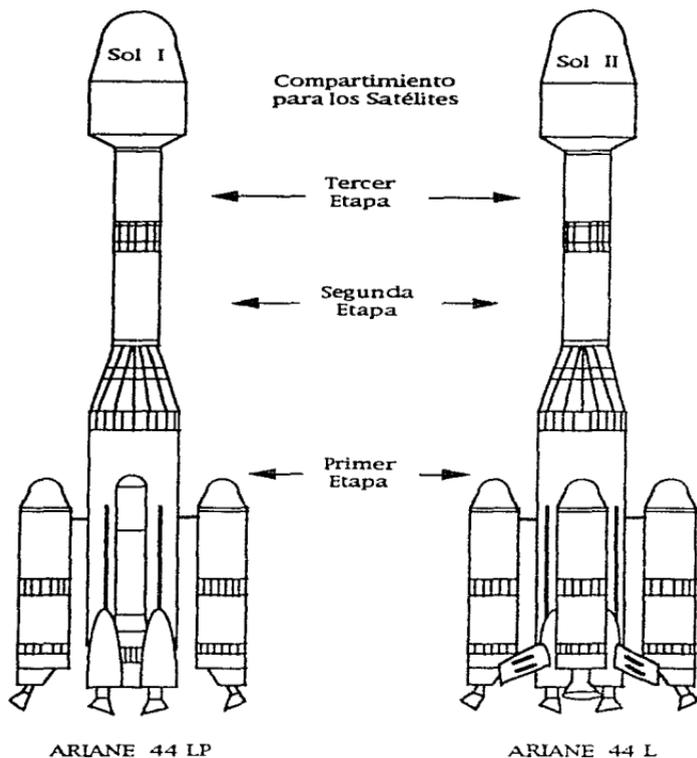


Figura 4.1 Cohetes Ariane utilizados para lanzar a los satélites Solidaridad

4.2 Operaciones de la misión

Los objetivos principales de la misión de los satélites Solidaridad son los siguientes:

- 1) Comandar, controlar y monitorear al satélite para situarlo en la órbita geoestacionaria y efectuar las maniobras para su posición final de operación, así como sus pruebas.
- 2) Desplegar los paneles solares y las antenas de comunicaciones, así como configurarlo para las operaciones nominales en órbita geoestacionaria.
- 3) Realizar las pruebas a nivel sistema y subsistema de la plataforma del satélite (subsistemas de potencia eléctrica y control de orientación, térmico, propulsión y de telemetría, comando y rango), así como para la carga útil (subsistema de comunicaciones).
- 4) Inicializar los parámetros orbitales del satélite en la preparación para las actividades de control geoestacionario.
- 5) Configurar al satélite para los servicios de comunicaciones y para la entrega a Telecomm.

En el tipo de misión de Lanzamiento dual y órbita estándar, la órbita de transferencia geosíncrona (GTO) optimizada para un lanzamiento múltiple en un cohete ARIANE 4 se caracteriza por los siguientes parámetros:

- Altitud del perigeo : 200 Km
- Altitud nominal del apogeo: 35, 786 Km
- Inclinación : 7.0°
- Argumento del perigeo : 178°

La secuencia de la misión se diseña para optimizar la vida del satélite considerando: a) los parámetros orbitales de la inyección (nodo de inyección aproximadamente en 105° oeste), b) la visibilidad de las estaciones en Tierra involucradas, c) errores en los vectores del motor LAM y d) todos los requerimientos operativos. Las maniobras se diseñan para simplificar las operaciones y maximizar el éxito de la misión.

La configuración básica del cohete Ariane 4 (tabla 4.1) consiste de tres secciones de propulsión líquida, llevando adicionalmente 2 ó 4 impulsores de combustible sólido ó líquido adheridos a la primera etapa.

La distribución de masas de combustible es la siguiente:

1^{ra} Etapa.- 226 toneladas
2^{da} Etapa.- 34 toneladas
3^{ra} Etapa.- 10.5 toneladas

Impulsores de apoyo líquidos: 39 toneladas cada uno
Impulsores de apoyo Sólidos: 9.5 toneladas cada uno

Motores:

1 Viking VI por cada impulsor líquido de apoyo
4 Viking V para la 1^{ra} etapa
1 Viking IV para la 2^{da} etapa
1 HM 7B para la 3^{ra} etapa

Combustible 44L: 426.5 toneladas
Combustible 44LP: 367.5 toneladas

Carga útil: 4.2 toneladas
Masa total al momento del despegue 44L: 470 toneladas.

	Longitud	ϕ	Masa seca	Impulso
Cofia (fairing)	10.6 m	4 m	810 Kg	
Mini-SPELDA	2.8 m	4 m	410 Kg	
VEB	1 m	4 m	530 Kg	
3 ^{ra} Etapa	11.4 m	2.6 m	1.25 ton	63 KN
2 ^{da} Etapa	11.6 m	2.6 m	3.2 ton	800 KN
1 ^{ra} Etapa	23.2 m	3.8 m	17.5 ton	3000 KN
PAL motores de apoyo líquido	19 m	2.2 m	4.5 ton	750 KN
Vikingo IV.V.VI	---	---	886 Kg	
HM 7B	---	---	155 Kg	

Tabla 4.1 Características del cohete Ariane 4

Ambos lanzamientos se realizaron a las 7:00 pm tiempo de México, 10:00 pm tiempo de Kouru. Se cuenta con tres estaciones de rastreo de la misión además de la de Kouru, que son Natal, en Brasil, Isla de la Ascensión en el océano Atlántico y la estación en Libreville, Gabon.

En el momento llamado H0 se realiza la ignición de la primer etapa y de los motores (booster) de impulso líquido; 4.4 segundos después se inicia el despegue, es decir el ascenso vertical, tres minutos y medio después se separa la primer etapa y se enciende la segunda, aproximadamente dos minutos después se separa la segunda etapa y se enciende la tercera, enseguida dan inicio las adquisiciones en las estaciones de rastreo, 18 minutos después de la ignición se realiza la inyección en la órbita GTO requerida y aproximadamente 22 minutos después de la ignición se llevó a cabo la separación del satélite Solidaridad II y 5 minutos después el segundo satélite (Thaicom 2).

Una vez terminado el encendido, la tercer etapa del vehículo de lanzamiento realiza una secuencia de maniobras para reorientar al satélite a la orientación requerida para las maniobras de incremento del perigeo; previo a la activación del sistema de separación del satélite, la tercer etapa del cohete hace girar al satélite a 5 rpm nominalmente alrededor del eje z (eje longitudinal del satélite). Cabe mencionar que la orientación del cohete es comandada por un programa predeterminado abordo; éste programa de orientación está optimizado en tiempo real para minimizar el tiempo de propulsión de la tercer etapa, necesario para alcanzar la órbita requerida con una probabilidad cercana al 99%. Después para las primeras actividades de la misión la velocidad de giro se acelera a 10 rpm.

Aproximadamente 2 horas después del despegue del cohete, se presentó la primera adquisición del satélite en la estación de control de Jacarta, Indonesia.

Las misiones de posicionamiento para los satélites Solidaridad utilizaron el centro de control de misiones de la compañía Hughes, localizado en El Segundo, California, E.U.A; y las funciones de telemetría, rastreo y comando se llevaron a cabo en el centro de control de satélites Cibinong localizado en Jacarta, Indonesia y en el centro primario de control satelital localizado en Contel Iztapalapa, en México, D.F., por lo que se implementaron circuitos de comunicaciones para que el centro de misiones de El Segundo, California quede interconectado con Jacarta, Iztapalapa y el sitio de lanzamiento (Kouru).

Ventana de lanzamiento

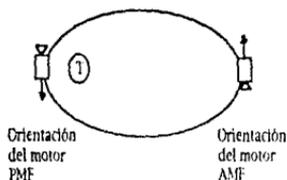
La ventana de lanzamiento se define como el intervalo de tiempo durante el cual el lanzamiento puede ocurrir para inyectar apropiadamente al satélite en la órbita de transferencia

geosincrónica (GTO). La inyección en la órbita se refiere al primer paso por el perigeo (la primer órbita tiene un periodo de 11 hrs). De este modo la ventana de inyección ocurre después que la ventana de lanzamiento en un intervalo constante de tiempo dependiendo de la órbita del vehículo de lanzamiento. La primera restricción que limita la duración de la ventana de lanzamiento está relacionada con el Sol, que determina el ambiente térmico del satélite (captación de energía en los paneles, eclipses). Para los satélites Solidaridad un ambiente térmico favorable existe si el ángulo solar, ϕ (ángulo entre la línea del Sol y el eje de giro del satélite) está dentro de $90^\circ +25^\circ, -30^\circ$. Como se muestra en la figura 4.2.

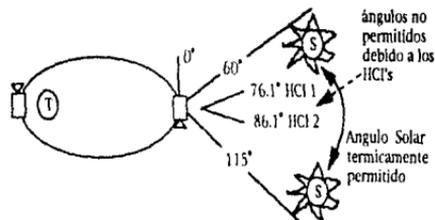
Como el vehículo de lanzamiento Ariane 4 está diseñado para poner dos satélites en órbita GTO, Arianespace ha establecido una ventana de lanzamiento de 45 minutos de duración, la cual se abre y se cierra a un tiempo universal específico GMT (tiempo del meridiano de Greenwich) que depende del día del año. Además de las restricciones térmicas y de energía eléctrica que limitan el ángulo de captación solar, el campo de vista del sensor de Tierra es también un factor a considerar; ya que si el Sol ilumina el campo de vista de los detectores del sensor de Tierra, la información del ancho del pulso usada para la determinación de la orientación se pierde, figura 4.2.

Secuencia de eventos para el posicionamiento final

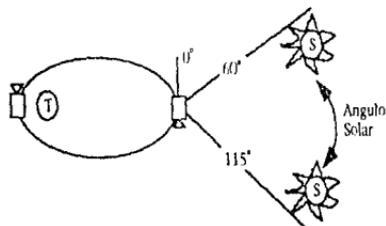
Una vez que el satélite se separa del vehículo lanzador y se obtiene telemetría, mediciones de rango y datos de la estimación de la órbita, se procede a realizar encendidos del motor LAM; los errores en el desempeño se pueden compensar con encendidos posteriores ajustando su duración; cualquier componente de velocidad que resulte de errores de apuntamiento, se corrige por medio de ajustes apropiados en la orientación para realizar los encendidos posteriores; la planeación adecuada de la misión permite la corrección de estos errores con un pequeño gasto adicional de combustible.



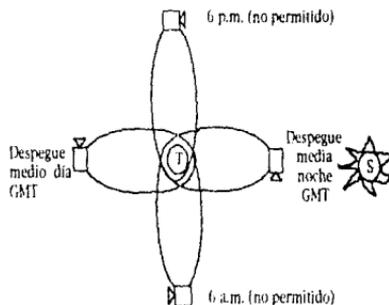
- 1) Orientación requerida para los encendidos del motor (perigeo y apogeo)



- 3) Restricciones para evitar que el Sol ilumine los Indicadores de cruce de horizonte (HCI).



- 2) Angulo en el cual el Sol es capaz de iluminar al satélite (ángulo de incidencia). Determinado principalmente por consideraciones térmicas



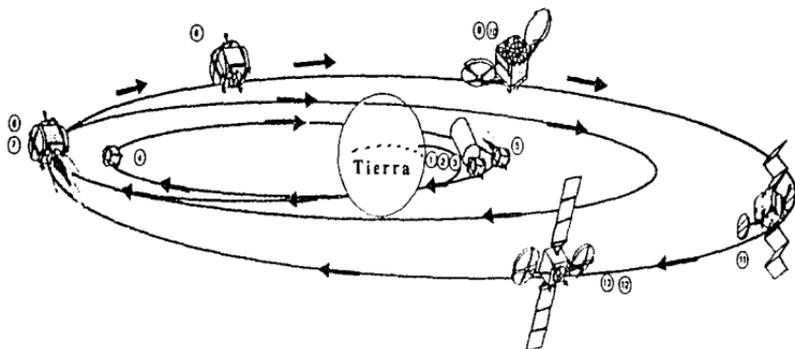
Las restricciones 1, 2 y 3 limitan la ventana de lanzamiento

Figura 4.2 Restricciones que determinan la ventana de lanzamiento

Se realizaron cinco encendidos del motor LAM durante la órbita de transferencia y una vez que estos encendidos se han completado quiere decir que se ha alcanzado la órbita de deriva (la cual es una órbita muy cercana a la geostacionaria), como se muestra en la figura 4.3.

Enseguida se despliegan las antenas de comunicaciones del satélite y los paneles solares, dando inicio a la adquisición de la Tierra en los sensores. Los eventos iniciales se resumen a continuación:

- a) Ajuste de la orientación para asegurar la adecuada cobertura de la antena omnidireccional.
- b) Desgiro de 10 a 1.5 rpm.
- c) Despliegue de las antenas este y oeste (una a la vez).
- d) Lazo de control cerrado para reducir la velocidad de giro de 1.5 a $1/3$ rpm (desgiro). Se realiza automáticamente usando el procesador a bordo SCP.
- e) Despliegue de los paneles solares, no puede realizarse durante eclipse; da como resultado que el satélite tenga una velocidad de giro de 0.1 rpm, los radiadores térmicos quedan expuestos y se debe encender los calentadores.
- f) Inicia la adquisición de Sol. Debe ocurrir tan pronto como sea posible después del despliegue de los paneles solares debido a la situación térmica.
- g) Despliegue final de la antena omnidireccional.
- h) Despliegue de la plataforma de la rueda de momento (MWP) y aceleración de la rueda.



- ① El vehículo de lanzamiento activa el primer estado de despliegue de la antena omni (configuración para la órbita de transferencia).
- ② El vehículo de lanzamiento y el satélite giran a 5 rpm.
- ③ Separación del vehículo de lanzamiento.
- ④ Giro a 10 rpm.
- ⑤ Encendido del motor LAM en el perigeo.
- ⑥ Reorientación (aprox 180°).
- ⑦ Encendido del motor LAM en el Apogeo (5 aproximadamente).
- ⑧ Desgiro a 1.5 rpm.
- ⑨ Despliegue de las antenas reflectoras
- ⑩ Desgiro a 0.33 rpm.
- ⑪ Despliegue de los paneles solares.
- ⑫ Segundo estado de despliegue de la omni para la configuración en estación.
- ⑬ Operación en estación (órbita geostacionaria).

Figura 4.3 Secuencia de eventos para el posicionamiento de los satélites Solidaridad

- i) Adquisición rápida de Tierra (FEA).
- j) Transición a modo de apuntamiento normal.

Ajuste de la orientación

Es necesario realizar un ajuste en la orientación del satélite para optimizar la calidad de la señal y el intervalo de tiempo durante el cual el enlace está disponible; el ajuste en la orientación debe realizarse mientras el satélite está girando a 5 rpm antes de que disminuya su velocidad de giro a 1.5 rpm; el problema de control se elimina después de desplegar a las antenas ya que los impulsores de las caras este y oeste quedan expuestos permitiendo el control de orientación con el lazo de control cerrado abordo del satélite.

Ajuste de la velocidad de giro

La capacidad de respuesta de los actuadores para el despliegue de las antenas limita el despliegue de las mismas a velocidades de giro de 2 rpm o menores; además la labor de mantener la orientación del satélite desde la estación de control en Tierra se vuelve más difícil conforme la velocidad de giro disminuye; por lo que la velocidad más adecuada para realizar esta maniobra es la de 1.5 rpm.

Despliegue de las antenas reflectoras

El despliegue de las antenas de comunicaciones se realiza cuando la orientación del satélite (eje de giro del satélite) es normal al plano de la órbita (figura 4.4), con lo que el ángulo de captación solar permanece en el rango de 60° a 115° lo cual asegura un ambiente térmico nominal y captación de energía en los paneles solares (aún plegados). El apuntamiento de antena omni proporciona un enlace de RF continuo con la estación de control en Tierra. Para realizar el

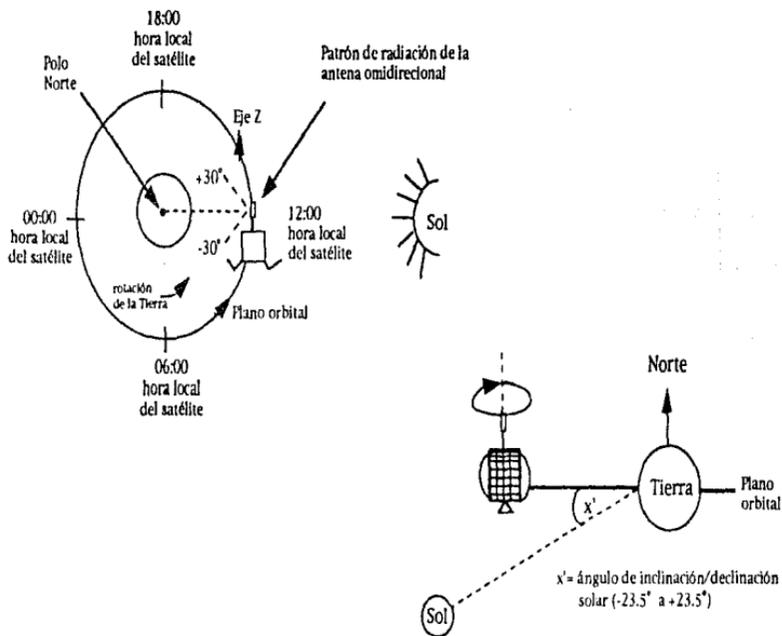


Figura 4.4 Geometría para el despliegue de las antenas reflectoras

despliegue, el procesador de control abordo del satélite (SCP) se comanda a modo de espera (standby) y se disparan los detonadores para liberar a los reflectores, uno a la vez.

Lazo cerrado de control para disminuir la velocidad de giro (desgiro).

Se requiere realizar nuevamente una reducción en la velocidad de giro antes de desplegar las alas solares; ahora están disponibles todos los impulsores (thrusters) del satélite y se comanda una reducción en la velocidad de giro a 1/3 de rpm controlada por medio de los giroscopios. El subsistema de control de orientación se comanda a modo de apuntamiento con giroscopios, así como también se comandan velocidades angulares de 0 grados/seg, 0 grados/seg y 2 grados/seg en los ejes de roll (alabeo), pitch (cabecceo) y yaw (guiñada), respectivamente.

Despliegue de las alas solares

La orientación del satélite durante el despliegue de las alas solares se selecciona para mantener a las bisagras del arreglo solar a una temperatura favorable minimizando de este modo los problemas al momento del despliegue. La hora del despliegue se selecciona para que la información de telemetría vía antena omnidireccional esté disponible; la figura 4.5 muestra la geometría relativa.

Cuando las alas solares se despliegan, los radiadores térmicos del satélite quedan descubiertos y expuestos al espacio, lo que da como resultado rechazo de calor, provocando que caiga la temperatura de los componentes electrónicos y electromecánicos (hardware) del interior del satélite. Por lo que inmediatamente después del despliegue, se debe comandar el encendido de los calentadores del satélite para mantener el ambiente térmico.

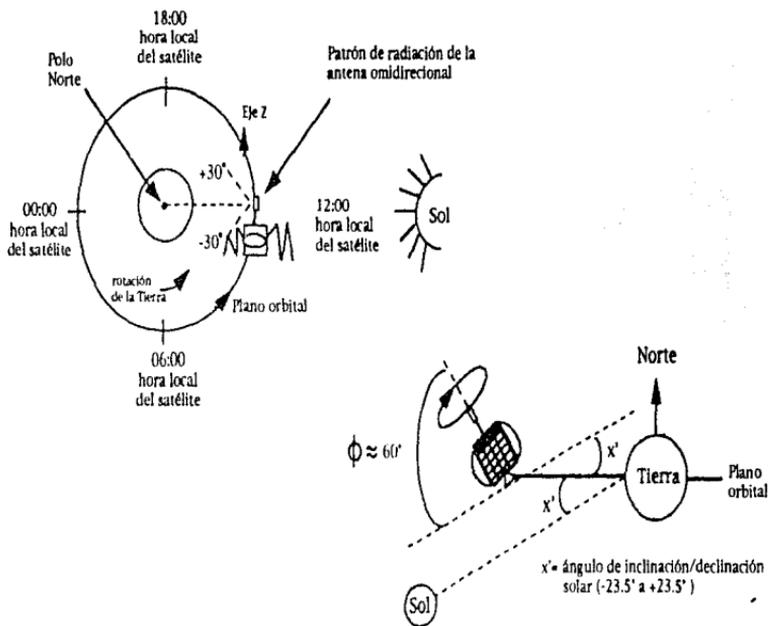


Figura 4.5 Geometría para el despliegue de las alas solares

Esto representa un incremento significativo en la energía eléctrica que se está usando y la batería empieza a descargarse mucho más rápido. La orientación del satélite fue seleccionada para tener un ángulo de 30° con respecto al Sol proporcionando así la energía para soportar el incremento de cargas.

Cuando se satisfacen todos los requerimientos de velocidad de giro, de orientación y de enlace, se procede al despliegue (uno a la vez), el despliegue total del pánel norte se verifica antes de desplegar el sur. El despliegue se monitorea por medio de telemetría usando como referencia las velocidades de los giroscopios, sin embargo el procesador SCP está configurado para encender los impulsores para mantener la velocidad de giro. Como resultado del despliegue, la velocidad de giro cae a aproximadamente 1/10 rpm. Debido a que el despliegue del pánel se verifica vía la salida del ala solar, se comanda el encendido de algunos calentadores de la carga útil y se inicia el modo de adquisición de Sol. Los calentadores restantes se encienden inmediatamente después de la adquisición de Sol por medio de los comandos cargados previamente en el buffer de almacenamiento.

Adquisición de Sol

Tan pronto como es posible, después de verificar el despliegue de las alas solares y la activación de los calentadores de la carga útil, el controlador en Tierra envía los comandos para habilitar la energía de los impulsores, poner al procesador SCP en control y dar inicio al modo de programa de Adquisición de Sol. Este programa configura a los giroscopios a baja velocidad, inicia el giro de las alas solares hacia la cara este del satélite y también inicia el modo de adquisición de Sol.

La adquisición de Sol inicia una búsqueda en el eje de pitch (cabeceo) a una velocidad de 0.75 grados/seg, la cual continua hasta

el amarre que ocurre con el Sol, es decir con la presencia del Sol en el sensor o hasta que la búsqueda llega a completar 380° sin adquirir el Sol, en este caso el SCP inicia una maniobra, la cual es simplemente un giro de 70° en el eje de yaw (guiñada) y después empieza la búsqueda en el eje de pitch nuevamente. Normalmente, una de las dos búsquedas en pitch adquirirá el Sol; después el SCP lo retiene 90 segundos para asegurar un amarre firme. Después de este periodo de amarre, se inicia una búsqueda en el eje de yaw a 0.25 grados/seg hasta el amarre en este eje que ocurre con la presencia del Sol en el sensor de Sol para la órbita de transferencia, una vez más se mantiene el amarre durante 90 segundos.

Después del amarre en ambos ejes (de pitch y yaw), se realiza una calibración de amarre de Sol durante 60 segundos y después el SCP se conmuta al modo de amarre de Sol (Sun Hold). Para mantener el control de la orientación del satélite se utilizan los datos de los giroscopios y de los sensores mientras el SCP está en el modo de amarre de Sol. El Satélite tiene ahora su cara este apuntando hacia el Sol y los paneles se han girado también hacia el Sol, por lo que están completamente iluminados. El modo de programa continua corriendo mientras el satélite permanezca en el modo de amarre de Sol.

Verificaciones en modo de amarre de Sol

Una vez establecido el modo de amarre de Sol, el satélite está en un estado relativamente favorable, por lo que antes de continuar con la secuencia para adquisición de Tierra, se realiza una serie de verificaciones preliminares:

- 1) Verificación del motor de ala solar.- cada ala solar es movida en pasos de aproximadamente $\pm 10^\circ$ alrededor de su posición nominal en ambas direcciones por medio de cada SCP para verificar la operación adecuada y obtener telemetría del potenciómetro.

- 2) Liberar las plataformas de las ruedas de momento.- En la preparación para la operación en modo normal, después de la adquisición de Tierra, las plataformas de las ruedas de momento se liberan de sus posiciones para el lanzamiento, se mueven en pasos hasta su posición media nominal y se verifica la operación con cada SCP.
- 3) Aceleración de las ruedas de momento.- Las ruedas de momento se liberan y se verifica el estado de cada una de ellas al monitorear el incremento y decremento de su velocidad. Cada rueda se prueba con cada SCP.
- 4) Verificación del ensamblado del sensor de Tierra.- La telemetría del sensor de Tierra se monitorea por medio de lecturas de la memoria del SCP conforme la vista del sensor en el espacio. Tomando los datos de las lecturas, se calculan los valores actualizados para las ganancias del detector y del corrimiento (offsets) y se cargan en el SCP. Se requieren estos valores específicos de la unidad para tener una adquisición de Tierra satisfactoria.

Adquisición de Tierra

Se han desarrollado dos métodos para la adquisición de Tierra, uno "rápido" autónomo que adquiere a la Tierra aproximadamente a las 6 a.m. ó a las 6 p.m. y otro que es controlado desde Tierra y puede ser usado para adquirir a la Tierra a cualquier hora del día.

La adquisición rápida de Tierra se inicia por comando desde Tierra con el SCP en modo de apuntamiento con giroscopios (integración de la velocidad en los tres ejes). Se establece un giro en pitch igual al ángulo actual que existe entre el Sol y la Tierra; al mismo tiempo el controlador del centro de control le comanda a las alas solares un movimiento de igual ángulo en la dirección opuesta; mientras el movimiento continúa, el controlador monitorea para determinar si

dos o más de los detectores del sensor de Tierra indican que están iluminados por la Tierra. Una vez que esto ocurre, el controlador comanda la secuencia de apuntamiento de Tierra. Si dos detectores no ven a la Tierra, se realiza una maniobra para mover al satélite a 0.75 grados/segundo y una vez que se encuentra a la Tierra, se comanda la secuencia para el modo de apuntamiento de Tierra.

La secuencia para el modo de apuntamiento de Tierra utiliza la dirección de apuntamiento generada por el SCP para mover al satélite en la dirección necesaria hasta que los cuatro detectores estén iluminados; en ese momento, se inicia una secuencia de amarre de 90 segundos. Si para este momento la Tierra está amarrada, se selecciona automáticamente el modo de amarre de Tierra; si no, el SCP se cambia a modo de espera hasta tener instrucciones desde la estación de control; si no se toma ninguna acción dentro de 90 minutos, el SCP comanda un movimiento en el eje de roll, el cual garantizará visibilidad con la antena omnidireccional.

Pruebas en órbita

Durante dos semanas se realizan las pruebas en órbita para verificar que se cumple el desempeño de los subsistemas del satélite. Estas pruebas verifican la operación apropiada de los equipos electrónicos y electromecánicos (hardware), los programas lógicos (software) y los sistemas; con ellas se obtienen datos de calibración específicos del satélite en prueba. Más detalles en la sección 3.1.5 del capítulo 3.

Operaciones en órbita geoestacionaria

Las operaciones normales en órbita geoestacionaria requieren un ciclo de maniobras Norte-Sur y de deriva - excentricidad cada dos semanas. Se realiza la maniobra Norte-Sur y días después se efectúa la primera de las dos de deriva - excentricidad, doce horas después

se realiza la segunda maniobra. Más detalles de esto se pueden ver en el subsistema de control de orientación del capítulo 2.

4.3 Interfases con el vehículo de lanzamiento

El cohete Ariane 4 contiene interfases mecánicas, eléctricas, de comunicaciones de datos y pirotécnicas contenidas en una estructura unida a la tercer etapa llamada bahía de equipamiento del vehículo (VEB), la cual consiste de cuatro partes fabricadas con material en forma de panal de abeja con cubierta de fibra de carbón, que son:

- 1) Una sección cónica interna de 1920 mm que proporciona una interfase para la carga útil (satélite).
- 2) Una sección cónica externa de 1 m de altura que lleva ya sea la cofia (fairing) ó el adaptador llamado SPELDA (Estructura de transferencia externa para lanzamiento dual de Ariane) con un diámetro externo de 3.9m enlazado a su base con la parte cónica interna y con el borde delantero de la tercer etapa, la cual tiene un diámetro de 2.6m.
- 3) Un plato horizontal en forma de anillo que lleva los equipos del VEB, unida al borde delantero de la tercer etapa.
- 4) 12 paneles removibles, que cubren el compartimiento de los equipos del VEB entre la sección cónica externa y el plato horizontal. Esto permite la facilidad de acceso a los equipos del VEB sin afectar el compartimiento de la carga útil.

Las unidades de la bahía de equipamiento del vehículo realizan las siguientes funciones:

- a) Procesamiento de datos (con la computadora digital abordo)

- b) Direccionamiento guiado (plataforma de direccionamiento duplicado).**
- c) Telemetría.**
- d) Rastreo y destrucción.**
- e) Asociadas al sistema secuencial.**
- f) Asociadas al sistema de control de orientación**

El sistema de telemetría del cohete monitorea y transmite hacia la Tierra alrededor de 600 mediciones durante el vuelo, en formato PCM, en la banda S (2203 MHz). El sistema comprende también dos antenas llamadas de telemetría, telecomando y radar, localizadas en la sección externa de la estructura las cuales tienen un patrón de radiación omnidireccional.

La computadora digital abordo está cargada con el programa de vuelo y durante éste la computadora maneja un sistema el cual genera la secuencia de comandos actual que controla el comportamiento en vuelo del vehículo. La secuencia de comandos se reinicializa después de cada etapa con la detección de los residuos del impulsor (en la primera y segunda etapa) ó con las mediciones de los incrementos de velocidad (en la segunda y tercer etapa). El sistema secuencial es completamente redundante, se comunica con la computadora abordo a través de una interfase y una unidad de relevo de comandos que procesa y libera comandos hacia las unidades ejecutoras de cada etapa, como son: a) las del tipo eléctrico para cambiar el formato de telemetría, comandos de propulsión, operación; b) las del tipo pirotécnico como la ignición de los impulsores de apoyo, aceleración, ignición de la cuerda de separación; c) las usadas para la ignición del motor de la tercer etapa y d) las usadas para arrojar al mar la cofia (fairing) y separación de los satélites, entre otros.

El sistema de rastreo y destrucción también es completamente redundante; está localizado en el VEB y consiste de dos transpondedores de radar, dos receptores de telecomando y una unidad de seguridad la cual procesa los telecomandos y genera comandos de destrucción directamente a la carga de la tercer etapa y hacia las unidades de destrucción comandadas automáticamente de las primera y segunda etapa. Cuando el vehículo de lanzamiento aún está en el Centro Espacial de la Guyana, un comando de Tierra genera una instrucción de apagado la cual inhibe al receptor del sistema de destrucción.

La cofia consiste de dos cubiertas tipo emparedado con interior de aluminio en forma de panal de abeja y fibra de carbón en la superficie. El diámetro externo es de 4 m y el grosor es de 25 mm, la altura puede ser de 8.6 m ó de 9.6 m, sin embargo a solicitud especial puede llegar a medir hasta 11m y el peso está entre 750 y 810 Kg. La cofia mantiene al satélite en un ambiente limpio y una vez que la torre de lanzamiento se ha removido, lo protege de la humedad, lluvia, luz solar, sales contenidas en el aire y polvo. Durante el vuelo, protege al satélite contra cargas aerodinámicas y flujos de calor, además la cofia define la forma aerodinámica de la punta del lanzador y se arroja el mar a una altitud aproximadamente de 110 Km cuando el satélite ya no necesita protección; esto ocurre durante el vuelo con la segunda etapa, cuando el flujo aerotérmico es aceptable para el satélite y cuando la aceleración vertical está abajo de 35 m/seg^2 . La cofia envuelve a los dos satélites incluyendo al adaptador SPELDA.

La estructura de transferencia externa para lanzamiento dual de Ariane SPELDA protege al satélite de abajo, es decir el segundo que se libera y proporciona para ambos satélites una interfase estándar, la cual permite el uso de cualquiera de los adaptadores estándar de Ariane. El sistema de separación del SPELDA emplea cargas para dispositivos pirotécnicos alrededor de la estructura para separar las

secciones de arriba y de abajo; la sección de arriba se expulsa por medio de seis resortes permitiendo liberar al satélite de abajo.

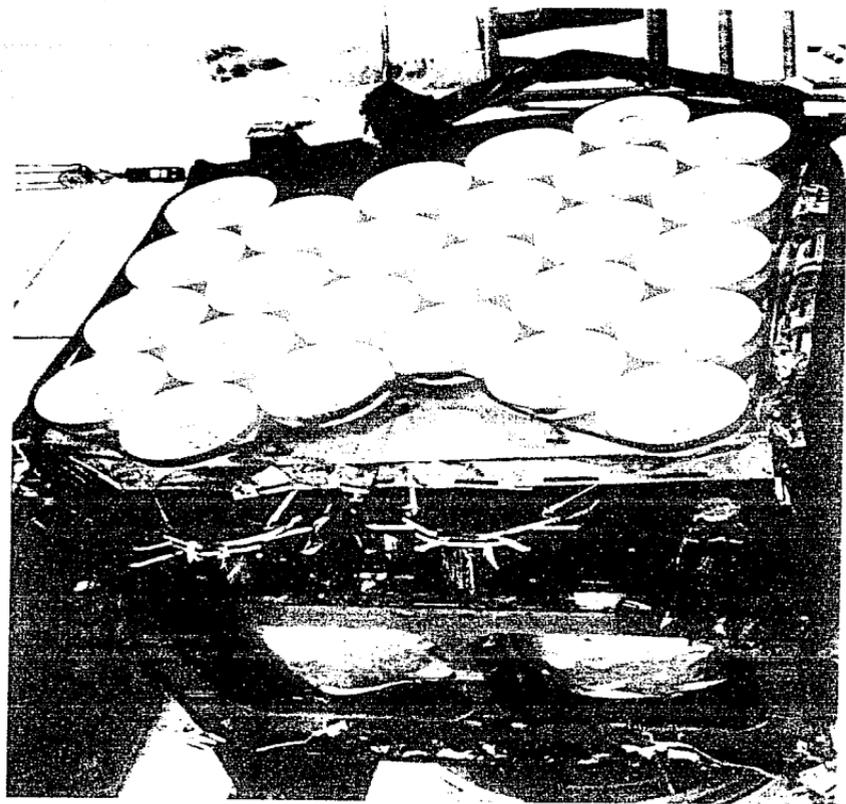
4.4 Operaciones en el sitio de lanzamiento

Una vez que el satélite está empacado en el contenedor para transportarlo al sitio de lanzamiento se traslada en un avión de carga 747 y en él también viaja el personal del fabricante, el personal de Telecomm y el equipo de pruebas del sistema; El combustible se transporta por barco. Las actividades para desempacar e inicializar al satélite, el equipo de pruebas y el equipo de llenado de combustible se llevan a cabo por personal del fabricante, se realizan las pruebas de desempeño eléctrico, la prueba final de propulsión, la carga de combustible, las operaciones post carga de combustible, la verificación de la plataforma de lanzamiento, se ensambla el satélite a la interfase de acoplamiento con el vehículo lanzador, se revisa la continuidad eléctrica, se verifica el circuito de disparo de la antena omni (activado por el vehículo lanzador), se acopla el satélite y la interfase a la estructura de lanzamiento dual (SPELDA) y se prueba la interfase umbilical, así como el encapsulado del satélite.

En seguida se transporta al satélite ya encapsulado a la plataforma y se coloca en el vehículo de lanzamiento, se traslada la fuente de energía eléctrica al centro de lanzamiento y se acopla la cápsula al vehículo lanzador. Las operaciones de la plataforma consisten en verificar de extremo a extremo los enlaces de radiofrecuencia de telemetría y comando, cargar las baterías del satélite y realizar ensayos del día de lanzamiento.

Los enlaces de comunicación entre los centros de control involucrados en la misión realizan pruebas operativas extensivas

durante la fase de prelanzamiento; se verifica la compatibilidad de los enlaces de comunicaciones y se realizan ensayos de la misión, un ensayo de pruebas en órbita y un ensayo de los procedimientos de control en el sitio de lanzamiento; este procedimiento de misión contiene un secuencia detallada de eventos tanto para actividades del satélite como para el equipo de Tierra y establece los procedimientos operativos para llevar a cabo cada una de las actividades planeadas.



CAPITULO 5

REPERCUSIONES

5.1 SOCIALES

La segunda generación de satélites para México ha permitido incrementar el apoyo a la comunidad rural, llevando medios de comunicación como telefonía y televisión a los sitios más remotos, donde el cable o la fibra óptica son difíciles de interconectar debido a las características topográficas de la República Mexicana y la distribución desigual de la densidad de población.

Por medio de los satélites Solidaridad ha tomado gran auge la comunicación por satélite aplicada a la difusión de programas educativos, ya que estos llegan a cualquier sitio, pueden ser recibidos por un número ilimitado de usuarios y se evitan gastos y tiempo de traslado de personal que recibe la capacitación; además se puede programar la capacitación en los tiempos adecuados de acuerdo a la disponibilidad de la población; según la actividad y los requerimientos culturales y sociales de cada región. Otras aplicaciones de educación en diversos niveles y áreas que se pueden ofrecer son seminarios a distancia, actualización magisterial y capacitación de personal de alto nivel, además del servicio médico a distancia entre otras.

En base a lo anterior, el gobierno de México a través de la Secretaría de Educación Pública (SEP) decidió implantar su propia red educativa llamada "Red Edusat" la cual fue diseñada e instalada por Telecomm y opera en el satélite Solidaridad I, transpondedor 6N de banda C, con cobertura regional R2 que incluye territorio Mexicano, el sur de Estados Unidos, Centroamérica, Cuba, el caribe, Colombia y Venezuela utilizando una red de transmisión y recepción de señales con tecnología digital, video comprimido y direccionamiento. Esta red transmite 6 canales; dos para Telesecundaria (uno textual y uno de apoyo), uno con documentales del Instituto Latinoamericano de la Comunicación Educativa ILCE, uno para teleconferencias que enlaza a la SEP con universidades e institutos tecnológicos, uno de artes (Opera, Ballet) proveniente de E.U.A y el canal 22 de Televisión Azteca, asimismo tiene capacidad para 6 canales más.

La tecnología digital permite que la señal sea casi inmune al ruido, mejora la calidad de la señal, ahorra recursos satelitales, facilita la codificación (encriptado) y el acceso condicionado. El uso de video comprimido permite colocar un mayor número de señales de TV en un solo transpondedor del satélite, reduce los costos por renta del satélite y es compatible con futuros sistemas de video. El direccionamiento de la señal permite dirigir un programa especial a un conjunto de planteles educativos, controlar la recepción de un programa en particular destinado a un número determinado de planteles educativos y permite que todos éstos reciban las señales transmitidas.

Otra aplicación de los satélites Solidaridad a la sociedad es la videoconferencia, la cual se ha convertido en una herramienta muy efectiva para diversas aplicaciones incluyendo la educación a distancia y a las comunicaciones corporativas cuyas ventajas son:

- a) Ubicuidad.- servicio donde se necesita;
- b) Confiabilidad.- servicio cuando se necesita;
- c) Economía.- servicio al mejor costo;
- d) Conveniencia.- servicio amigable con el usuario.

El servicio de videoconferencia puede ofrecerse en enlaces punto a punto, en modo de radiodifusión (punto a multipunto), modo interactivo bidireccional y en el modo multipunto (n-vías) figura 5.1. Hay proveedores que ofrecen productos para servicios de videoconferencia basados en la tecnología VSAT, lo cual hace uso al máximo de las ventajas ofrecidas por la arquitectura VSAT para proporcionar una solución eficiente y costeaable a la mayoría de las necesidades multipunto. El uso de la videoconferencia permite la estrategia competitiva, sustitución de viajes, incremento de la productividad y percepción de la información (30% de comunicación verbal y 70% en comunicación visual). La calidad en videoconferencia se muestra en la tabla 5.1

Calidad	Velocidad
Calidad de TV	45 Mbps
Videconferencia movimiento total	384 a 768 Kbps
Videconferencia movimiento limitado	64 a 128 Kbps

Tabla 5.1 Calidad en videoconferencia

En conclusión, la tecnología satelital permite brindar a la comunidad los servicios de comunicación y entre ellos los de educación a distancia, con bajo costo y con una calidad equiparable a la que se brinda en las grandes urbes, inclusive la de los países más adelantados.

La capacidad conjunta del sistema satelital mexicano (los satélites Solidaridad y el Morelos II) satisface las necesidades de comunicaciones en voz, imagen y datos a más 350 empresas e

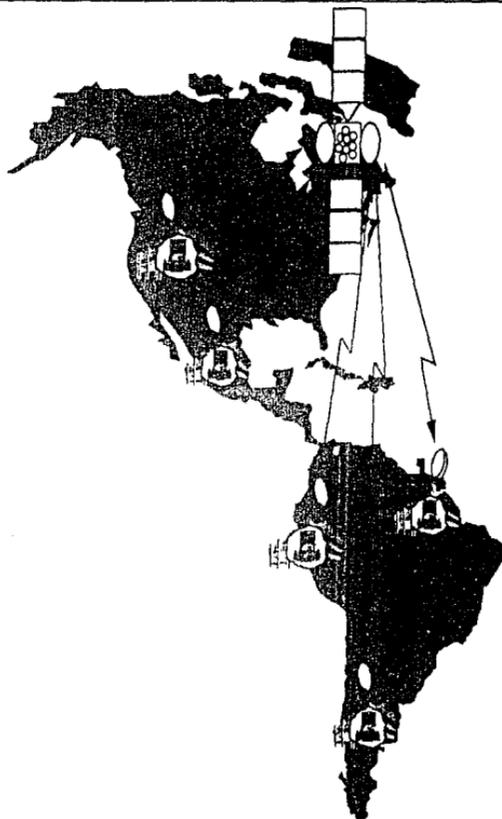


Figura 5.1 Videoconferencia vía Multipunto (N-vías)

instituciones públicas y privadas de servicios móviles nacionales y servicios fijos que cubren 24 países de América. Además de los servicios de distribución de señales de televisión, radioenlaces y redes troncales de telefonía pública; redes corporativas de voz y de datos; redes digitales públicas y privadas que se ofrecen acualmente, también se tiene lista ya la infraestructura para proporcionar el servicio de comunicaciones móviles directas entre los diferentes sistemas de transporte, aéreo, marítimo, ferroviario y carretero, así como los servicios de radiolocalización.

La cobertura más amplia que ofrece el Sistema de Satélites Solidaridad permite entonces atender las necesidades de servicios de la población a nivel nacional y regional ya que representa la infraestructura principal de comunicación para los habitantes de zonas aisladas, así como para la integración de redes privadas geográficamente dispersas. Con este sistema se contribuye al desarrollo de las telecomunicaciones del país, la sociedad se integra aún más acentuando su identidad nacional y multiplicando los beneficios de su unidad a la vez que se acrecientan independencia y soberanía nacional.

5.2 ECONÓMICAS

Los satélites representan el 6 por ciento del mercado de las telecomunicaciones. La industria de los satélites comenzó a destacar por su dinámismo y rápido crecimiento a partir de 1989.

El sector comunicaciones y transportes que incluye a las televisoras, agencias noticiosas, telefonía y radiodifusión; los operadores privados y el sector de industria y comercio son los principales demandantes de los servicios del sistema de satélites. Los tres satélites con que cuenta actualmente México tienen una capacidad mayor en 120 % a la que se tenía en 1988.

El satélite Morelos II tiene una ocupación del 65% y su vida útil se estima que terminará a finales de Julio de 1998; el satélite Solidaridad I tiene una ocupación de 80% y su vida útil se estima finalizará en el año de 2007; entanto que el satélite Solidaridad II registra una ocupación de 70% y su vida útil se estima concluirá en 2009 (cifras al 31 de enero de 1997). En la tabla 5.2 se muestra la ocupación de los satélites Solidaridad por sector.

Sector	Porcentaje	
	Sol I	Sol II
Comunicaciones y Transportes	28.25%	54.13%
Libre	22.53%	30.23%
Operadores privados	13.86%	5.74%
Industria y Comercio	7.29%	1.0%
Financiero	12.82%	0.17%
Gobierno	9.18%	5.20%
Educativo	0.22%	1.06%
No comercializable	5.85%	2.47%

*Cifras al 31 de Enero de 1997.

Tabla 5.2 Ocupación de los satélites Solidaridad por sector

Con los satélites Solidaridad se propicia la utilización óptima de este tipo de infraestructura a precios adecuados y competitivos, ya que es un programa totalmente rentable para el país, además de que su rentabilidad financiera y la recuperación de la inversión están aseguradas; sin perder de vista que la ampliación en capacidad y cobertura para brindar los servicios contribuye a la percepción de mayores ingresos.

La construcción de ambos satélites Solidaridad significó una erogación de 155 millones de dólares, mientras que el costo por

lanzarlos fue de 150 millones de dólares (cantidad que incluye fondo de contingencia); sin embargo los satélites son totalmente rentables y se estima para el satélite Solidaridad I obtener una ganancia, al final de su vida (14 años) de 655 millones de dólares, considerando como punto de equilibrio el presente año de 1997.

Con la puesta en marcha de los satélites Solidaridad, México se coloca a la vanguardia en las telecomunicaciones como una estrategia para acelerar la incorporación de nuevas tecnologías en la economía y responde, además, a los retos de modernización del país a raíz del tratado de libre comercio, ya que contribuye al soporte de las nuevas formas de producción y comercialización a escala mundial, particularmente en los servicios, como se muestra en la tabla 5.3.

Ingresos	Costos
Renta de transpondedores	Construcción de satélites nuevos y sustitutos
Servicios de valor agregado	Tecnología
Canales telefónicos	Servicios de lanzamiento
Canales de telex	Infraestructura terrena
Servicio a estaciones	Seguros en órbita

Tabla 5.3 Factores que determinan el flujo de efectivo

A partir de enero de 1995 comenzó el proceso de apertura a la inversión privada de las comunicaciones vía satélite. Tal proceso busca: incrementar el desarrollo de las redes públicas y privadas; garantizar un sistema que compita eficientemente en el mercado nacional e internacional, asegurar la disponibilidad de capacidad para las redes de seguridad nacional y servicios de carácter social y mantener el papel rector del Estado en la comunicación vía satélite.

El nuevo marco legal permitirá enfrentar de manera eficiente la competencia en este subsector, al promover la participación privada en la expansión y modernización del sistema satelital mexicano y en la prestación de los servicios vía satélite; ya que las empresas que obtengan las concesiones tendrán expectativas favorables de crecimiento y rentabilidad.

5.3 POLITICAS

Con el Sistema de Satélites Solidaridad se logra la integración del continente y, sobre todo, una mayor unidad latinoamericana en materia de telecomunicaciones por medio de acuerdos de reciprocidad entre países que permiten prestar los diversos servicios. Además representa una respuesta eficiente a las necesidades de la nueva economía mexicana con mayor presencia en el exterior y a la cual garantiza un impulso decisivo y le confirma el liderazgo.

La creación de convenios y derechos de aterrizaje permiten la utilización de los servicios de comunicaciones vía satélite dentro del marco de regulación internacional, que promueve, entre otros la Comisión Interamericana de Telecomunicaciones perteneciente a la Organización de los Estados Americanos que a través de sus comités consultivos emite resoluciones y recomendaciones específicas de compartición de servicios que son requeridas para permitir la coexistencia de sistemas fijos, móviles, así como los enlaces de conexión; las designaciones para uso y atribución de las bandas llevadas a cabo en las Conferencias Mundiales de Radiocomunicaciones y los estudios, recomendaciones y análisis a los que se deben apegar las transmisiones dependiendo de las disposiciones establecidas por la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT) conforme a las necesidades e intereses de cada país respetando la soberanía de las administraciones.

En abril de 1996 se firmó el "Tratado entre el gobierno de los Estados Unidos Mexicanos y el gobierno de los Estados Unidos de América Relativo a la Transmisión y Recepción de Señales de Satélites para la Prestación de Servicios Satelitales a Usuarios en los Estados Unidos Mexicanos y los Estados Unidos de América", el cual tiene como propósito el facilitar el suministro de servicios vía los satélites comerciales hacia, desde y dentro de los Estados Unidos de América y México, a través de sistemas satelitales que cuenten con licencia de cualquiera de las partes.

Este tratado es un marco en el que se establecen las disposiciones y acuerdo base, a partir de los cuales se negociarán protocolos específicos para los diversos servicios de comunicaciones vía satélite, en los cuales se deben establecer las condiciones para la transmisión y recepción de señales de satélites con licencia otorgada por cada parte, y se establece que estos protocolos deberán estar apegados a las leyes y reglamentos de cada país.

En noviembre de 1996 se firmó el documento llamado "Protocolo concerniente a la transmisión y recepción de señales de satélites para la prestación de los servicios de Difusión Directa al Hogar por satélite en los Estados Unidos Mexicanos y los Estados Unidos de América", en el cual se establecen las condiciones y los criterios técnicos para el uso de los satélites mexicanos y estadounidenses para la prestación de servicios DTH por medio de satélites de servicio fijo y servicios por satélites de radiodifusión hacia, desde y dentro de los territorios de las partes.

Los canales 1K a 4K y 6K al 8K del satélite Solidaridad II están cursando tráfico de servicio DTH de la compañía Televisa y se prevé una expansión a los canales 9K, 10K, 11K, 13K, 14K, 15K y 16K del mismo satélite. En la figura 5.2 se muestra la posición y colindancia de los satélites mexicanos en el arco orbital geoestacionario, lo cual

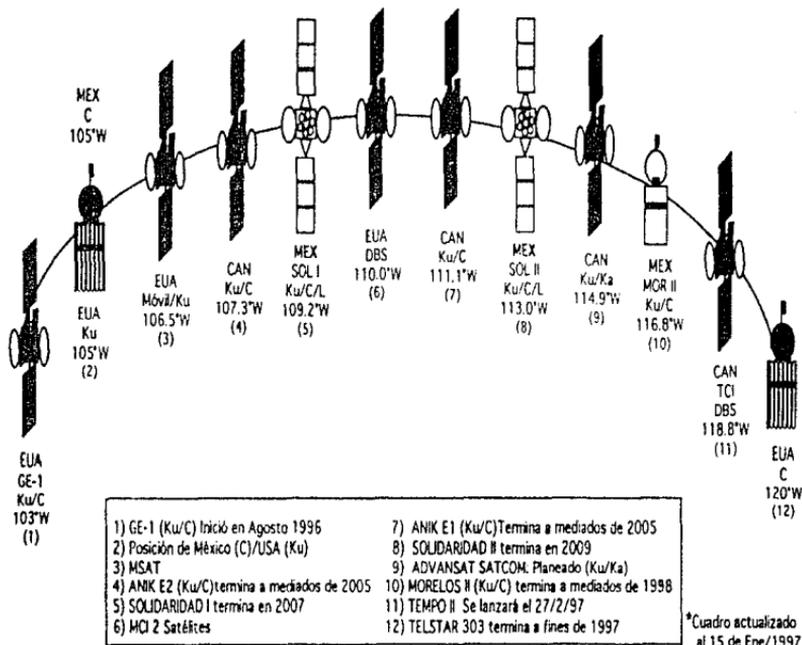


Figura 5.2 Posiciones orbitales y colindancia de los satélites mexicanos

propicia la coordinación con los satélites adyacentes dentro del marco político entre países para obtener los derechos de aterrizaje.

El Artículo 28 de La Constitución Política de los Estados Unidos Mexicanos señalaba que los sistemas de comunicación satelital son función exclusiva del Estado; por lo que en Marzo de 1995 fue reformado el cuarto párrafo del mismo, con lo cual quedó establecido que:

"Las comunicaciones vía satélite.....son areas prioritarias para el desarrollo nacional en los términos del artículo 25 de esta Constitución; el Estado al ejercer en ellas su rectoría, protegerá la seguridad y la soberanía de la Nación, y al otorgar concesiones o permisos mantendrá o establecerá el dominio de las respectivas vías de comunicación de acuerdo con las leyes de la materia".

La Ley Federal de Telecomunicaciones que decretó El Congreso de la Unión el 18 de mayo de 1995 se publicó en el Diario Oficial el 7 de Junio del mismo año y en ella se establece el requisito de concesión para ocupar posiciones orbitales geoestacionarias y órbitas satelitales asignadas al país y explotar sus respectivas bandas de frecuencias, y explotar los derechos de emisión y recepción de señales en bandas de frecuencias asociadas a sistemas de satélites extranjeros que cubran y puedan prestar servicios en el territorio nacional.

La ley también establece que las concesiones para ocupar las posiciones orbitales asignadas al país con sus frecuencias asociadas se otorgarán mediante el proceso de licitación pública, y las concesiones para explotar las señales de satélites extranjeros se podrán otorgar siempre y cuando se tengan firmados tratados de reciprocidad para los satélites mexicanos con el país de origen de la

Se formuló una Norma Oficial Mexicana NOM-113 la cual contiene las especificaciones de los parámetros de transmisión al sistema mexicano de satélites. Por otra parte está siendo elaborado por la Secretaría de Comunicaciones y Transportes El Reglamento de Comunicaciones Vía Satélite.

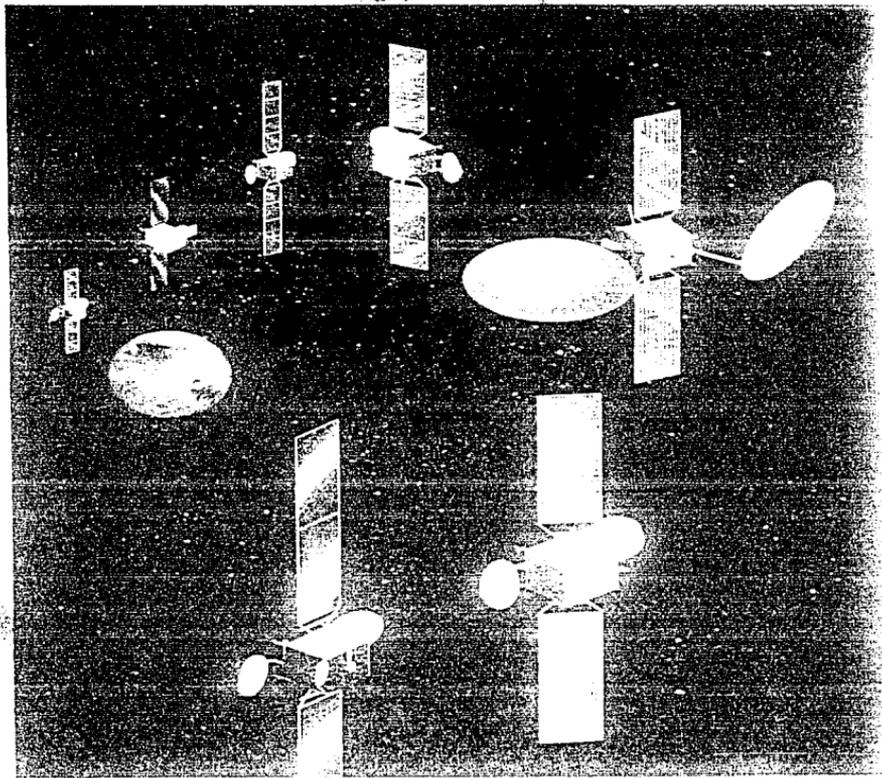
Sin embargo, las principales disposiciones relacionadas con los servicios fijo por satélite, móvil por satélite y el de radiodifusión por satélite se encuentran particularmente contenidas en el reglamento de radiocomunicaciones de la UIT.

El artículo 15 establece las referencias relacionadas con la coordinación, notificación e inscripción de las asignaciones de frecuencias asociadas a las estaciones espaciales conforme los planes de radiodifusión por satélite.

El artículo 15A establece las referencias relacionadas con la coordinación, notificación e inscripción de las asignaciones de frecuencias de los enlaces de conexión asociadas a las estaciones espaciales.

En el Artículo 30 se encuentra contenido el numeral 2674 que establece de manera específica para el servicio de radiodifusión por satélite, la necesidad de contar con el acuerdo previo cuando se pretenda radiar hacia el territorio de otros países.

El Apéndice 30 contiene las disposiciones y planes asociados al servicio de radiodifusión por satélite en las tres regiones establecidas por la UIT; América corresponde a la región 2. El Apéndice 30A contiene las disposiciones y planes para los enlaces de conexión.



CAPITULO 6

CONCLUSIONES

En la actualidad, las comunicaciones se han convertido en uno de los elementos principales para el desarrollo integral de cualquier sociedad. En un mundo en el que día a día se realizan cambios tecnológicos, México, tomando parte activa en este cambio, decidió ampliar cualitativa y cuantitativamente su capacidad de comunicación a beneficio de la sociedad, así como también de los países de América Latina. Para ello nuestro país cuenta con la segunda generación de satélites mexicanos: Solidaridad I y Solidaridad II, diseñados para servir a los usuarios nacionales y además cubrir de manera regional a 24 países del continente americano. Esta tecnología espacial abre nuevos horizontes en las comunicaciones del país ya que es posible ofrecer servicios de telecomunicaciones y radiodifusión a los sectores menos favorecidos en cualquier parte del territorio. La puesta en órbita de los satélites Solidaridad ha sido un nuevo e importante paso para que los mexicanos estemos mejor comunicados entre nosotros mismos, así como con el resto de los países del orbe. Este moderno sistema de comunicación vía satélite tiene un profundo efecto en la integración del país.

Con este proyecto de satélites, ahora ya una realidad, estamos en el umbral de un avance gigantesco en materia de telecomunicaciones. La utilización masiva de las facilidades que los satélites artificiales

ofrecen en el área de la comunicación da la oportunidad para que los países estén atentos a la aplicación de este desarrollo que les permitirá reducir la omnipresente brecha tecnológica.

La amplia experiencia lograda gracias al uso exitoso de la primera generación de satélites permite la aplicación directa de soluciones vía satélite para las comunicaciones nacionales e internacionales. La segunda generación de satélites para México, "El Proyecto Solidaridad" desempeña un papel muy importante en el desarrollo de las telecomunicaciones en México.

Sin embargo, aunque se han presentado algunas fallas funcionales en el satélite Solidaridad I, éste cuenta con vías alternas para continuar operando y el diseño en el Solidaridad II quedó mejorado. El sistema Solidaridad tiene un alto grado de similitud con el diseño del Galaxy 601 ya que la tecnología del HS-601 brinda muchas ventajas como son: una mayor confiabilidad, un mejor desempeño de los subsistemas, procedimientos de operación sencillos y más carga útil por el mismo costo de lanzamiento. El modelo HS-601 se ideó en 1986 haciendo uso de la tecnología disponible más avanzada; ha sido seleccionado por seis diferentes administraciones quienes han encargado un total de 21 satélites como sigue: **Aussat B**, dos satélites para la AUSSAT Pty de Australia; **UHF-Follow-on**, nueve satélites para la Marina de los Estados Unidos de América; **GALAXY 601**, tres satélites para Hughes Communications, Inc. (HCI); **DBS**, tres satélites para HCI; **ASTRA**, dos satélites para la Sociedad Europea de Satélites (SES) de Luxemburgo y **MSAT**, dos satélites, uno para la American Mobile Satellite Corporation (AMSC) y otro para Telesat Mobile Inc. (TMI) de Canadá.

Por su viabilidad social y por su rentabilidad económica el Sistema de Satélites Solidaridad es un eje vital para el progreso y su contribución al desarrollo nacional es inobjetable.

En el desarrollo de ésta tesis, se ha intentado describir todos los factores que intervienen en la puesta en operación de un sistema de satélites tan complejo como lo es "El Proyecto Solidaridad", las capacidades de control de los satélites por medio de las características de operación de los diversos subsistemas que los constituyen; las modificaciones y actualizaciones en el equipo terrestre para el control; así como las bondades de esta tecnología satelital para permitir el uso masivo de redes con terminales de pequeña apertura (VSAT) e inclusive radiodifusión directa.

Por último en este trabajo se presentan los beneficios sociales y los cambios en materia política y económica que un proyecto de esta magnitud ha propiciado.

La modernización de las telecomunicaciones es objetivo estratégico para impulsar la integración y para mejorar nuestra competitividad. Debemos utilizar mejor nuestra infraestructura evitando duplicaciones, aprovechar nuestra capacidad de adquisición conjunta para lograr mejores condiciones de compra, armonizar los esquemas de regulación de nuestro país y proporcionar posiciones afines en las negociaciones sobre servicios en los foros internacionales.

BIBLIOGRAFIA

CAPITULO 1

SOLIDARIDAD SPACE SEGMENT MANUAL
Spacecraft System Summary
HUGHES
1992

TELECOM MARKETS IN MEXICO
Pyramid research, inc.
1994 Cambridge, MA USA

CURSO INTERNACIONAL DE SATELITES
TELECOMM
1992

CAPITULO 2

SOLIDARIDAD SPACE SEGMENT MANUAL
Spacecraft System Summary
HUGHES
1992

SPACECRAFT SUBSYSTEM VOL I, II and III
HUGHES

CRITICAL DESIGN REVIEW CDR
HUGHES

PROPOSAL FOR SOLIDARIDAD
PART II Technical description
February 1991

CONTRATO PARA EL SUMINISTRO DEL SISTEMA DE
SATELITES SOLIDARIDAD
ANEXO " B " Especificaciones técnicas de la plataforma y la carga
útil de los satélites Solidaridad
Telecomm
Diciembre 16, 1991

CAPITULO 3

SOLIDARIDAD GROUND CONTROL CENTERS

Preliminary Design Review
Book 5 Hughes
October 22, 1991

SOLIDARIDAD PROJECT
GROUND SYSTEMS VOL. I, II and III
Hughes Julio 1992

CONTRATO PARA EL SUMINISTRO DEL SISTEMA DE
SATELITES SOLIDARIDAD
ANEXO "D" Especificaciones técnicas de los centros del control
Telecomm
Diciembre 16, 1991

TRANSMITTER LOCATION SYSTEM
Interferometrics
March 10, 1995

SOLIDARIDAD SATELLITE CARRIER MONITORING SYSTEM
CALIAN
Communications systems LTD
February 5, 1993

CAPITULO 4

CONTRATO DE PRESTACION DE SERVICIOS DE
LANZAMIENTO DE LOS SATELITES SOLIDARIDAD I Y II
CON ARIANESPACE
TELECOMM
Septiembre de 1991

LOS SERVICIOS DE LANZAMIENTO PARA SATELITES
General Dynamics
Commercial Launch Services
Enero 28, 1991

SOLIDARIDAD MISSION PLAN
HUGHES
MAY 1993

ARIANE 4
LAUNCH VEHICLES
ARIANESPACE
April 1989

CAPAGNE DE LANCEMENT
ARIANESPACE
1994

ARIANESPACE VOL 68
ARIANESPACE
1994

SOLIDARIDAD J1 FINAL MISSION ANALYSIS
Mission Control Center/ Orbital operations
Hughes
November 18, 1993

LANZAMIENTO DEL SATELITE SOLIDARIDAD 2
TELECOMM
Octubre 1994

SOLIDARIDAD SPACECRAFT
Integration and test/ launch operations
HUGHES
1992

SATELLITE OPERATIONS
HUGHES
1993

CAPITULO 5

REGLAMENTO DE RADIOCOMUNICACIONES
UNION INTERNACIONAL DE TELECOMUNICACIONES
1990

REVISTA "EL INDICADOR"
Grupo financiero Serfin
Octubre 1996

REVISTA BITACORA SCT
Telecomm
Septiembre-October 1994

REVISTA "SISTEMA DE SATELITES SOLIDARIDAD"
Telecomm
Sector Comunicaciones y Transportes
1994