

50
281



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA DE MEXICO

ESCUELA NACIONAL DE ESTUDIOS PROFESIONALES

“ARAGON”

FALLA DE ORIGEN

**ANALISIS DE LOS SISTEMAS DE
SATELITES EN MEXICO
(1a. Y 2a. GENERACION)**

T E S I S
QUE PARA OBTENER EL TITULO DE:
INGENIERO MECANICO ELECTRICISTA
P R E S E N T A :
ESTEBAN MEJIA MONTIEL

MEXICO 1995



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 está 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.

**ANALISIS DE LOS SISTEMAS DE
SATELITES EN MEXICO
(1ª Y 2ª GENERACION)**

OBJETIVO: ANALIZAR Y COMPARAR LOS SISTEMAS DE
SATELITES EN MEXICO; MORELOS (PRIMERA
GENERACION) Y SOLIDARIDAD (SEGUNDA
GENERACION)

DEDICATORIA

A mi padre Esteban Mejía Méndez y a mi mamá Margarita Montiel de Mejía, a quienes no sólo les debo la vida, orientación, apoyo, educación, etc; sino que también mi carrera profesional. Para ellos con todo mi respeto, cariño, y amor.

A mis hermanas Nancy y Elizabeth quienes siempre están conmigo y me jalaron las orejas para que me apurara.

AGRADECIMIENTO

A Dios.

A mi asesor Ing. Rosana Zárate Milán por sus valiosos comentarios, revisiones de tesis y paciencia durante el desarrollo de ésta.

A todas las personas que integran el Centro de Control Walter C. Buchanan; por sus comentarios, ayuda técnica y facilidades para la realización de este trabajo de tesis. En especial a los compañeros de Nave Espacial, Dinámica Orbital, Cómputo, Mantenimiento, Comunicaciones, Soporte Técnico, y ni que decir de los Controlers, de los cuales formo parte orgullosamente.

A la Universidad Nacional Autónoma de México.

A mis amigos de toda la carrera Adrián Rúiz Castillo (Adriano Chedentano), Guillermo Ortiz Juárez (Guillermin), Esequiel Orozco Aguilar (CHEques), y Silvia Paez Baena, y a los de mi infancia y hasta que muera, Toño Salgado Mendoza y Sara Salgado Mendoza.

Al los Ingenieros Raúl Barron Vera, David Estopier Bermudez, Juan Gastaldi Perez, Narciso Acevedo Hernandez y Ramon Mejía Roldan por las facilidades proporcionadas para la finalización de esta tesis.

A mi familia: Vázquez Mejía, Valencia Montiel y mi tío Abel Montiel Ramírez porque de alguna u otra manera han estado conmigo desde antes que naciera.

A Claudisela quien me ayudó a dar el último jalón
P.T.L.V.

INDICE

	PAG.
INTRODUCCION	1
CAP I .-SATELITES	3
I.1.- SATELITES DE INVESTIGACION DE RECURSOS DE TIERRA Y OCEANO.	4
I.2.- SATELITES METEOROLOGICOS.	8
I.3.- SATELITES DE NAVEGACION.	14
I.4.- SATELITES DE COMUNICACIONES.	18
I.5.- SATELITES MILITARES.	27
I.6.- SATELITES DE INVESTIGACION CIENTIFICA EN GENERAL.	32
CAP II.-DESCRIPCION GENERAL DE LOS SATELITES MORELOS, PRIMERA GENERACION DE SATELITES EN MEXICO.	38
II.1.-PARAMETROS Y CARACTERISTICAS MAS IMPORTANTES.	45
II.2.-SUBSISTEMAS QUE LO COMPONEN.	48
II.2.1.-SUBSISTEMA DE TELEMETRIA, COMANDO Y RANGO.	49
II.2.2.-SUBSISTEMA DE ORIENTACION.	59
II.2.3.-SUBSISTEMA DE PROPULSION.	64
II.2.4.-SUBSISTEMA DE POTENCIA.	69
II.2.4.1.-ENERGIA RADIADA POR EL SOL PARA EL SATELITE MORELOS.	74
II.2.5.-SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES.	84
II.2.5.1.-ANTENAS DE COMUNICACIONES.	92
II.2.5.2.-REFLECTOR PARABOLICO.	92
II.2.5.3.-ARREGLO PLANAR.	93
II.2.6.-SUBSISTEMA DE CONTROL TERMICO.	95

CAP III.-CENTRO DE CONTROL PARA LOS SATELITES MORELOS.	99
III.1.- SUBSISTEMA DE RADIOFRECUENCIA.	106
III.2.- SUBSISTEMA DE BANDA BASE.	108
III.2.1.-SUBSISTEMA DE TELEMETRIA COMANDO Y RANGO.	108
III.2.2.-SUBSISTEMA DE GRABACION.	120
III.2.3.-SUBSISTEMA DE TIEMPO.	120
III.2.4.-SUBSISTEMA DE ESTADO Y CONTROL.	123
III.2.5.-SUBSISTEMA DE COMPUTADORA Y DISPOSITIVOS ENTRADA / SALIDA.	125
CAP IV.-DESCRIPCION GENERAL DE LOS SATELITES SOLIDARIDAD, SEGUNDA GENERACION DE SATELITES EN MEXICO.	127
IV.1.-PARAMETROS Y CARACTERISTICAS MAS IMPORTANTES.	131
IV.2.- SUBSISTEMAS QUE LO COMPONEN.	134
IV.2.1.-SUBSISTEMA DE TELEMETRIA, COMANDO Y RANGO.	135
IV.2.2.-SUBSISTEMA DE ORIENTACION.	151
IV.2.3.-SUBSISTEMA DE PROPULSION.	158
IV.2.4.-SUBSISTEMA DE POTENCIA.	164
IV.2.4.1.-ENERGIA RADIADA POR EL SOL PARA EL SATELITE SOLIDARIDAD.	171
IV.2.5.-SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES.	181
IV.2.6.-SUBSISTEMA DE CONTROL TERMICO.	189

CAP III.-CENTRO DE CONTROL PARA LOS SATELITES MORELOS. 99

III.1.-	SUBSISTEMA DE RADIOFRECUENCIA.	106
III.2.-	SUBSISTEMA DE BANDA BASE.	108
III.2.1.-	SUBSISTEMA DE TELEMETRIA COMANDO Y RANGO.	108
III.2.2.-	SUBSISTEMA DE GRABACION.	120
III.2.3.-	SUBSISTEMA DE TIEMPO.	120
III.2.4.-	SUBSISTEMA DE ESTADO Y CONTROL.	123
III.2.5.-	SUBSISTEMA DE COMPUTADORA Y DISPOSITIVOS ENTRADA / SALIDA.	125

**CAP IV.-DESCRIPCION GENERAL DE LOS SATELITES SOLIDARIDAD,
SEGUNDA GENERACION DE SATELITES EN MEXICO. 127**

IV.1.-	PARAMETROS Y CARACTERISTICAS MAS IMPORTANTES.	131
IV.2.-	SUBSISTEMAS QUE LO COMPONEN.	134
IV.2.1.-	SUBSISTEMA DE TELEMETRIA, COMANDO Y RANGO.	135
IV.2.2.-	SUBSISTEMA DE ORIENTACION.	151
IV.2.3.-	SUBSISTEMA DE PROPULSION.	158
IV.2.4.-	SUBSISTEMA DE POTENCIA.	164
IV.2.4.1.-	ENERGIA RADIADA POR EL SOL PARA EL SATELITE SOLIDARIDAD.	171
IV.2.5.-	SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES.	181
IV.2.6.-	SUBSISTEMA DE CONTROL TERMICO.	189

CAP V.-CENTRO DE CONTROL PARA LOS SATELITES SOLIDARIDAD.	191
V.1.- SUBSISTEMA DE ANTENAS Y RF.	194
V.2.- SUBSISTEMA DE BANDA BASE.	198
V.2.1.-SUBSISTEMA DE TELEMETRIA COMANDO Y RANGO.	198
V.2.2.-SUBSISTEMA DE CODIGO DE TIEMPO.	206
V.2.3.-SUBSISTEMA DE GRABACION.	206
V.2.4.-SUBSISTEMA DE ESTADO Y CONTROL.	208
V.2.5.-SUBSISTEMA DE COMPUTO.	210
CONCLUSION	212
ACRONIMOS	215
BIBLIOGRAFIA	218

Llegará una época en la que una investigación diligente y prolongada sacará a la luz cosas que hoy están ocultas. La vida de una sólo persona, aunque estuviera toda ella dedicada al cielo, sería insuficiente para investigar una materia tan vasta... Por lo tanto este conocimiento sólo se podrá desarrollar a lo largo de sucesivas edades. Llegará una época en la que nuestros descendientes se asombrarán de que ignoráramos cosas que para ellos son tan claras... Muchos son los descubrimientos reservados para las épocas futuras, cuando se haya borrado el recuerdo de nosotros. Nuestro universo sería una cosa muy limitada si no ofreciera a cada época algo que investigar... La naturaleza no revela sus misterios de una vez para siempre.

**Séneca, Cuestiones naturales,
libro 7, siglo primero.**

INTRODUCCION

El presente documento de tesis es un análisis de las dos generaciones con que cuenta actualmente el sistema de satélites Mexicano (Morelos 1a y Solidaridad 2a generación), así como el equipo terrestre de control de cada sistema. Este análisis pretende brindar una cantidad mayor de información enfocada al funcionamiento y control de los satélites, ya que en la mayoría de la documentación accesible al estudiante, se habla de generalidades operativas del satélite y la mayor parte de la información es sobre enlaces vía satélite.

El principal propósito de este documento de tesis es despertar en el lector el deseo por saber más e investigar afondo sobre las partes que conforman un satélite, ya que a pesar de que aquí se describe cada subsistema, se podría realizar una tesis de cada parte que lo compone, y por que no, en el futuro tratar de desarrollar una tecnología satelital propia, o diseñar y construir partes de estos, hechas en México, con alta calidad y competitividad en el mercado mundial. Esto puede ser un sueño, pero las grandes hazañas que ha realizado el hombre a través de la historia se han fundado en sueños, tales como el viaje a la Luna, la exploración del cosmos, habitar el espacio, y otros.

En el capítulo I se ofrece un panorama general de los diferentes usos que tienen los satélites, así como el nombre, año en que fueron lanzados y país o países usuarios.

En el capítulo II se realiza un análisis y descripción de los subsistemas que componen el sistema Morelos, así como datos relevantes de éste.

En el capítulo III se presenta una descripción del equipo de control terrestre para el sistema Morelos, del cual la mayor parte ya no existe, ya que fue sustituido por equipo nuevo para el sistema Solidaridad que controla ambas generaciones, sin embargo, la filosofía de control es la misma y nos sirve para observar el desarrollo tecnológico en pocos años.

En el capítulo IV se hace un análisis y descripción de los subsistemas que componen el sistema Solidaridad, así como datos relevantes del mismo.

En el capítulo V se tiene una descripción del equipo de control terrestre para el sistema Solidaridad, que actualmente se encuentra en operación controlando a los satélites Solidaridad I y II y Morelos II.

I SATELITES

El siglo XX ha sido denominado el siglo de las Comunicaciones Espaciales, pues es hasta este siglo cuando el desarrollo tecnológico brinda los elementos necesarios para poner en órbita los diferentes tipos de satélites artificiales. Esta proeza es el resultado de muchos años de investigación, trabajo y gran visión de muchos hombres en el mundo.

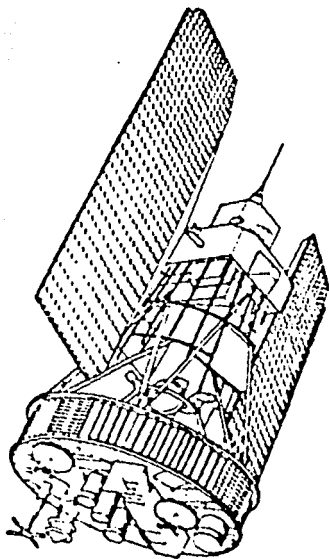
Existen diferentes tipos de satélites artificiales, y no obstante que los satélites de comunicaciones son los más comerciales, es importante reconocer además los otros tipos de satélites artificiales que existen, como son:

- Satélites de Investigación de Recursos de Tierra y Océano.
- Satélites Meteorológicos.
- Satélites de Navegación.
- Satélites de Comunicaciones.
- Satélites Militares.
- Satélites de Investigación Científica en General.

I.1 SATELITES DE INVESTIGACION DE RECURSOS DE TIERRA Y OCEANO.

A principios de los setentas, gracias a la experiencia ganada con los satélites meteorológicos, de U.S.A. y la entonces U.R.S.S, la tecnología en la observación de la Tierra tomó otro paso adelante. El objetivo, de sobrevolar periódicamente todo el planeta en una órbita polar, fue estudiar las características geológicas de la superficie terrestre, así como la vasta extensión del océano; una vista global de esta magnitud pudo proveer una adecuada administración de los recursos naturales.

En 1972, la NASA marcó el camino de una nueva actividad espacial, (a partir del lanzamiento del Landsat-1 de sensado remoto (fig.I.1)); esto es la recolección de datos por medio de radiación solar reflejada por la superficie de la Tierra (sistema pasivo). Para lograr esto, los satélites de sensado remoto fueron provistos con sensores capaces de captar las formas de onda reflejada y de usar estas para reconstruir una imagen del área radiada. Naturalmente, no todos los elementos naturales responden de la misma manera: un desierto reflejaría radiación de una cierta longitud de onda y un bosque enviaría una longitud de onda diferente. Por lo tanto, fue necesario utilizar sensores capaces de operar en diferentes bandas del espectro electromagnético de tal manera que se formularan diferentes mapas acorde con las características del planeta.



Landsat-1

FIGURA 1.1 SATELITE LANDSAT-1

El trabajo realizado por los satélites de sensado remoto es complementado con el trabajo hecho en tierra. Las computadoras de las estaciones de tierra coleccionan y ordenan todos los datos recibidos de los satélites y transforman esta masa de información en imágenes. De esta manera, el éxito del trabajo llevado a cabo en órbita depende en gran medida de la tecnología desarrollada en computadoras.

Después de años de experimentación, el sensado remoto en nuestros días es considerado como uno de los más completos desarrollos de la tecnología, por su uso productivo en el manejo de los recursos de la Tierra. En esta actividad se incluye la administración de la tierra urbana, la producción y el saludable control de la agricultura, así como la localización de depósitos minerales. De esta manera el sensado remoto es considerado después de las telecomunicaciones, la segunda actividad más importante en el espacio.

A continuación proporcionaré una lista de los satélites que fueron o son utilizados para estos fines, así como el país y el año en que fueron lanzados.

- *LANDSAT-1 /-2 (U.S.A.-1972)
- *LANDSAT-3 (U.S.A.-1978)
 - (Heat Capacity Mapping Mision)
 - (Applications Explorer Mission)
- *SEASAT (U.S.A.-1978)
- *COSMOS-1076 (U.R.S.S.-1979)
- *BHASKARA-1 /-2 (INDIA-1979)
- *METEOR-PRIRODA-1 (U.R.S.S.-1981)
- *LANDSAT-4 /-5 (U.S.A.-1982)
- *SPOT-1 (FRANCIA-1986)
- *MOS-1 (JAPON-1987)
 - (Marine Observations Satellite)
- *ERS-1 (ESA-EUROPEA-1989)
 - (European Remote Sensing)
- *JERS-1 (JAPON-1991)
 - (Japan Earth Resources Satellite)
- *TOPEX (USA-FRANCIA-1991)
 - Experimen satellite)

I.2 SATELITES METEOROLOGICOS

El primer campo práctico de aplicación de los satélites fue el meteorológico. Gracias al amplio rango de vista que ofrecen desde su órbita, fue posible la observación de formaciones y movimientos climáticos. Tiros-1 lanzado por U.S.A. en 1960, probó el valor que tienen los satélites meteorológicos y los datos que colectan.

Los satélites han transformado la meteorología, la cual ha llegado a ser una actividad más científica y menos empírica, desarrollándose así una disciplina que atrae un siempre creciente número de investigadores.

El problema fundamental de la meteorología era reunir datos ambientales de cada punto del planeta, en los océanos y en las formaciones terrestres, problema que fue resuelto con la utilización de los satélites en la meteorología.

Las rutas del satélite cubren una gran extensión, satisfaciendo los requerimientos que a finales de los 60's no pudieron ser logrados porque había muchas áreas de la Tierra donde los aparatos para el monitoreo del clima no pudieron ser instalados.

Gracias a los satélites en órbita geoestacionaria a una altura de 36,000 kms. sobre la superficie de la Tierra, ha sido posible mantener el 33 % de la Tierra bajo constante observación, y obtener mediante el espectro infrarojo en la noche y la banda de onda visible

en el día, fotografías globales usando tres satélites con una separación de 120° entre ellos. Además de la información que se obtiene de las fotografías, otros datos adicionales pueden ser obtenidos de las formaciones de nubes, temperaturas en la superficie terrestre y en diferentes capas de la atmósfera, la humedad del ambiente y la velocidad del viento; todos ellos factores esenciales para definir los fenómenos climáticos.

Los satélites usados para este trabajo son esencialmente de dos tipos: los colocados en órbita polar a una altura aproximada de 900 kms, de modo que al rodear el planeta pueden observar sucesivamente diversas partes de la Tierra, y los colocados en órbita geostacionaria a una altitud de alrededor de 36,000 kms, de tal manera que siempre ven el mismo "lado" de la Tierra. Ambos tipos se pueden observar en la (fig. I:2). La configuración sincrónica de satélite y Tierra dará la apariencia en la estación de Tierra, de que el satélite permanece fijo en un punto en el espacio.

Los estudios meteorológicos son controlados a nivel internacional por la Organización Meteorológica Mundial (World Meteorological Organization (WMO)). El uso de satélites ha hecho posible la existencia de un servicio meteorológico mundial (Sistema de Procesamiento Global de Datos) operando tanto internacionalmente, como a nivel regional.

Internacionalmente, los tres principales Centros Meteorológicos del Mundo están localizados en Washington, Moscú y Melbourne

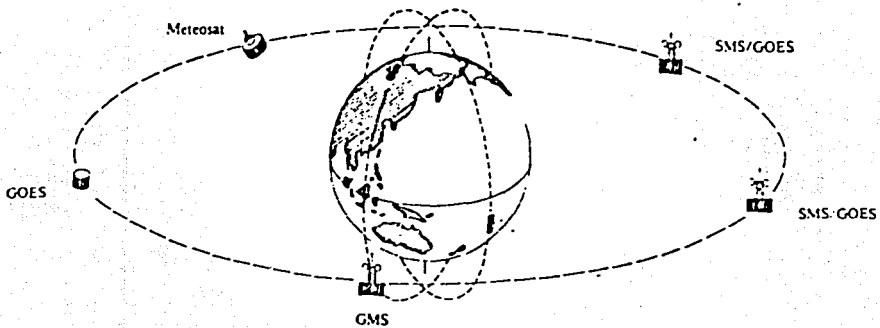


FIGURA I.2 SATELITES EN ORBITA POLAR Y GEOESTACIONARIA.

(Australia). Existen otros centros en áreas estratégicas, tales como, el Caribe y América Central, todos los centros están estrechamente comunicados y juntos proporcionan un sistema de información meteorológica mundial.

En 1978 la organización mundial meteorológica y la Unión Científica de Consejo Internacional lanzaron el programa más grande de investigación meteorológica jamás emprendido. El principal objetivo del llamado programa de investigación atmosférica mundial, fue el de investigar y reunir gran cantidad de datos relacionados a la atmósfera de la Tierra, así como desarrollar y probar instrumentos apropiados con el fin de incrementar el conocimiento mundial en este campo.

Adicionalmente más de cien estaciones terrenas, barcos orientados a la investigación meteorológica, plataformas, naves espaciales automáticas y diez satélites fueron usados en este ambicioso proyecto; seis de U.S.A., dos de la entonces U.R.S.S., uno de Japón y uno de Europa. El programa duró 11 meses, terminó en Noviembre de 1979, y todos los datos fueron distribuidos para procesarlos en 22 centros en todo el mundo.

El resultado de la combinación entre satélites y computadoras en Tierra capaces de manipular la inmensa cantidad de datos colectados, ha sido un incremento en el saber científico concerniente a la evolución de los fenómenos meteorológicos. Esto ha hecho posible extender el período de pronóstico del tiempo hasta casi siete días,

y aún con variaciones de fiabilidad, tal información es usada para propósitos generales y específicamente para la agricultura, transporte, turismo, etc. La combinación satélite-computadora ha hecho también posible la predicción del curso de fenómenos violentos, tales como huracanes y tornados, salvando muchas vidas.

A continuación proporcionaré una lista de los satélites que fueron o son utilizados para estos fines, así como el país y el año en que fueron lanzados.

- *TIROS-1 /-10 (USA-1960)
- *NIMBUS (USA-1964)
- *ESSA-1 (USA-1966)
(Environmental Science Services Administration)
- *COSMOS-METEOR (URSS-1967)
- *METEOR-1 (URSS-1969)
- *ITOS-A-H/ NOAA-1-5
(USA-1970...1979)
(National Oceanic and Atmospheric Administration)
- *EOLE FR-2 (FRANCIA-1971)
- *SMS-1 /-2 (USA-1974 /1975)
(Synchronous Meteorological Satellite)
- *GOES-1...-3 (USA-1974 /77/78)
(Geostationary Operational Environmental Satellite)
- *METEOR-2 (URSS-1975)
- *METEOSAT (EUROPA-1977)
- *GMS/HIMAWARI-1/-2/-3
(JAPON-1977/81/84)
- *TIROS-N / NOAA-6...-9
(USA-1978/79-81-83-84)
- *BHASKARA-1/-2 (INDIA-1979/81)
- *GOES-4...-6 y -G/-H
(USA-1980-81-83)
- *INSAT-A /-B (INDIA-1982/83)
- *ERBS (USA-1984)
(Earth Radiation Budget Satellite)
- *GOES-I...-M (USA-1989)
- *UARS (USA-1989)
(Upper Atmosphere Research Satellite)

I.3 SATELITES DE NAVEGACION

Los satélites de navegación fueron desarrollados especialmente para uso de submarinos, en caso de que necesitaran lanzar misiles en contra de objetivos enemigos. Para tales submarinos sería esencial saber la posición exacta del objetivo enemigo, para mandar sus cohetes con la máxima efectividad y precisión. Pero los barcos de igual manera requieren de un sistema de navegación con el cual pueden determinar su posición tan exactamente como sea posible (fig. I.3). Por muchos años, satélites especiales han sido empleados para este propósito; la carrera por un sistema de navegación seguro fue iniciada por U.S.A. en 1959 y fue seguida unos años después por la entonces U.R.S.S. El comienzo del programa no fue en absoluto sencillo; muchos satélites fueron lanzados sin éxito, pero en pocos años la tecnología fue perfeccionada y desde entonces, en términos comparativos, los vehículos espaciales de esta naturaleza, son muy pequeños, no tan complicados, y extremadamente exitosos. Como resultado de esto, se tomó la decisión de extender su uso rápidamente al sector civil (U.S.A. en 1967 y la U.R.S.S. en 1978) para explotarlo comercialmente. Las rutas, por ejemplo, fueron mejor planeadas con tales métodos, con un gran ahorro de tiempo y combustible.

Actualmente los satélites de navegación son usados con ambos propósitos, aunque las necesidades militares obviamente tienen preferencia, ya que las estrategias de defensa requieren de gran seguridad y precisión.

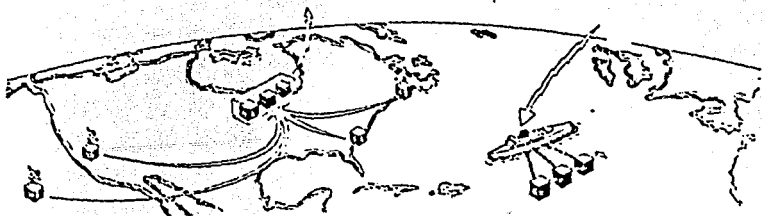
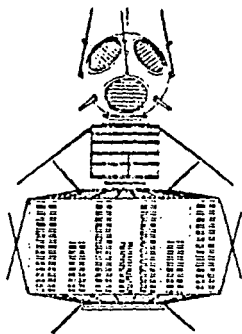


FIGURA 1.3 SISTEMA DE NAVEGACION.

Los primeros satélites usados por U.S.A. fueron los de serie de transición, y años después hicieron un número de mejoras significativas. Estos satélites viajaron en una órbita polar bastante cercana a la Tierra: a solo 1,000 kms de alto. El mayor problema al cual estuvieron sujetos fue el viento solar, el cual causaba desviaciones de su posición en el espacio. Sin embargo, este problema fue superado gradualmente, garantizándoles una alta fiabilidad, funcionamiento y una larga vida operativa.

A continuación proporcionaré una lista de los satélites que fueron o son utilizados para estos fines, así como el país y el año en que fueron lanzados.

- TRANSIT / OSCAR (USA-1959)
- LOFTI (USA-1961)
(Low Frequency Trans-Ionospheric Satellite)
- TRAAC (USA-1961)
(Transit Research and Attitude Control)
- SECOR / TOPO (USA-1964)
(Sequential Collation of Range / Topographic)
- TIMATION (USA-1967)
(Time Navigation)
- TIP/TRIAD/NOVA (USA-1972)
(Transit Improvement Program)
- COSMOS-514 (URSS-1972)
- NTS-1/-2 (USA-1974/77)
(Navigation Technology Satellite)
- TRANSAT (USA-1977)
(Transit Satellite)
- NAVSTAR / GPS (USA-1978)
(Standing for Navigation System Using Timing and Ranging)
- COSMOS-1000/TSIKADA (URSS-1978)
- GLONASS (URSS-1982)
(Global Navigation Satellite System)
- COSMOS-1447 (URSS-1983)
- COSMOS-1574 (URSS-1984)

I.4 SATELITES DE COMUNICACIONES

La tecnología espacial descubrió su primer aplicación en el campo de las telecomunicaciones, y también proporcionó ilimitadas oportunidades para los negocios en todo el mundo. Al principio sólo el sistema internacional de comunicaciones había utilizado los satélites algunas veces, y ahora los satélites son empleados de acuerdo a las necesidades crecientes de cada nación. Gracias a ello fue simple superar situaciones difíciles, tales como las que planteaban las montañas, las cuales habían desarrollado serios problemas en el tema de enlaces terrestres. Además, los satélites ofrecen un amplio rango de servicios, que incluye comunicación telefónica, televisión, radiodifusión, transmisión de datos, telex, facsímil, etc.

Para lograr todo esto, la tecnología en comunicaciones espaciales ha hecho notables avances desde 1960, el año cuando el Echo Ballon fue enviado a órbita. Ese Ballon representó el primer y simple intento en la transmisión espacial, usando un sistema 'pasivo' limitado a reflejar hacia la Tierra ondas electromagnéticas dirigidas contra su superficie cubierta de aluminio (fig. I.4).

Pero éste no era el método más prominente e inmediatamente fue abandonado en favor del sistema 'activo', es decir, satélites capaces de recibir señales de la Tierra con una antena adecuada, amplificarlas con instrumentos a bordo, y posteriormente retransmitirlas a otra parte del planeta. Esto es, satélites retransmisores (fig. I.5).

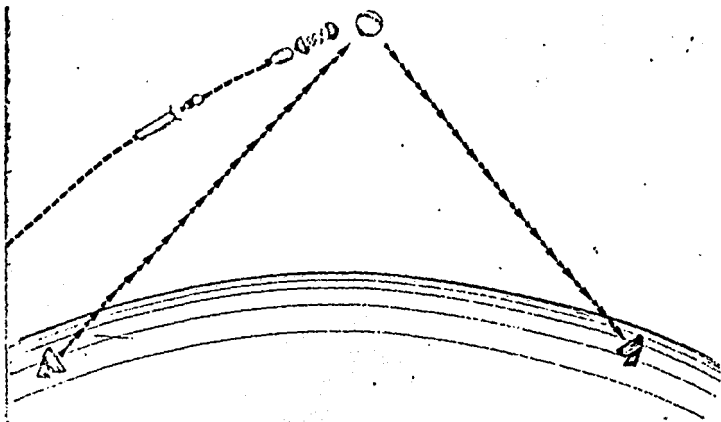


FIGURA 1.4 SATELITE ECHO HALLON.

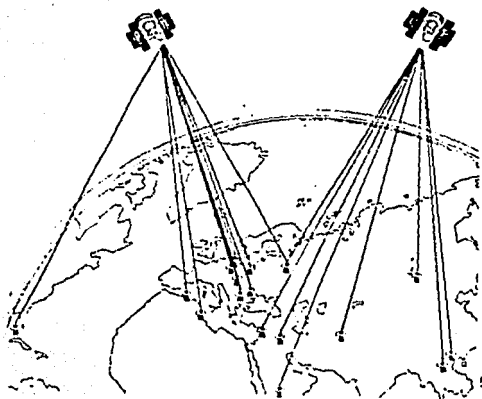


FIGURA 1.5 SATELITES RETRANSMISORES.

Sin embargo existía otra dificultad básica que superar, relacionada con la órbita del satélite, pues rotando en una órbita inclinada al rededor de la Tierra a una altura de unos cientos de kilómetros, el satélite daría la curvatura de la Tierra, pero solo podría ser "visto" por las antenas terrestres durante cortos periodos de su jornada orbital. Esto era una desventaja significativa ya que reducía su tiempo de uso y sólo garantizaba un retorno parcial del dinero invertido, dado el costo de la sofisticada tecnología espacial y los gastos excesivos del lanzamiento.

La solución fue encontrada aplicando una idea que tuvieron los científicos ingleses encabezados por Arthur C. Clarke en 1945. Clarke había sugerido poner en órbita ecuatorial a 42,000 kms del centro de la Tierra, tres satélites con un periodo orbital de 24 hrs. Posicionados 120° uno del otro, cada nave podría 'observar' un tercio del área poblada del planeta. Los tres satélites juntos eran descritos por Clarke como una 'cadena de estaciones espaciales', que podrían 'ver' simultáneamente la Tierra entera, haciendo posible la comunicación mundial. De esta forma cada satélite tenía un periodo de rotación de 24 hrs., sincronizado con el periodo de rotación de la Tierra. Así, para un observador en Tierra, el satélite parece que está permanentemente en un punto fijo en el espacio. Esta, fue la solución ideal para hacer un uso completo del vehículo espacial y permitir la transmisión entre áreas que estaban muy apartadas.

El primer satélite que utilizó la idea de Clarke fue el Syncom-3, el cual fue lanzado el 19 de agosto de 1964, tenía un peso de 37 Kg y fue posicionado sobre el Pacífico. Gracias a éste los europeos pudieron observar los juegos olímpicos de Tokio en vivo.

De esta manera la Organización Intercontinental fue formada por grupos de naciones, las cuales lanzaban y manejaban los satélites de telecomunicaciones en todo el mundo y vendían sus servicios acorde a sus necesidades. Así, las naciones del oeste lanzaron el Intelsat, y los países socialistas el programa Intersputnik. Estos fueron complementados por otras organizaciones de tráfico regional, tales como el Eutelsat en Europa y el Arabsat en los países árabes.

En esta forma las telecomunicaciones espaciales fueron transformando los instrumentos de trabajo normal, y la tecnología rápidamente tuvo algo nuevo que ofrecer. Las frecuencias asignadas para la transmisión comenzaron a saturarse debido al crecimiento de tráfico. Una solución fue hacer crecer y crecer las frecuencias, pero esto originó nuevos problemas técnicos. Por ejemplo, las frecuencias arriba de 10 GHz tendían a ser perturbadas por las condiciones climáticas y las señales que encontraban lluvia eran debilitadas, por lo que hubo que hacer cambios en las técnicas de transmisión vía satélite para lograr un uso máximo de los canales de ondas electromagnéticas. Inicialmente la técnica conocida como 'distribución de frecuencia' fue adoptada, de acuerdo con la cual las portadoras compartían la frecuencia usada, pero este sistema fue inadecuado para el gran volumen de tráfico y una nueva técnica

llamada 'división de tiempo' fue puesta en operación. Aquí la portadora era la única con frecuencia asignada y los diferentes usuarios compartían parte del tiempo de transmisión. Cada estación transmisora emite paquetes de información numérica, asegurándose de que esto sea perfectamente sincronizado, eliminando traslapes en la información. Las portadoras del satélite llegan a las estaciones terrenas donde se extraen los paquetes de información.

Esta técnica comparativamente reciente permite notables ventajas en el uso adecuado del potencial del satélite. Sin embargo, la ambición de la tecnología satelital no para ahí; su propósito es utilizar al máximo las frecuencias. Por ello se da, la utilización de antenas multienlaces para cubrir diversas pero pequeñas áreas de superficie, permaneciendo activas cuando haya la necesidad de comunicarse a un área en particular, pero este tipo de transmisiones más directas, requieren la instalación de antenas de un diámetro mayor en el satélite. Otro método que ha sido estudiado es el uso de frecuencias con distinta polaridad para hacer uso de la misma banda sin que una interferencia ocurra. El objetivo, hablando en términos generales, es hacer que los satélites realicen más trabajo técnico y que las estaciones terrenas puedan ser más pequeñas y menos costosas, esto a su vez implica que los satélites deben ser de mayor tamaño; pero el riesgo de esto consiste en que al incrementar el tamaño puede afectar la flexibilidad, la cual es esencial en el sistema de telecomunicaciones espaciales. En el presente, la tecnología sugiere un grupo de satélites operando como un sistema, el cual esta suficientemente

integrado para manejar todo el tráfico, o plataformas gigantescas de telecomunicaciones de alta capacidad con diferentes rentas de acuerdo al tipo de servicio. El control en el creciente número de satélites en órbita geoestacionaria es en sí otro de los problemas a los que se enfrenta la tecnología espacial, ya que realmente algunas posiciones orbitales están consideradas como sobrepobladas como se observa en la (fig. I.6).

La siguiente tabla muestra la designación de bandas y frecuencias en transmisiones vía satélite.

Banda	Frecuencia
HF	3-30 MHz
VHF	30-300 MHz
UHF	300-1,000 MHz
L	1-2 GHz
S	2-4 GHz
C	4-8 GHz
X	8-12 GHz
Ku	12-18 GHz
K	18-27 GHz
Ka	27-40 GHz
V	40-75 GHz
W	75-110 GHz
mm	110-300 GHz

A continuación proporcionaré una lista de los satélites que fueron o son utilizados para estos fines, así como el país y el año en que fueron lanzados.

- *ECHO-1/-2 (USA-1960/64)
- *OSCAR-1...11 (USA-1961/62/65[2]
/70/72/74/78/81/83/84)
(Orbiting Satellite Carrying
Amateur Radio)
- *TELSTAR-1 /-2 (USA-1962/63)
- *ALOUETTE-1 /-2 (CANADA-1962/65)
- *RELAY-1 /-2 (USA-1962/64)
- *SYNCOM-1...-3 (USA-1963[2]/64)
(Synchronous Communications)
- *MOLNIYA-1 (URSS-1965)
- *INTELSAT-1 / EARLY BIRD
(INTERNATIONAL-1965)
- *INTELSAT-2 (F-1, F-2, F-3, F4)
(INTERNATIONAL-1966, 67[3])
- *ATS-1/-3/-5 (USA-1966/67/69)
(Applications Technology
Satellites)
- *INTELSAT-3 (F1...F8)
(INTERNATIONAL-1968...1970)
- *ISIS-1/-2 (CANADA-1969/1971)
(International Satellites for
Ionospheric Studies)
- *INTELSAT-4 (F-2...F-8)
(INTERNATIONAL-1971...1975)
- *MOLNIYA-2 (URSS-1971)
- *TELESAT-1...-3/ANIK-A1...-A3)
(CANADA-1972/73/75)
- *WESTAR-1...-3 (USA-1974[2]/79)
- *ATS-6 (USA-1974)
- *MOLNIYA-3 (URSS-1974)
- *YURI /BSE (JAPON-1978)
(Broadcasting Satellite
Experiment)
- *TELESAT-4/ANIK-B (CANADA-1978)
- *AYAME-1/-2 /ECS
(JAPON-1979/80)
(Experimental Communications
Satellite)
- *SBS-1...-4
(USA-1980/81/82/84)
(Satellite Business Systems)
- *INTELSAT-5 (1...9)
(INTERNATIONAL-1980...1984)
- *MARECS-A/-B2
(INTERNATIONAL-1981/85)
(Maritime Communications
Satellite)
- *KIKU-3/ ETS-4 (JAPON-1981)
- *SYMPHONIE-1/-2
(FRANCIA-ALEMANIA DEL OESTE-
1974/75)
- *RADUGA/STATSIONAR (URSS-1975)
- *INTELSAT-4A (F-1...F-6)
(INTERNATIONAL-1975...1978)
- *SATCOM-1/-2/-3/-3R/-4/.../-7/K
(USA-1975/76/79/81/82[2]/83[2]
/85)
- *CTS-HERMES (CANADA-1976)
(Communications Technology
Satellite)
- *COMSTAR-D1...-D4
(USA-1976[2]/78/81)
- *MARISAT-1...-3 (USA-1976)
(Maritime Communications)
- *PALAPA-A1/-A2
(INDONESIA-1976/77)
- *EKRRAN/STATSIONAR (URSS-1976)
- *KIKU-2 /ETS-2 (JAPON-1977)
(Engineering Test Satellite)
- *SIRIO (ITALIA-1977)
- *SAKURA /CS (JAPON-1977)
(Communications Satellite)
- *OTS-1/-2 (EUROPA-1977/78)
(Orbital Test Satellite)
- *GORIZONT-1/-2 /STATSIONAR
(URSS-1978/79)
- *RADIO-1...-8
(URSS-1978[2]/81[6])
- *ECS-1/-2 (EUROPA-1983/84)
(European Communications
Satellite)
- *GALAXY-1...-3
(USA-1983[2]/84)
- *TELSTAR-301...-303
(USA-1983/84/85)
- *TDRS-1 (USA-1983)
(Tracking and Data Relay
Satellite)
- *YURI-2A /BS-2A (JAPON-1984)
(Broadcasting Satellite)
- *TELECOM-1 (FRANCIA-1984)
- *STW-1/-2 /CHINA-15/-18
(CHINA-1984/86)
- *SPACENET-1/-2 (USA-1984[2])
- *INTELSAT-5A
(INTERNATIONAL-1985)

*ISKRA-1/-2/-3
 (URSS-1981/82[2])
 *APPLE (INDIA-1981)
 (Ariane Passenger Payload
 Experiment)
 *WESTAR-4/-5/-6
 (USA-1982[2]/84)
 *TELESAT-5/-8 /ANIK-D1/-D2
 (CANADA-1982/84)
 *TELESAT-6/-7/-9 /ANIK-C3
 /-C2/-C1 (CANADA-1982/83/85)
 *KIKU-4 /ETS-3 (JAPON-1982)
 *PALAPA-B1/-B2
 (INDONESIA-1983/84)
 *INSAT-A/-B (INDIA-1982/83)
 *INTELSAT-6
 (INTERNATIONAL-1987)
 *STC (USA-1987)
 (Satellite Television Co.)

*BRASILSAT-1/-2
 (BRASIL-1985/86)
 *GSTAR-1/-2 (USA-1985/86)
 *MORELOS-1/-2 (MEXICO-1985)
 (El Siervo de la Nación)
 *ASC (USA-1985)
 (American Satellite Co.)
 *ARABSAT-1/-2
 (PAISES ARABES-1985[2])
 *AUSSAT-1...-3
 (AUSTRALIA-1985)
 *COSMOS-1629/-1700
 (URSS-1985)
 *TDF-1 /TV-SAT-1
 (FRANCIA-ALEMANIA OTE.-1987)
 *TELE-X (ESCANDINAVIA-1988)
 (SUECIA, NORUEGA, FINLANDIA)
 *OLIMBUS (EUROPA-1988)
 *ITALSAT (ITALIA-1989)
 *SOLIDARIDAD I / II
 (MEXICO- 1993/1994)

I.5 SATELITES MILITARES

Adicionalmente a la red de satélites civiles que rodean la Tierra, hay un segundo grupo de vehículos espaciales utilizados únicamente para consideraciones de defensa.

La mayor parte de la más avanzada tecnología espacial fue probada e inicialmente utilizada en las necesidades militares y subsecuentemente transferida al sector civil. Así, por necesidades militares hubo un rápido desarrollo en la electrónica, la química de propelantes y la ciencia de materiales. Inclusive el primer satélite de comunicaciones, Score, fue una nave militar. La mayoría de los satélites empleados por la defensa son de reconocimiento, familiarmente conocidos como 'satélites espías'. Ellos satisfacen la necesidad de examinar territorio enemigo y movimientos militares, y son capaces de cambiar su altura orbital de acuerdo a las misiones que se les asignen. En U.S.A. la tendencia ha sido colocar vehículos en órbita, tal como el Key Hole, el cual es capaz de llevar a cabo varias funciones de gran alcance para reconocer detalladamente el área de observación con una cámara de alta resolución, es decir, las naves son capaces de distinguir y medir objetos de solo unos cuantos centímetros. Es posible hacer reconocimientos de día y de noche gracias al sistema infrarrojo. La vida útil del American Key Hole es de alrededor de dos años.

El sistema usado por la U.R.S.S. es un poco diferente, pues recurren más a la fotografía. La vida orbital de los satélites espías soviéticos en la primera mitad de los ochentas había sido de alrededor de dos meses. Esta es la razón por la cual había frecuentes lanzamientos de satélites de reconocimiento soviéticos. Durante 1983/1984 hubo un promedio de 30-35 lanzamientos por año.

Durante los ochentas muchos esfuerzos han sido invertidos por U.S.A. para el desarrollo de satélites, tal como el Teal Ruby, para monitoreo del aire y cruce de misiles en órbita. Esto ha requerido el desarrollo de sensores especiales para su uso en la banda infrarroja; de esta forma, es posible el monitoreo del fuselaje y no sólo del calor generado. La vida útil de estos satélites es de aproximadamente un año.

Además de los satélites de reconocimiento, existe otro tipo que son los empleados para vigilancia del océano, observación de explosiones nucleares, y sistemas antisatélites. Hay satélites de navegación también usados para las necesidades civiles (ver capítulo 1.3 satélites de navegación). Un sector que parece ser seguido por los especialistas soviéticos, y realmente probado, es el conocido como FOBS (Fractional Orbit Bombardment System [sistema de bombardeo orbital fraccional]), con el que los vehículos espaciales cargados con dispositivos explosivos son manejados a fin de ser dirigidos hacia cualquier zona de la Tierra donde sean requeridos.

El oeste se ha adelantado en tecnología militar con el programa SDI (Strategic Defense Initiative [iniciativa de defensa estratégica]).

Este consiste en la instalación en órbita de plataformas capaces de destruir, con rayos laser generados en la tierra, y reflejados contra el objetivo enemigo por espejos orbitales.

Una característica típica de los satélites militares es el uso de instrumentos electrónicos de alta resistencia a los niveles de radiación arriba de los normales, tales como pueden ser los generados por una explosión nuclear.

En estos términos 'la investigación satelital' es, en general, usada por satélites que prueban nuevas formas de tecnología espacial, la cual puede ser empleada para propósitos militares y también envolver investigaciones científicas indirectamente asociadas con las necesidades civiles (fig. I.7).

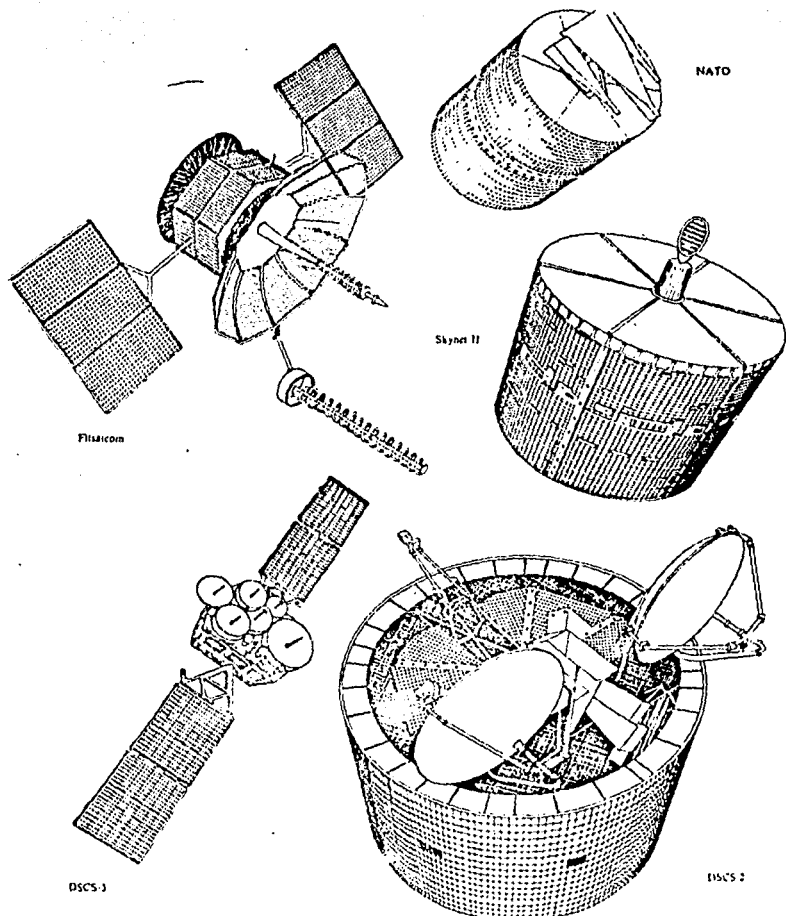


FIGURA 1.7 SATÉLITES MILITARES

A continuación proporcionare una lista de los satélites que fueron o son utilizados para estos fines así como el país y el año en que fueron lanzados.

TELECOMUNICACIONES

- *SCORE (USA-1958)
- *COURIER (USA-1960)
- *LES-1 (USA-1965)
- *IDCSP (USA-1966)
- *TACSAT (USA-1969)
- *SKYNET (INGLATERRA-1969)
- *NATO-A (USA-1970)
- *COSMOS-336 (URSS-1970)
- *DSCS-1 (USA-1971)
- *SDS (USA-1971)
- *FLTSATCOM (USA-1978)
- *SYNCOM-4 /LEASAT (USA-1984)
- *MILSTAR (USA-1988)
- *EARLY-WARNING

- *MIDAS (USA-1960)
- *BMEWS (USA-1968)
- *IMEWS (USA-1970)

- *DSP (USA-1971)
- *COSMOS-520 (URSS-1972)
DETECCION NUCLEAR
- *VELA (USA-1963)
- *IONDS /GPS (USA-1978)
VIGILANCIA OCEANICA
- *RORSAT /COSMOS-198 (URSS-1967)
- *SSU (USA-1975)
- *NOSS (USA-1976)
SITENAS ANTI-SATELITES

- *COSMOS-249 (URSS-1968)
- *ASAT (USA-1984)

- BOMBARDERO
- *FOBS /COSMOS-U1 (URSS-1966)

RECONOCIMIENTO

- *DISCOVERER (USA-1959)
- *SENTRY-SAMOS (USA-1961)
- *CLOSE LOOK (USA-1962)
- *COSMOS-4 (URSS-1962)
- *COSMOS-22 (URSS-1963)
- *KEY HOLE /KH-9 (USA-1966)
- *COSMOS-208 (URSS-1968)
- *BIG BIRD (USA-1971)
- *CHINA-3 (CHINA-1975)
- *COSMOS-758 (URSS-1975)
- *KH-11 (USA-1976)
- *KH-12 (USA-1987)
- *TEAL RUBY (USA-1987)
METEOROLOGICO

- *DMSP (USA-1966)
- *BLOCK-5D /DMSP (USA-1976)
INTELIGENCIA ELECTRONICA

- *ELINT-FERRETS (USA-1962)
- *COSMOS-389 (URSS-1970)
INVESTIGACION
- *SECOR (USA-1964)
- *OV-1 (USA-1965)
- *OV-2 (USA-1965)
- *OV-3 (USA-1966)
- *OV-4 (USA-1966)
- *OV-5 /ERS (USA-1967)
- *ASTEX (USA-1971)

- *WHITECLOUD /BSU (USA-1976)

I.6 SATELITES DE INVESTIGACION CIENTIFICA EN GENERAL

Los satélites científicos juegan un papel extremadamente importante en el campo de las actividades espaciales por dos razones, la primera enfocada a descubrir factores del medio ambiente en el cual vivimos, es decir nuestra Tierra y algunas partes del universo que nos rodea; la segunda razón de la construcción de satélites científicos es llevar a cabo nuevas investigaciones creando avances en la tecnología, los cuales dan como resultado el camino a seguir en el futuro de la humanidad.

Hay en nuestros días muchas áreas de la ciencia que usan a los satélites como herramientas para incrementar sus conocimientos. Las ciencias de la Tierra dependen de instrumentos en el espacio para clarificar las características de nuestro planeta y la forma en la cual ha evolucionado. Los satélites geodésicos, por ejemplo, hacen posible la observación del movimiento de los continentes y utilizan esa información para investigar los fenómenos de movimientos de tierra y volcánicos; por otra parte, la naturaleza física de la atmósfera es tal, que sólo usando satélites pueden, los científicos, iniciar una investigación sistemática sobre el complejo trabajo de nuestro planeta. Sin embargo, la atmósfera está estrechamente relacionada con el ambiente que nos rodea, así como el Sol, el cual vierte continuamente en el espacio su poderoso flujo de radiación y partículas, provocando cambios en la atmósfera que pueden modificar sus características físicas e inclusive influenciar en el clima. Por esta razón, docenas de satélites han sido lanzados para

estudiar 'el viento solar' y su influencia con la atmósfera de la Tierra.

Los satélites científicos han probablemente registrado los más espectaculares sucesos en el campo de la astronomía. Con el envío de satélites, ha sido posible aumentar el conocimiento en las fronteras del universo y así revelar como es incomparablemente rico en estrellas, materias y sustancias que habían sido sólo imaginadas hace algunos años atrás. Por ejemplo, la astronomía con rayos-infrarrojos no podría haber nacido sin el uso de los satélites, ya que sólo satélites, funcionando a temperaturas muy cercanas al cero absoluto, tal como el IRAS (Infrared Astronomical Satellite [Satélite Astronómico Infrarrojo]) han sido capaces de recolectar datos acerca de los rayos infrarrojos y de esta manera proveer las primeras pruebas de que otros sistemas solares continúan en formación al rededor de otras estrellas como Vega. Sin embargo, durante los 90's la tecnología de los satélites científicos tendrá profundos cambios. La construcción de una gigantesca estación espacial por parte de U.S.A., en colaboración con Japón, Canadá y Europa, hará posible llevar a cabo actividades científicas en órbitas relativamente cercanas a la de la Tierra. Los instrumentos necesarios de investigación serán ensamblados en la plataforma, que podría estar, ya sea inclinada hacia la órbita ecuatorial o hacia la polar, de acuerdo a las necesidades que se tengan. En esta forma, la actividad científica en el espacio indudablemente llegara a ser más económica, más accesible y de mayor cobertura.

A continuación proporcionare una lista de los satélites que fueron o son utilizados para estos fines así como el país y el año en que fueron lanzados.

ATMOSFERICOS

- *SPUTNIK-1 (URSS-1957)
- *VANGUARD-2 (USA-1959)
- *EXPLORER-9/-19/-24/39
(USA-1961/63/64/68)
- *EXPLORER-17/-32/-51/-54/-55
(USA-1963/66/73/75[2])
- *SAN MARCO-1...-4
(ITALIA-1964/67/71/74)
- *ARIEL-2/-3 /UK-2/-3
(GRAN BRETAÑA-1964/67)
- *COSMOS-261 (URSS-1968)
- *AEROS-1/-2 (ALEMANIA
ORIENTAL-1972/74)
- *UME /ISS-1/-2 (JAPON-1976/78)
(Ionosphere Sounding Sat.)
- *SAGE /AEM-2 (USA-1979)
(Stratospheric Aerosol y Gas
*Experimental Applications
(Explorer Misión)
- *CHINA-9/-10/-11
(CHINA-1981[3])
- *SME (USA-1981)
(Solar Mesosphere Explorer)
- *SAN MARCO D/L
(ITALIA-1986)

GEODESICOS

- *ANNA 1B (USA-1962)
(ARMY, NAVY,NASA,AIR FORCE)
- *COSMOS-26/-49 (URSS-1964[2])
- *BEACON EXPLORER-A/-B/-C
(USA-1964[2]/65)
- *GEOS-1 /EXPLORER-29
(USA-1965) (Geodetic Earth
Orbiting Satellite)
- *PAGEOS (USA-1966)
(Passive Geodetics Earth
Orbiting Satellite)
- *D-1 DIAPASON (FRANCIA-1966)
- *D-1C/-1D DIADME
(FRANCIA-1967[2])
- *GEOS-2 / EXPLORER-36
(USA-1968)
- *PEOLE (FRANCIA-1970)
- *EGP (JAPON-1986)
(Experimental Geodetic
Payload)
- *LAGEOS-2 (ITALIA-NASA-1988)
BIOLOGICOS
- *SPUTNIK-2 (URSS-1957)
- *SPUTNIK-6 (URSS-1960)
- *SPUTNIK-9 (URSS-1961)
- *SPUTNIK-10 (URSS-1961)
- *DISCOVERER (USA-1961)
- *MERCURY-5 (USA-1961)
- *COSMOS-4 (URSS-1962)
- *COSMOS-7 (URSS-1962)
- *COSMOS-92 (URSS-1965)
- *COSMOS-94 (URSS-1965)
- *COSMOS-110 (URSS-1966)
- *BIOS-1 (USA-1966)

- *CHINA-2 (CHINA-1971)
- *GEOS-3 (USA-1975)
(Geodynamics Experimental
Ocean Satellite)
- *STARLETTE (FRANCIA-1975)
- *D-5A /POLLUX / D-5B /CASTOR
(FRANCIA-1975)
- *LAGEOS (USA-1976)
(Laser Geodynamics Satellite)
- *COSMOS-1067/-1312/-1410/-1510
(URSS-1978/81/82/83)
- *MAGSAT (USA-1979)
(Magnetic Field Satellite)
- *INTERCOSMOS-20/-21
(URSS-1979/81)
- *INTERCOSMOS-22
(URSS-1981)
- *GEOSAT (USA-1985)
- *EXPLORER-8/-20/-22/-27/-31
(USA-1960/64[2]/65[2])
- *EXPLORER-10/-14/-15/-26
(USA-1961/62[2]/64)
- *ARIEL-1 /UK-1
(GRAN BRETAÑA-1962)
- *ALOUETTE-1 (CANADA-1962)
- *COSMOS-1/-2/-3/-26/-49/-97/-321
/-381/-477/-481/-1463/-1508
(URSS-1962...)
- *EXPLORER /IMP-18/-21/-28/-33/-34
/-35/-41/-43/-47/-50
(USA-1963/64/65/66/67[2]/69/71
/72/73)
- *EXPLORER-25/-40/-52
(USA-1964/68/74)
- *OGO-1...-6
(USA-1964/65/66/67/68/69)
(Orbiting Geophysical
Observatory)
- *ELEKTRON-1...-4 (URSS-1964[4])
- *BIOS-2 (USA-1967)
- *BIOS-3 (USA-1969)
- *OFO-1 (USA-1970)
- *SALYUT-1 (URSS-1971)
- *COSMOS-605 (URSS-1973)
- *COSMOS-690 (URSS-1974)
- *COSMOS-782 (URSS-1975)
- *COSMOS-936 (URSS-1977)
- *COSMOS-1129 (URSS-1979)
- *COSMOS-1514 (URSS-1983)
- *COSMOS-1667 (URSS-1985)
FISICA DEL ESPACIO
- *EXPLORER-1/-3/-4
(USA-1958[3])
- *SPUTNIK-3 (URSS-1958)
- *VANGUARD-1 (USA-1958)
- *EXPLORER-6/-10/-45
(USA-1959/61/71)
- *ARIEL-4 /UK-4
(GRAN BRETAÑA-1971)
- *OREOL-1/-2/-3 /AUREOLE
(URSS-FRANCIA-1971/73/81)
- *SHINSEI (JAPON-1971)
- *DENPA /REXS (JAPON-1972)
- *INTERCOSMOS-6...-10
(URSS-1972[3]/73[2])
- *INTERCOSMOS-11...-14
(URSS-1974[2]/75[2])
- *INTASAT (ESPAÑA-1974)
- *INTERCOSMOS-16/-17/-18/-19
(URSS-1976/77/78/79)
- *ISEE-1/-2/-3
(USA/EUROPA-1977[2]/78)
(International Sun Earth
Explorer)
- *GEOS-1/-2 (EUROPA-1977/78)
- *KYOKKO /EXOS-A
(JAPON-1978)
- *JIKIKEN /EXOS-B (JAPON-1978)

- *FR-1 (FRANCIA-1965)
- *HEOS-1/-A2 (EUROPA-1968/72)
(Highly Eccentric Orbit
Satellite)
- *ESRO-II /IRIS // -I /AURORAE
// -I /BOREAS // -IV
(EUROPA-1968[2]//69//72)
(European Space Research
Organization)
- *ISIS-1/-2 (CANADA-1969)
- *AZUR-1 (ALEMANIA OTE.-1969)
- *INTERCOSMOS-1...-5
(URSS-1969[2]//70[2]//71)
- *DIAL /WIKI
(ALEMANIA OTE.-FRANCIA-1970)

ASTRONOMIA

- *VANGUARD-3 (USA-1959)
- *EXPLORER-7/-11/-23/-30/-37/-38
/-42/-44/-48/-49/-53
(USA-1959/61/64/65/68[2]//70/71
//72/73/75)
- *OSO-1...-8 (USA-1962/65/67[2]
/69[2]//71/75)
- *COSMOS-7 (URSS-1962)
- *PEGASUS-1/-2/-3 (USA-1965[3])
- *PROTON-1/-2/-3/-4
(URSS-1965[2]//66/68)
- *OAO-2/-3 (USA-1968/72)
(Orbiting Astronomical
Observatories)
- *D2-A TOURNESOL /D2-B AURA
(FRANCIA-1971/75)
- *TD-1A (EUROPA-1972)
- *PROGNOZ-1/-3.../-9
(URSS-1972/73/75/76/77/78/80/83)
- *ANS (HOLANDA-1974)
(Astronomical Netherlands
Satellite)
- *ARIEL-5 /UK-5
(GRAN BRETAÑA-1974)

- *DYNAMICS-1/-2 EXPLORER
(USA-1981[2])
 - *CHINA-10/-11 (CHINA-1981[2])
 - *HILAT (USA-1983)
 - *AMPTE-1/-2/-3 (USA / GRAN
BRETAÑA / ALEMANIA ORIENTAL)
(Active Magnetospheric
Particle Tracer Explorer)
 - *EXOS-C (JAPON-1984)
 - *PROGNOZ-10 (URSS-1985)
 - *VIKING (SURCIA-1986)
-
- *ARIEL-6 /UK-6
(GRAN BRETANA-1979)
 - *HAKUCHO /CORSA-B (JAPON-1979)
(Cosmic Radiation Satellite)
 - *SMM (USA-1980)
(Solar Maximum Mission)
 - *HINOTORI /ASTRO-A (JAPON-1983)
 - *TENMA /ASTRO-B (JAPON-1983)
 - *EXOSAT (EUROPA-1983)
(European X-ray Observatory
Satellite)
 - *IRAS (USA / HOLANDA / GRAN
BRETAÑA-1983)
(Infrared Astronomical
Satellite)
 - *ASTRON (URSS-1983)
 - *GAMMA-1 (URSS-1987)
 - *SPACE TELESCOPE 'HUBBLE'
(USA / EUROPA-1988)
 - *ROSAT (ALEMANIA OTE.-1988)
 - *HIPPARCOS (EUROPA-1988)
(High Precision Parallax
Collecting Satellite)

- ARYABHATA (INDIA-1975)
- COS-B (EUROPA-1975)
- TAIYO /SRATS (JAPON-1975)
(Sol)/(Solar Radiation and
Thermospheric Structure Sat.)
- HEAO-1/-2/-3 (USA-1977/78/79)
(High Energy Astronomical
Observatories)
- SIGNE-3 (FRANCIA-1977)
- IUE (USA/EUROPA-1978)
(International Ultraviolet
Explorer)
- GRO (USA-1988)
(Gamma Ray Observatory)
- EUVE (USA-1988)
(Extreme Ultraviolet Explorer)
- SAX (ITALIA-1989)
(Sat. for X-ray Astronomy)
- ISO (EUROPA-1992)
(Infrared Space Observatory)
- AXAF (USA-1993)
(Advanced X-ray Astrophysics
Facility)

CAPITULO II DESCRIPCION GENERAL DE LOS SATELITES MORELOS

PRIMERA GENERACION DE SATELITES EN MEXICO

Los sistemas satelitales que proporcionan servicios de telecomunicaciones domésticas vía satélite, han proliferado en los últimos años. En la tabla (2.1) se enlistan los satélites domésticos desde octubre de 1979 hasta 1990. Algunas naciones, a pesar de no contar con el capital necesario para adquirir un sistema propio, requieren de servicios de comunicación doméstica e internacional; de ahí que el número de naciones que rentan capacidad de transpondedores de Intelsat (Organización Internacional de Telecomunicaciones Vía Satélite) da una buena indicación de la tendencia hacia el uso de este servicio. Por ejemplo, Veinticuatro naciones rentan el equivalente de cerca de 34 transpondedores de Intelsat para servicio doméstico. La tabla pretende dar una clara idea del auge acelerado que está teniendo este tipo de sistemas.

En 1982, México pagaba los servicios de comunicación de la organización Intelsat. El Intelsat IV, ocupando su ranura orbital en 53° longitud oeste, retransmitía cuatro canales de televisión hacia todo el país; en los siguientes dos años, más de 160 estaciones terrenas fueron instaladas, muchas de las cuales fueron ocupadas para transmisiones de televisión de baja potencia.

Con el exitoso lanzamiento de los satélites Morelos I y II en 1985, las autoridades mexicanas de telecomunicaciones dieron fin al contrato de servicio doméstico con Intelsat y trasladaron el tráfico al Morelos I; mientras que el Morelos II se puso en una órbita de almacenamiento para ponerse en servicio en 1988. El nombre de los satélites ya en servicio recuerda a uno de los más famosos héroes de la independencia de México: Don José María Morelos y Pavón (El siervo de la nación).

# PAIS	OCT 1979	OCT 1983	OCT 1990	#
# Australia			2	#
# Brasil			2	#
# Canadá	4	5	5	#
# Francia			6	#
# Alemania			2	#
# India		1	2	#
# Indonesia	2	3	2	#
# Italia			3	#
# Japón		2	4	#
# México			2	#
# Nigeria			2	#
# Pakistán			2	#
# U.K.			2	#
# U.S.	8	21	42	#
# Irán			4	#
# China		2	1	#
# Irlanda			1	#
# Luxemburgo			1	#

Tabla 2.1 Satélites de Comunicaciones Nacionales

El Sistema de Satélites Morelos consta de dos satélites de telecomunicaciones, de servicio doméstico, modelo HS 376, diseñado por la compañía norteamericana HUGHES.

Los satélites se encuentran en una órbita geostacionaria a unos 36,000 Kms. sobre el Ecuador con una posición orbital para el Morelos I de 113.5° longitud Oeste (hasta Marzo de 1994) y Morelos II de 116.8° longitud Oeste.

Cada uno de los satélites mide 2.16 mts de diámetro y 6.60 mts de altura ya desplegado y tiene una masa inicial en órbita de 666 Kg, de los cuales 145 Kg son de combustible. La fuente primaria de alimentación de energía eléctrica requerida para su operación consta de un dispositivo de celdas solares montadas en el cuerpo cilíndrico del satélite; como fuente secundaria existen dos baterías. Cada batería esta dividida en 4 paquetes y cada paquete contiene 8 celdas; estas son utilizadas durante el periodo de eclipses o de escasa iluminación de las celdas solares.

Los satélites Morelos operan en dos bandas simultáneamente, la banda C 6/4 GHz y la banda Ku 14/12 GHz. através de las cuales se turnan señales de TV, datos, voz, facsímil, radiodifusión, etc.

El satélite esta formado por dos secciones: la sección de giro y la de no giro, en las que se encuentran todos los subsistemas, que son:

- a) Subsistema de Comando, Telemetría y Rango.
- b) Subsistema de Orientación.
- c) Subsistema de Propulsión.
- d) Subsistema de Potencia.
- e) Subsistema de Comunicaciones.
- f) Subsistema de Control Térmico.

En la figura 2.1 podemos ver la sección de giro, donde se encuentran localizadas:

- a) Las unidades de Potencia (como son baterías, convertidores de voltaje, limitadores de corriente, etc.).
- b) Las unidades de Propulsión (tanques de combustible, cohetes, etc.).
- c) Y unidades del Subsistema de Orientación (estas últimas permiten al satélite mantener su estabilidad).

En la figura 2.2 vemos la sección de no giro, donde se encuentran:

- a) Las unidades del subsistema de comunicaciones (objeto fundamental de los satélites).
- b) Las unidades de rastreo (que nos va a permitir que la antena del satélite siempre este apuntando a la República Mexicana).
- c) Y la electrónica de control.

Las dos secciones se unen mediante un motor llamado BAPTA (interfase de tipo giratorio de transferencia de potencia e información), el cual se encuentra en la parte cónica de la figura 2.1. Dicho motor permite que la sección de antenas o sección no giratoria se mantenga apuntando hacia la República Mexicana mientras el resto del satélite se mantiene girando entre 50 y 55 RPM. En la figura 2.3 se puede observar como los paneles solares se unen a la sección de giro, quedando así integrado el satélite.

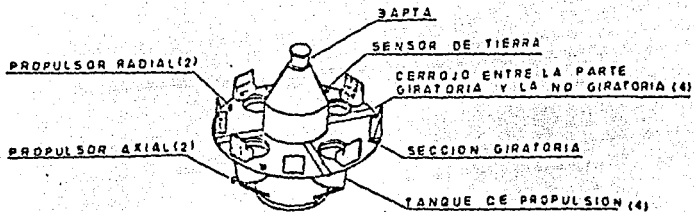


FIGURA 2.1 SECCION DE GIRO

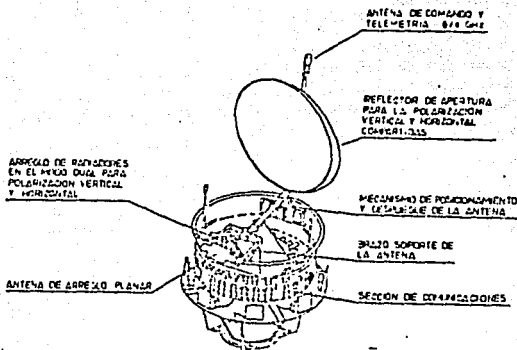


FIGURA 2.2 SECCION DE NO GIRO.

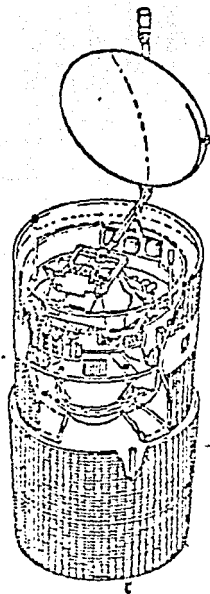


FIGURA 2.3 SECCION DE GYRO UNIDO A PANELES SOLARES.

FALLA DE ORIGEN

II.1 PARAMETROS Y CARACTERISTICAS MAS IMPORTANTES

CARACTERISTICAS FISICAS

DIAMETRO : 2.16 m
ALTURA :
PLEGADO : 2.86 m
DESPLEGADO : 6.66 m
PESO :
SECCION DE GIRO : 294.5 Kg
SECCION DE NO GIRO : 217.1 Kg
ESTABILIZACION :
ORBITA GEOSINCRONA : POR GIRO
(con ANC y DANDE)
VIDA UTIL DEL SAT. : 9 AÑOS

SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES

ANTENA PARABOLICA
TIPO : APERTURA DUAL
DIAMETRO : 1.8 m
POLARIZACION : LINEAL, VERTICAL
Y HORIZONTAL

ARREGLO PLANAR
TAMAÑO : 83.87cm x 39.89cm
POLARIZACION : VERTICAL

TRANSPONDERS BANDA C
No. DE CANALES / : 12 de 36 MHz
ANCHO DE BANDA : 6 de 72 MHz
FREC. DE RECEPCION : 5.9 A 6.4 GHz
FREC. DE TRANSM. : 3.7 A 4.2 GHz
POTENCIA DE TWT : 7 W BANDA ANGOSTA
10.5 W BANDA ANCHA
PIRE : 36 dB BANDA ANGOSTA
39 dB BANDA ANCHA

TRANSPONDER BANDA K
No. DE CANALES : 4
ANCHO DE BANDA : 108 MHz
FREC. DE RECEPCION : 14.0 A 14.5 GHz
FREC. DE TRANSM. : 11.7 A 12.2 GHz
POTENCIA DE TWT : 19.4 W
PIRE : 44 dBW

SUBSISTEMA DE TELEMETRIA

ANTENA : OMNI
POLARIZACION : VERTICAL
ANTENA : PLATO
POLARIZACION : HORIZONTAL

DATOS PCM
FORMATO : 64 PALABRAS
(TRAMA MENOR)
8 BITS/PALABRA
32 TRAMAS MENORES
(TRAMA MAYOR)

SUBCONMUTACION : 64 PALABRAS
SEC. DE GIRO
32 VOLT DE CELD.
DE BATERIA Y DATOS
DE CONFIG. GRAL.

MODOS ALTERNATIVOS DE TELEMETRIA

DATOS DE SENSORES
DE POSICION (FRMT) : TIERRA, SOL, MIP,
PULSO DE EXEC.
FM NUTACION : ACELEROMETROS

SUBSISTEMA DE COMANDO

ANTENA : OMNI
POLARIZACION : HORIZONTAL
ANTENA : PLATO
POLARIZACION : VERTICAL
FRECUENCIA : OMNI 5.9 GHz
PLATO 6.4 GHz
FORMATO : 25 BITS
EJECUCION : SINCRONA Y
NO SINCRONA
CAPACIDAD : 255 COM. GIRO
191 COM. NO GIRO

RANGO

VIA : OMNI, PLATO O
: TRANSPONDER

SUBSISTEMA DE CONTROL DE ORIENTACION

MODOS DE CONTROL

PRIMARIO : APUNTAMIENTO PORTADORA
DE RASTREO FINO (BEACON)
SECUNDARIO : TIERRA
ALTERNATIVAS : RAZON DE GIRO
Y PSEUDO TIERRA

SENS. DE REFERENCIA: 2 DE TIERRA
2 DE SOL
2 PULSOS DE INDICE
MAESTRO

SENS. DE NUTACION : 2 ACELEROMETROS

SUBSISTEMA DE PROPULSION

DISEÑO : 2 MEDIOS SUBSISTEMAS
COMBUSTIBLE : HIDRAZINA
No. DE TANQUES : 4
CANT. DE PROPELANTE: 125 Kg
No. DE THRUSTERS : 4 (2 RADIALES Y
2 AXIALES)

SUBSISTEMA DE POTENCIA ELECTRICA

ARREGLO SOLAR : 940 W
ARREGLO BATERIAS : 830 W
No. DE BATERIAS : 2
VOLTAGE DE ALIMENT.: 28.1 VOLTS DC.

SUBSISTEMA DE CONTROL TERMICO

ACTIVO : CALENTADORES
PASIVO : SABANAS TERMICAS,
PINTURA, RADIADORES
ESPEJOS, PLACAS
DISPERSORAS DE CALOR

II.2 SUBSISTEMAS QUE LO COMPONEN

*SUBSISTEMA DE TELEMETRIA COMANDO Y RANGO.

*SUBSISTEMA DE ORIENTACION.

*SUBSISTEMA DE PROPULSION.

*SUBSISTEMA DE POTENCIA.

*SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES.

*SUBSISTEMA DE CONTROL TERMICO.

II.2.1 SUBSISTEMA DE TELEMETRIA COMANDO Y RANGO.

El uso de la telemetría aplicada a satélites de comunicación permite que se pueda transmitir cualquier información del satélite a la Estación Terrena como se puede apreciar en la figura 2.4. En el caso del sistema Morelos, la telemetría que se envía puede ser de dos formas, dependiendo del tipo de modulación y aplicación que se requiera: una modulada por código de pulsos (PCM), y otra modulada en frecuencia, la cual puede ser de tiempo real (FMRT) o de nutación (FM NUTACION).

La telemetría PCM es aquella generada por el equipo y elementos del satélite que se encuentran en configuración en línea o de reserva. Esta información se da en volts, ampers, revoluciones por minuto (RPM), kilopascales, milisegundos, decibeles (dB), grados de orientación, grados celsius, estados de encendido o apagado, en línea o fuera de línea de equipos y enrutamientos de interruptores.

La figura 2.5 muestra la trayectoria de la telemetría en diagrama a bloques. Este recorrido comienza en el sensor del equipo, y dependiendo de la sección de la cual provenga, pasa por el codificador de giro, y/o por el de no giro para llegar al transmisor de telemetría donde la información es modulada en fase. En este punto tenemos la opción de escoger el tipo de transmisión, ya sea por las cornetas y el plato, o por la antena omnidireccional (OMNI).

En la figura 2.6 vemos otra forma de telemetría que tiene el satélite conocida como FMRT (telemetría en tiempo real), la cual se genera por medio de sensores de SOL, de TIERRA, y pulsos de sincronización conocidos como MIP's (pulso índice maestro) y se envía al Centro de Control.

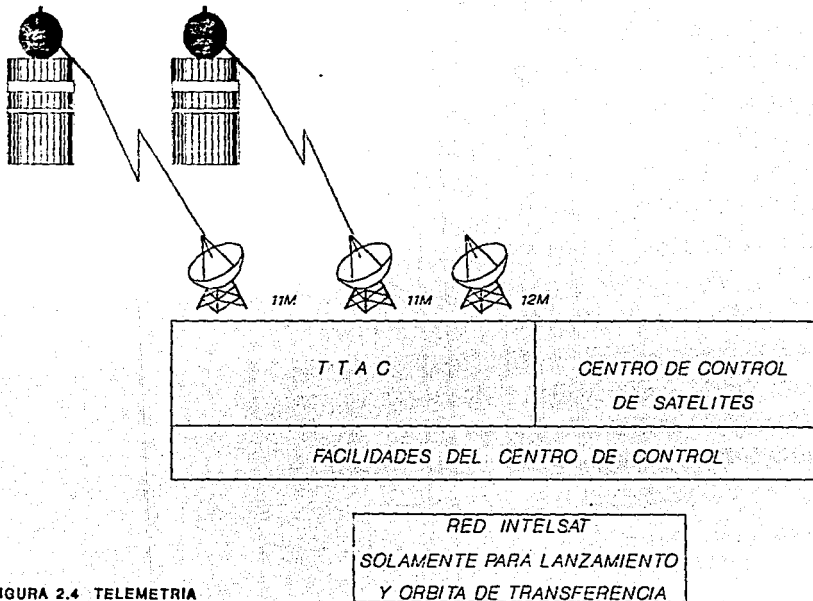


FIGURA 2.4 TELEMETRIA

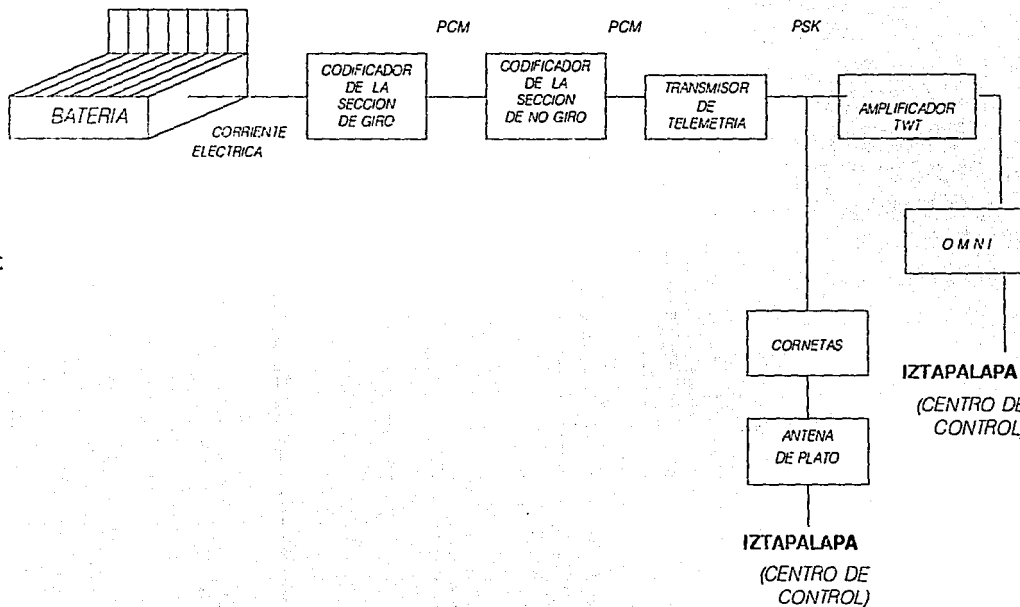


FIGURA 2.5 SEGUIMIENTO DE UNA SEÑAL DE TELEMETRIA

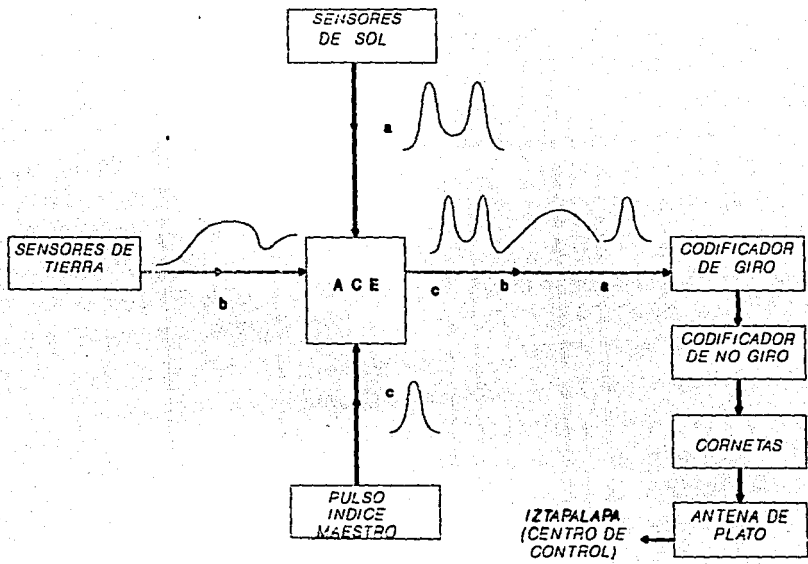


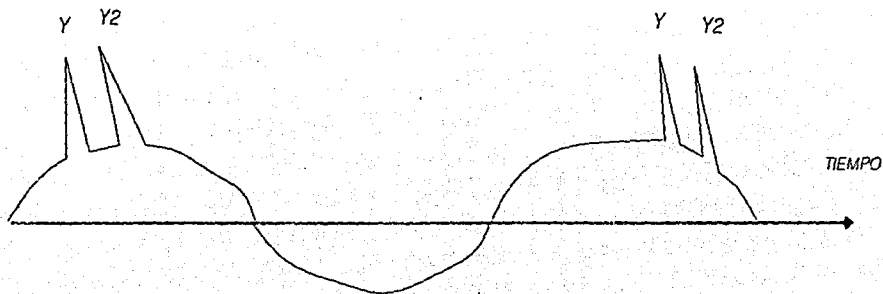
FIGURA 2.6 MODO DE FM TIEMPO REAL

La información de telemetría en FMRT es particularmente útil para conocer la posición del satélite en el espacio y mediante ésta, poder determinar la órbita en la cual se mueve, así como verificar que el eje de giro esta perfectamente alineado, o sufre alguna desviación, además del comportamiento del satélite durante el tiempo de ejecución de una maniobra.

En el caso de FM NUTACION, tenemos una forma de telemetría producida por los acelerómetros, los cuales generan su señal cuando alguna fuerza, es aplicada al satélite en dirección axial. La información proporcionada por éstos sensores, es particularmente útil para que el Subsistema de Orientación pueda corregir cualquier desequilibrio en el giro del satélite. Esta señal es de forma senoidal, tal como se puede apreciar en la figura 2.7.

La señal de comando es una señal enviada de la Estación de Control al satélite con el objeto de modificar la configuración o nivel operativo de algún subsistema del satélite, así como su posición en el espacio (figura 2.8).

El comando puede ser enviado a través de la antena de plato pasando por los receptores de comando y después por los decodificadores que se encargaran de enrutar el comando hacia el subsistema del satélite cuya configuración será modificada. Esta es la forma usual de comandar cuando el satélite se encuentra ya colocado en el espacio. Otra trayectoria que puede seguir el comando, es pasar por la antena OMNI, ésta última trayectoria es la que se utiliza durante la puesta en órbita del satélite, pues la antena de plato se



PERIODO DE NUTACION

PERIODO DE GIRO DEL SATELITE

FIGURA 2.7 TELEMETRIA EN FM NUTACION

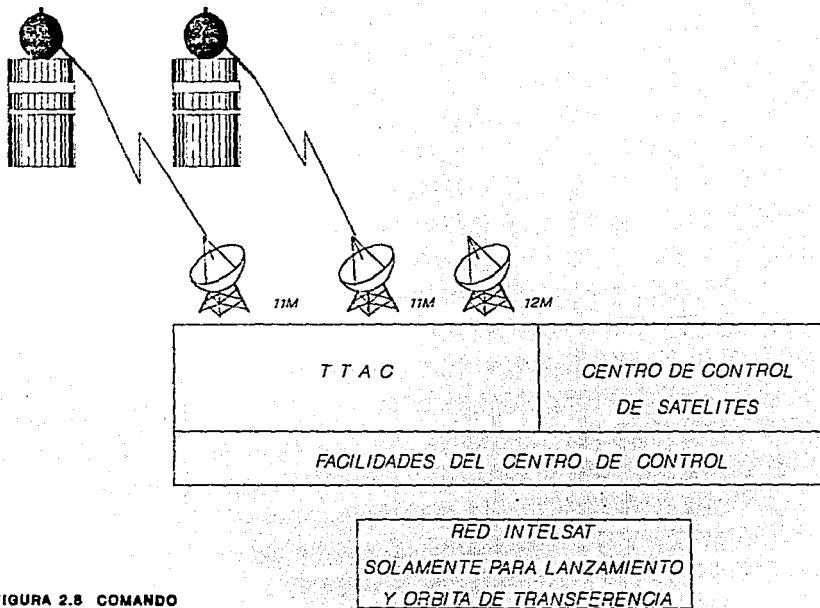


FIGURA 2.8 COMANDO

encuentra plegada en esta etapa. En la figura 2.9, se encuentra un diagrama a bloques de la trayectoria del comando antes de su ejecución.

El Rango es el procedimiento que se sigue para medir la distancia entre la Estación Terrena y el satélite (figura 2.10). Se envía una señal de baja frecuencia al satélite, y éste la regresará a la Estación Terrena. Midiendo el retardo de la señal en su recorrido y el defasamiento de llegada a la Estación Terrena, es posible conocer con suficiente precisión la distancia al satélite.

IZTAPALAPA
CENTRO DE
CONTROL

ANTENA
DE PLATO

CORNETAS

RECEPTOR
DE COMANDO

DECODIFICADOR
DE LA SECCION
DE GIRO Y
NO GIRO

ELECTRONICA
DEL SATELITE

IZTAPALAPA
CENTRO DE
CONTROL

ANTENA OMNI

FIGURA 2.9. SEGUIMIENTO DE UNA SEÑAL DE COMANDO

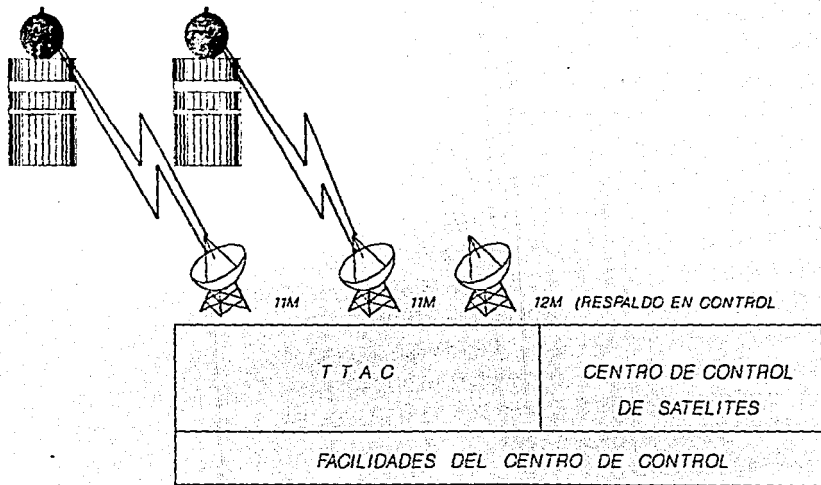


FIGURA 2.10 RANGO

RED INTELSAT
 SOLAMENTE PARA LANZAMIENTO
 Y ORBITA DE TRANSFERENCIA
 Y MANIOBRAS DE RECUPERACION

II.2.2 SUBSISTEMA DE ORIENTACION.

Este Subsistema tiene como propósito proveer el control de la velocidad, control de orientación del eje de giro y estabilización del satélite, así como el control del apuntamiento de la antena de plato.

En la sección giratoria encontramos los siguientes equipos asociados al Subsistema de Orientación: sensores de SOL, sensores de TIERRA, ACELEROMETROS, impulsores RADIALES y AXIALES, y otros equipos de soporte (figura 2.11).

Los satélites Morelos tienen básicamente dos formas de apuntamiento ; el modo primario Radio-Faro (BEACON) y el secundario el modo TIERRA.

En el modo de TIERRA, el satélite, utilizando uno de sus sensores de TIERRA se orienta a nuestro planeta, como se observa en la figura 2.12. El sensor detecta el calor generado por la Tierra. Este modo de apuntamiento a veces tiene problemas con lo que llamamos "interferencia de luna", ya que el sensor detecta también el calor generado por la Luna.

Pero el modo más preciso de apuntamiento es el conocido como BEACON, en el cual el satélite se orienta hacia la estación de Control de Iztapalapa utilizando como referencia una señal enviada por el mismo Centro de Control (figura 2.13).

Para obtener un buen apuntamiento, toman gran importancia los sensores de TIERRA, los sensores de SOL y los pulsos de sincronización llamados MIP's. Por cada periodo de rotación del satélite, se generan: dos pulsos de SOL, dos cuerdas de tierra y dos MIP's.

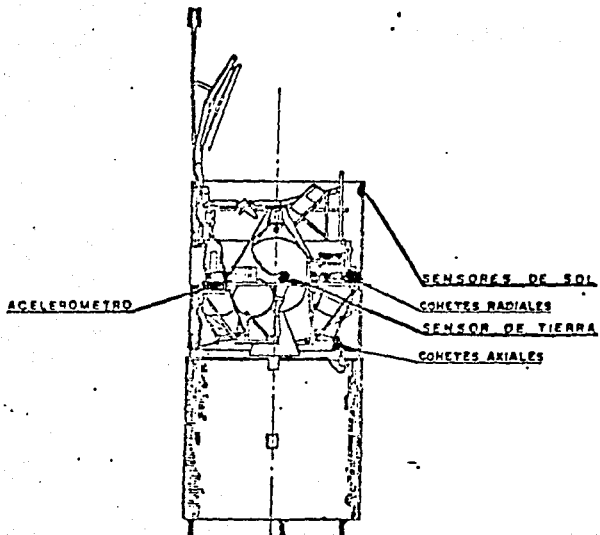


FIGURA 2.11 EQUIPOS DE SOPORTE SECCION GIRATORIA.

FALLA DE ORIGEN

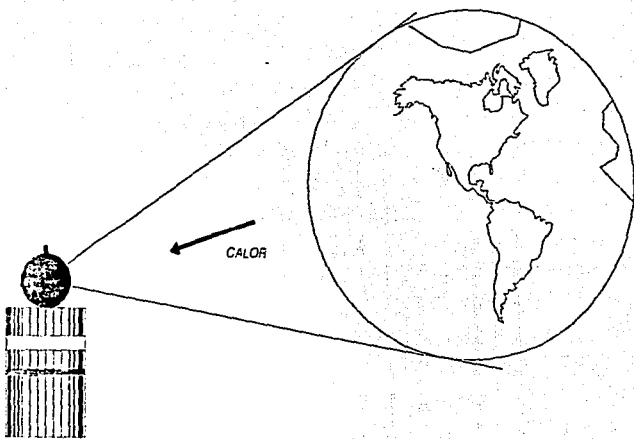


FIG. 2.12 APUNTAMIENTO MODO TIERRA

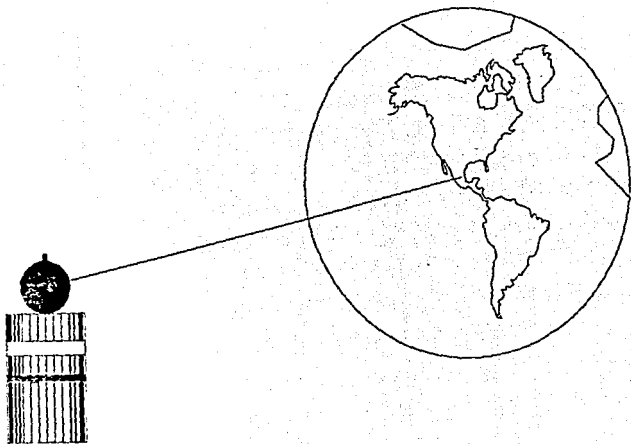


FIG. 2.13 APUNTAMIENTO MODO BEACON

El satélite posee dos sensores de vibración o movimiento axial llamados acelerómetros, los cuales sirven para detectar cualquier proceso de desestabilización en el giro del satélite, llamada NUTACION, y que consiste en que el satélite en lugar de girar sobre su eje axial, buscará otro eje de giro. Esto es muy parecido a lo que hace un trompo cuando pierde su velocidad inicial y tiende a girar inclinado, hacia el plano, lo cual podría ser muy peligroso para los componentes del satélite. Para remediar esta posible desestabilización, los satélites están equipados con un sistema llamado DANDE (electrónica de amortiguamiento de nutación activa de desestabilización), el cual recibe la señal de los acelerómetros, y corrige la inestabilidad mediante movimientos sincronizados de la plataforma que soporta la antena de plato. Si el DANDE no llega a corregir el problema, actuaría otro sistema al que llamamos ANC (control de nutación activo), que utiliza los cohetes axiales para corregir la desestabilización.

La información de este Subsistema es enviada al Centro de Control en las formas de "Telemetría en Tiempo Real" y "Nutación", para su evaluación.

II.2.3 SUBSISTEMA DE PROPULSION.

El Subsistema de Propulsión (presentado esquemáticamente en la figura 2.14), nos permite ejecutar las maniobras de control de velocidad y posición del satélite mediante comandos generados en Tierra. Durante las maniobras de orientación, la válvula del propulsor es abierta y la hidracina (N_2H_4 , "combustible" utilizado por el satélite) es presurizada hacia el propulsor donde se descompone catalíticamente para producir el empuje. El combustible está contenido en 4 tanques coniesféricos de aleación ligera de Titanio (dos tanques por cada medio Subsistema), interconectados a través de una válvula de paso que permite la transferencia del combustible entre cada dos tanques, conformando así dos medios Subsistemas para asegurar la redundancia y disponibilidad de cualquiera de los propulsores. El combustible es utilizado proporcional y racionalmente para no desestabilizar la masa y alargar la vida útil del satélite.

La capacidad de combustible es suficiente para soportar la vida de la misión (9 años). Sin embargo, este tiempo se puede alargar o acortar dependiendo de la administración eficiente que se haga del combustible.

Se cuenta con 2 propulsores por cada medio subsistema, uno axial y otro radial; su colocación y orientación son ilustradas en la figura 2.15. Gracias a éstas unidades el satélite puede modificar y reorientar su posición en el espacio. Además la figura muestra una tabla que nos indica el tipo de aplicación para cada propulsor según los diferentes tipos de maniobra.

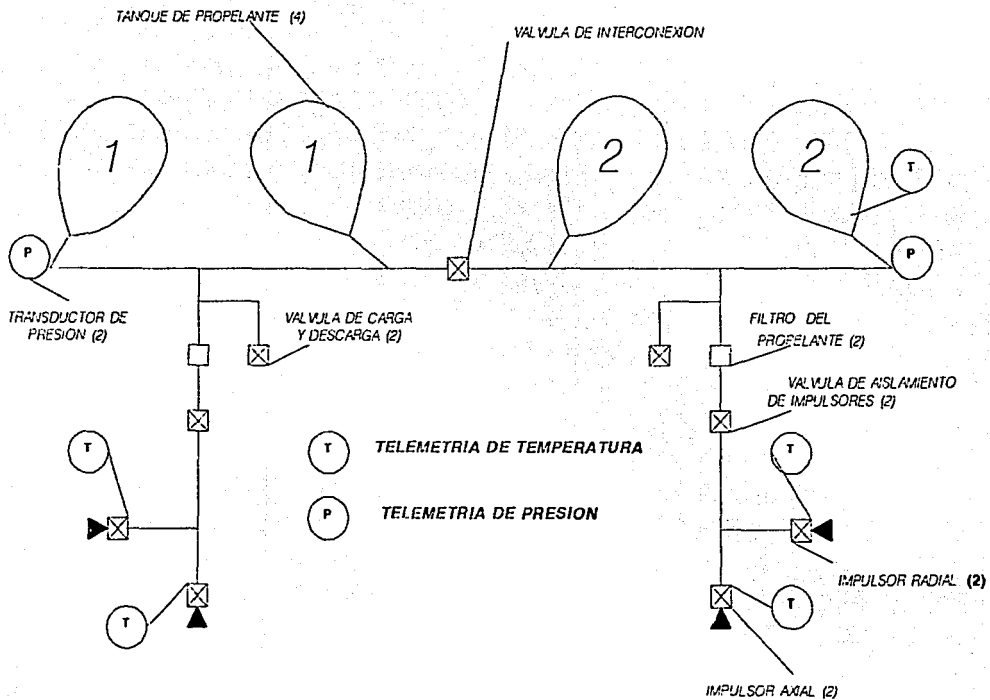
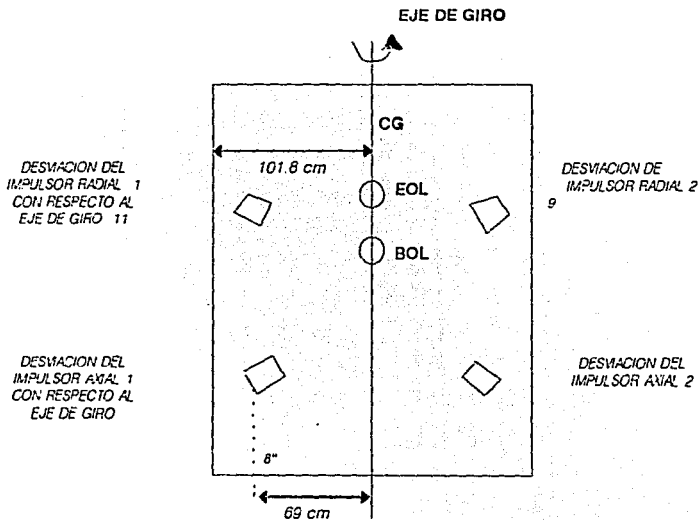


FIGURA 2.14 SUBSISTEMA DE PROPULSION



OPERACION DEL RCS	
MANIOBRA	IMPULSOR
DERIVA	R1 O R2
INCLINACION	A1 Y/O A2
ORIENTACION	A1 O A2
CONTROL DE GIRO	R1,R2,A1,A2

FIGURA 2.15 PROPULSORES

Como parte del subsistema de propulsión se tiene el motor de perigeo (MP) y el de apogeo (MA) los cuales son utilizados únicamente en la puesta en órbita. Cuando se lanzaron los Morelos fueron utilizados los servicios del transbordador espacial (Discovery para Morelos I y Atlantis Morelos II) quien llevó al satélite a una altura de 257 km (fig. 2.15.1) y lo dejó girando a una velocidad de 50 rpm., a los 45 minutos de abandonar el transbordador, fue encendido el "MP", con este impulso se dejó al satélite en una órbita elíptica conocida como órbita de transferencia, con apogeo de aproximadamente 35,880 km y perigeo de 257 Km, un minuto después de la finalización del encendido se desprende el "MP", se reorienta a la posición de encendido de apogeo y al cuarto apogeo se enciende el "MA", este impulso lo lleva casi a una posición geoestacionaria. Un vez ahí se orienta el eje de giro, se despliega la antena de plato, se extienden los paneles solares, se adquiere el modo de apuntamiento Tierra y finalmente el modo de apuntamiento Beacon; a partir de este momento se esta en la fase de operación normal la cual se mantiene hasta el fin de vida.

Al término de su vida útil, el satélite es deorbitado a un mínimo de 75 Km de la órbita geoestacionaria, haciendo uso del combustible que el personal de dinámica orbital determine para este propósito. Finalmente se pliegan los paneles solares y se apaga el equipo del satélite; como sucedió con el Morelos I el 1ro de Marzo de 1994 quedando a una distancia de 285 Km de la órbita geoestacionaria.

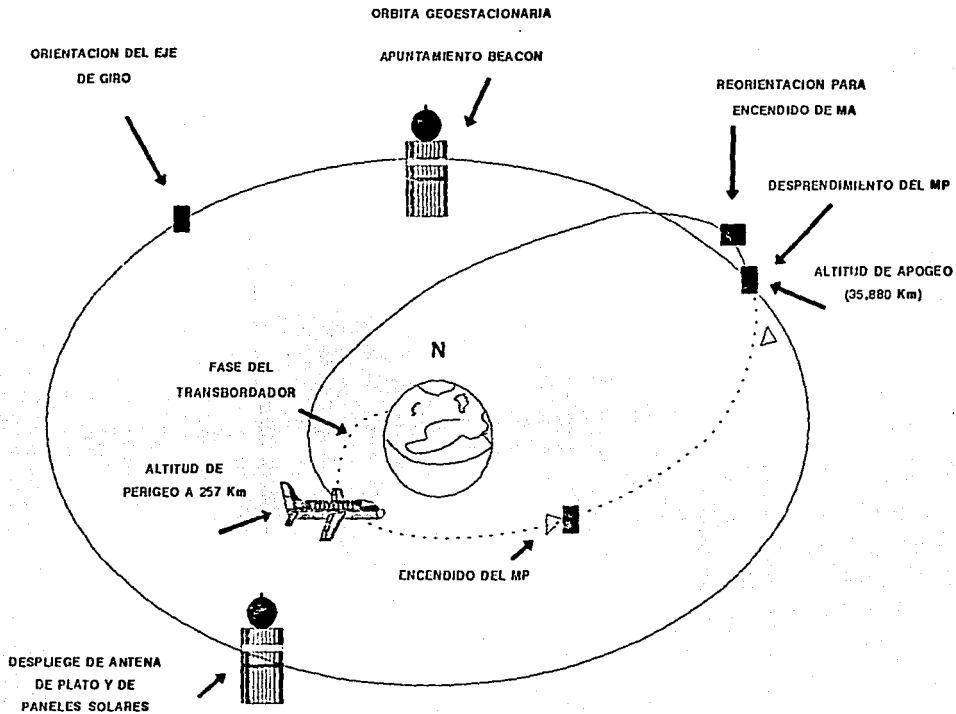


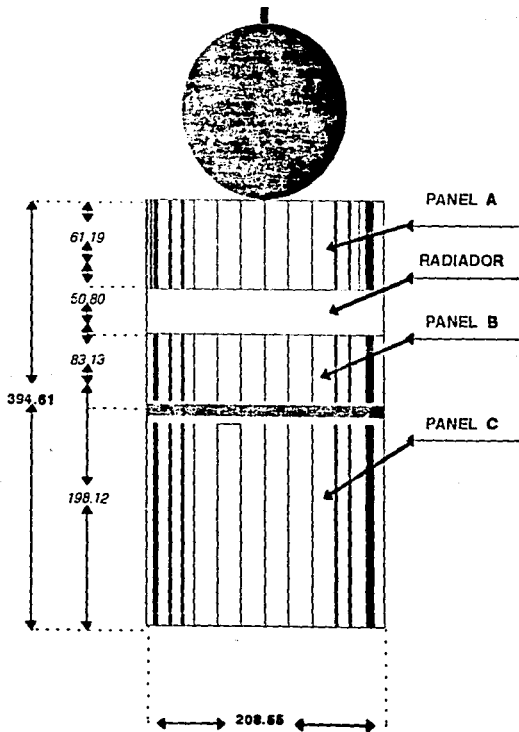
FIGURA 2.15.1 PUESTA EN ORBITA DEL MORELOS

II.2.4 SUBSISTEMA DE POTENCIA ELECTRICA

El Subsistema de Potencia Eléctrica proporciona tanto la potencia primaria como la secundaria, a dos sistemas de alimentación eléctrica independientes entre sí, y que alimentan a todos los subsistemas del satélite.

La potencia primaria se obtiene con la conversión de energía solar a eléctrica mediante celdas solares montadas en el cuerpo cilíndrico del satélite (la figura 2.16 muestra los paneles solares desplegados) que generan 940 watts, y mediante el uso de limitadores de corriente se mantiene estable el voltaje del satélite. La energía secundaria, que fue utilizada durante el lanzamiento y ahora en los eclipses, es provista por dos baterías de níquel-cadmio que contienen 32 celdas, capaces de generar 830 watts.

El satélite en época de equinoccio (Primavera y Otoño), durante 46 días, deja de recibir la energía solar (eclipse) debido a que la Tierra se interpone entre el Sol y el satélite (como se puede apreciar en la figura 2.17). A lo largo de esta época la duración de los eclipses va de los 10 hasta los 72 minutos aproximadamente. Durante este lapso de tiempo la energía necesaria para el funcionamiento del satélite la proporcionan los paquetes de baterías, de 8 celdas de 1.5 volts cada una y un sistema de regulación de voltaje. En la figura 2.18 se pueden apreciar los 8 paquetes de baterías.



UNIDADES EN cm

FIGURA 2.16 PANELES SOLARES

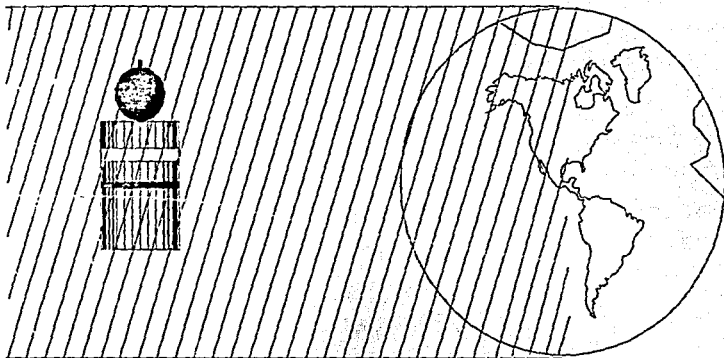


FIG. 2.17 ECLIPSE

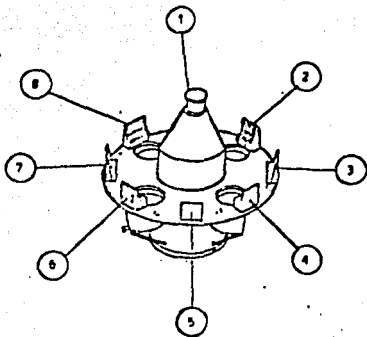


FIGURA 2.18 PAQUETES DE BATERIAS.

Para que las baterías tengan larga vida, deben ser reacondicionadas antes de cada período de eclipses; esto es, se descargan y posteriormente se cargan a un tipo de carga rápida, proceso que dura aproximadamente una semana por cada batería. Después de cada eclipse las baterías son recargadas aprovechando la energía de las celdas solares.

Existen básicamente dos tipos de carga; lenta (Trickle "T") y Media (Médium "M"); además, combinaciones de estas hacen más rápida la carga, las cuales serían en forma ascendente de rapidez T, M, 2M, M+T, y 2M+T. De estas configuraciones de carga las más utilizadas en el satélite son la de T (0.34 amp) y M+T (1.2 amp).

II.2.4.1 ENERGÍA RADIADA POR EL SOL PARA EL SATELITE MORELOS

¿ Cómo se garantiza la energía que el satélite consume durante su vida útil ?

Se garantiza realizando un estudio, que parte de las leyes que rigen el Universo, es decir, sabemos de la 1^{ra} Ley de Kepler que las órbitas permanentes son elipses caracterizadas por su excentricidad y en uno de cuyos focos se halla el astro principal fig 2.19. Para calcular la energía que recibe el satélite podemos considerar, que es la misma, que radia el Sol a la atmósfera de la Tierra multiplicada por el área de captación solar del satélite y la eficiencia de las celdas solares; ya que la distancia entre la Tierra y el satélite es despreciable en comparación con la de la Tierra al Sol.

$$E_{\text{sat}} = S \cdot A_{\text{capt}} \cdot \eta_{\text{cel}} \dots \dots \dots (1)$$

Donde:

E_{sat} = Energía eléctrica disponible recibida por el satélite

S = Energía radiada por el Sol

A_{capt} = Área de captación solar del satélite

η_{cel} = Eficiencia de las celdas del panel solar

Para calcular la energía radiada por el Sol consideremos que cualquier superficie que absorba toda la energía incidente, será también la mejor superficie emisora posible. Tal superficie no reflejará energía y, por tanto, parecerá negra (siempre que su temperatura no sea tan alta que resulte autoluminosa). Se denomina superficie negra ideal, y al cuerpo que tiene esta superficie se le llama cuerpo negro ideal, emisor ideal o simplemente cuerpo negro.

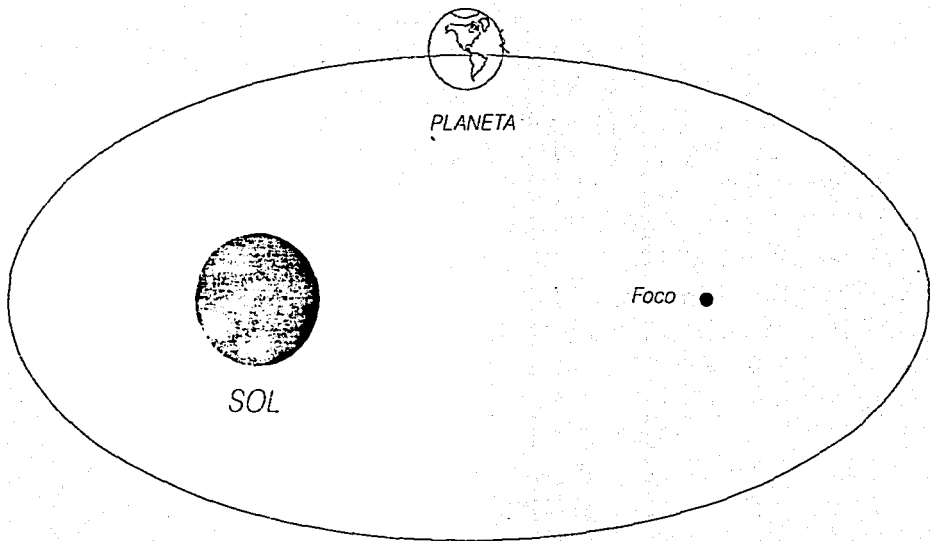


FIGURA 2.19 PRIMERA LEY DE KEPLER

Por lo anterior podemos considerar al Sol como un cuerpo negro. Esta consideración nos permite utilizar la ley de Stefan Boltzmann, que en forma experimental demuestra que la cantidad de energía emitida por unidad de tiempo desde una superficie es proporcional al área de la superficie y a la cuarta potencia de la temperatura absoluta T. También depende de la naturaleza de la superficie, expresada por un número no dimensional ϵ , que está entre 0 y 1. Entonces, la relación puede expresarse como :

$$S = A\epsilon T^4 \dots \dots \dots (2)$$

Donde:

- S = Energía radiada por el Sol
- A = Área de la superficie
- ϵ = Constante de Stefan Boltzmann
- $\epsilon = 5.6699 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \text{ K}^4$
- T = Temperatura del Sol
- T = 5762 K
- ϵ = Poder emisor de la superficie

El número ϵ , que caracteriza las propiedades de emisión de una superficie determinada, en general, es mayor para las superficies rugosas oscuras que para las claras y pulidas. Por lo que para nuestro caso como la superficie es un cuerpo negro $\epsilon = 1$.

Si 1m^2 de superficie de Sol emite un flujo Q_s , el total de flujo emitido por el Sol es:

$$4\pi R_s^2 Q_s \dots \dots \dots (3)$$

Donde:

- R_s = Radio del Sol
- $R_s = 696 \times 10^6 \text{ m}$

Quando los rayos solares llegan a la Tierra, la energía no es mayor a la que distribuye su superficie $4\pi R_{\text{T}}^2$, a toda el área de la órbita que describe la Tierra $4\pi r^2$ al rededor del Sol.

Donde:

r = radio de la órbita de la Tierra alrededor del Sol

Por esta expansión radial de los rayos solares y por la ley de conservación de la energía, la densidad de energía es:

$$4\pi R_{\text{S}}^2 Q_{\text{S}} / 4\pi r^2 Q_{\text{T}} = (R_{\text{S}}^2 / r^2) \dots \dots \dots (4)$$

Por lo tanto este factor es considerado como densidad de flujo (ρ).

$$\rho = R_{\text{S}}^2 / r^2 \dots \dots \dots (5)$$

Por lo tanto tomando estas consideraciones la ecuación 2 queda de la siguiente manera:

$$S = \rho \delta T^4 \dots \dots \dots (6)$$

Sustituyendo 5 en 6 tenemos que :

$$S = (R_{\text{S}}^2 / r^2) \delta T^4 \dots \dots \dots (7)$$

Como vimos, de la 1^{ra} Ley de Keplor la órbita de la Tierra al rededor del Sol es una elipse y por lo cual, su radio (r) varía de acuerdo al día del año. Este radio se puede calcular partiendo de la ecuación canónica de la elipse:

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1 \dots \dots \dots (8)$$

y si las coordenadas polares "r" y "φ" son tomadas, de tal manera que "φ" sea el ángulo que represente la posición de la Tierra en diferente día del año y que un punto "p" represente este desplazamiento y este punto está dado por:

$$p = a(1 - e^2) \dots \dots \dots (9)$$

Donde :

- a = eje mayor de la elipse
- e = excentricidad de la órbita
- e = 0.0167086

Entonces la ecuación polar de la elipse queda:

$$r = p / (1 + e \cos \phi) \dots \dots \dots (10)$$

$$r = a(1 - e^2) / (1 + e \cos \phi) \dots \dots \dots (11)$$

Donde:

$$a = ((\mu^{1/2} T_M) / 2\pi)^{2/3} \dots \dots \dots (12)$$

μ = constante gravitacional

$$\mu = 1.327 \times 10^{11} \text{ Km}^3 / \text{s}^2$$

$$\mu = 1.327 \times 10^{20} \text{ m}^3 / \text{s}^2$$

T_M = Periodo de traslación de la Tierra

$$T_M = 365 \text{ d } 8 \text{ h } 9 \text{ min } 7 \text{ seg}$$

$$T_M = 31558147 \text{ seg}$$

Sustituyendo en la ecuación 11 tenemos que:

$$a = 1.49593041 \times 10^{11} \text{ m}$$

$$r = a(1 - e^2) / (1 + e \cos \phi) \dots \dots \dots (11)$$

$$S = (R_g^2 / r^2) \delta T^4 \dots \dots \dots (7)$$

$$S = (R_g^2 (1 + e \cos \phi) \delta T^4) / (a(1 - e^2))^2 \dots (13)$$

Considerando ϕ igual a cero que representa el primer día del solsticio de invierno en el cual la Tierra se encuentra más cercana al sol y sustituyendo valores ya conocidos en la ecuación 13 tenemos:

$$S = \frac{(5698 \times 10^8)^2 (1 + (0.0167086 \cos 0)) (5.6899 \times 10^{-8}) (5762^4)}{(1.4959304 \times 10^{11} (1 - 0.0167086^2))^2} \dots (14)$$

$$S = 1376.26 \text{ W} / \text{m}^2$$

Una vez obtenida la energía radiada por el sol y que sabemos que la eficiencia (λ) de las celdas solares del satélite Morelos es de aproximadamente el 8.5% solo resta calcular el área de captación de energía solar del satélite Morelos y así sustituir en la Ec. (1). Por lo tanto sabemos la fórmula para el área de un cilindro, que es la forma que tiene este satélite:

$$A = 2\pi rh \dots \dots \dots (15)$$

Diámetro del satélite = 2.16 m

Altura del panel solar = 3.94 m

Pero como el satélite se encuentra girando esto nos da sólo una tercera parte de área de captación por lo tanto:

$$A = (2/3)\pi(1.08)(3.94)$$

$$A = 8.91207 \text{ m}^2 \dots \dots \dots (16)$$

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

Sustituyendo valores en (1) tenemos que la mayor energía eléctrica disponible, ocurre en el primer día del solsticio de Invierno y en watts esta dada por:

$$E = S A A \dots \dots \dots (1)$$

$$E = (1376.2684 \text{ W/m}^2)(8.91207\text{m}^2)(0.085)$$

$$E = 1041.9206 \text{ Watts}$$

La menor energía eléctrica disponible es cuando ϕ es igual a 180 y esto es en el solsticio de verano en ese momento la energía radiada por el Sol es:

$$S = 1331.0332 \text{ W / m}^2$$

Sustituyendo en (1) tenemos :

$$E = (1331.0332 \text{ W/m}^2)(8.91207\text{m}^2)(0.085)$$

$$E = 1008.9306 \text{ Watts}$$

Para observar el comportamiento de los 365 días del año a continuación se presenta la tabla 2.2 de datos y la fig. 20 correspondiente, con las cuales podemos observar que se garantiza la energía eléctrica en el satélite durante toda su vida útil.

TABAL 2.2

TABLA DE DATOS EN DIFERENTES DIAS DEL AÑO

$$E = \left(\frac{(696E6^2(1 + (.0167(\cos \lambda))) (5.6699E-8) (5762^4))}{((1.49593041E11(1 - 0.0167086^2))^2)} \right)$$

*(8.91207) * (.085)

DIAS	WATTS
0	1041.9206
1	1041.9181
2	1041.9105
3	1041.898
4	1041.8804
5	1041.8578
6	1041.8302
7	1041.7976
8	1041.7601
9	1041.7175
10	1041.67
18	1041.1133
19	1041.0219
20	1040.9258
36	1038.7703
37	1038.5991
38	1038.4238
54	1035.1211
55	1034.8867
56	1034.6495
72	1030.5228
73	1030.2483
74	1029.9722
90	1025.4256
91	1025.1377
92	1024.8499
108	1020.3284
109	1020.0553
110	1019.784
126	1015.7301
127	1015.4987
128	1015.2703
144	1012.0809
145	1011.9137
146	1011.7506
162	1009.7379
163	1009.6513
164	1009.5696
179	1008.9331
180	1008.9306
181	1008.9331

198	1009.7379
199	1009.8293
200	1009.9254
216	1012.0809
217	1012.2521
218	1012.4274
234	1015.7301
235	1015.9644
236	1016.2017
252	1020.3284
253	1020.6029
254	1020.879
270	1025.4256
271	1025.7135
272	1026.0013
288	1030.5228
289	1030.7958
290	1031.0672
306	1035.1211
307	1035.3525
308	1035.5809
324	1038.7703
325	1038.9375
326	1039.1006
342	1041.1133
343	1041.1998
344	1041.2816
360	1041.9206
361	1041.9181
362	1041.9105
365	1041.8578

GRAFICA DE ENERGIA DISPONIBLE EN UN AÑO

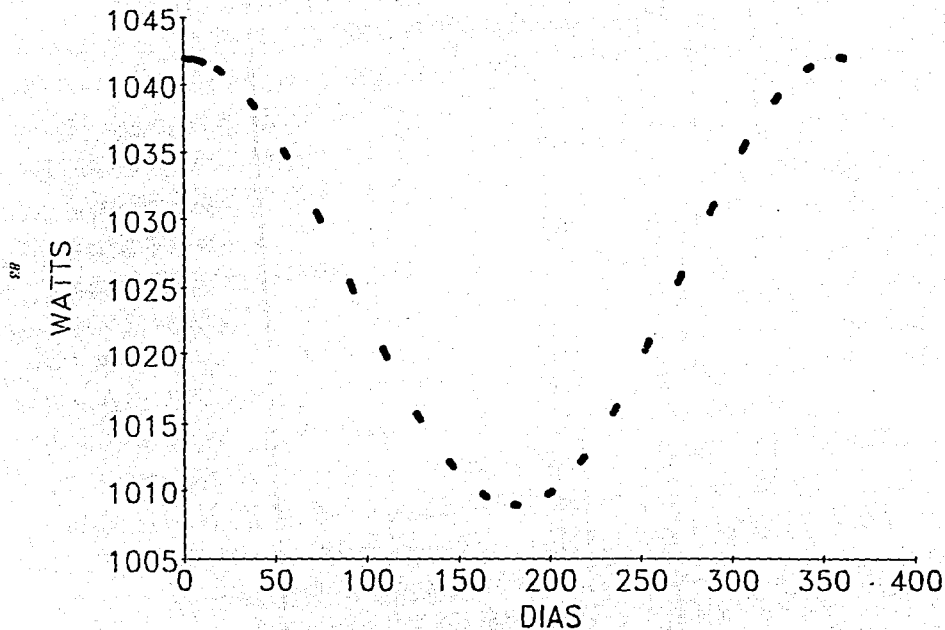


FIGURA 2.20

II.2.5 SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES.

El Subsistema de Comunicaciones consiste en una sección de antena y 22 canales repetidores (transpondedores), que operan en la banda C y en la banda Ku.

Los dos parámetros más importantes de cada satélite, son la potencia de transmisión y el ancho de banda de los transpondedores.

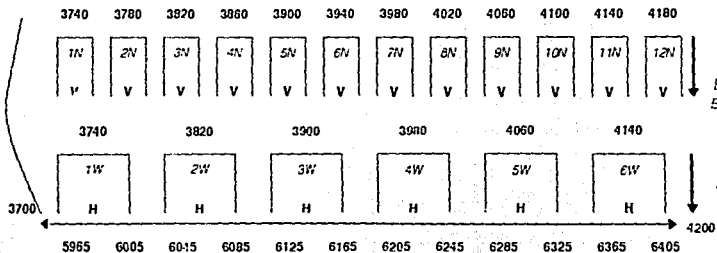
La parte correspondiente a la banda C utiliza el concepto de reuso de frecuencia, lo que permite una capacidad de 12 canales de banda angosta (36 MHz) y 6 de banda ancha (72 MHz). El plan de frecuencias se muestra en la figura 2.21.

Por lo que se refiere a la banda Ku, no se hace reuso de frecuencia y se cuenta con 4 canales o transpondedores de 108 MHz de ancho de banda cada uno. El plan de frecuencias se muestra en la figura 2.22.

El ancho de banda de un transpondedor y la potencia de transmisión del mismo determinan la cantidad de información, con calidad aceptable, que puede enviarse por él. En general, un transpondedor de 36 MHz tiene una capacidad base de procesamiento de señal, los transpondedores de 72 y 108 MHz tienen, respectivamente el doble y el triple de la capacidad de uno de 36 MHz.

E
N
L
A
C
E
D
E
B
A
J
A
D
A

FRECUENCIAS CENTRALES MHz



ENLACE DE SUBIDA

COMANDO
ANTENA
OMNI

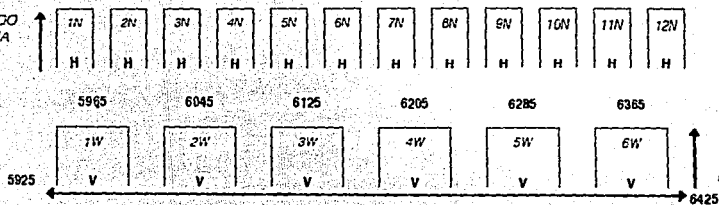


FIGURA 2.21 PLAN DE FRECUENCIA BANDA C.



FIGURA 2.22 PLAN DE FRECUENCIA BANDA Ku

La banda C utiliza TOP's (tubos de onda progresiva) de 7 y 10.5 watts que, agregados a la alta ganancia producida por la antena parabólica del satélite, producen una señal de transmisión con una potencia isotrópica radiada efectiva de 36 y 39 dBW en el contorno del país, para los transpondedores de banda angosta y banda ancha, respectivamente, en polarizaciones cruzadas. Los transpondedores de la banda Ku emplean amplificadores TOP's de 19.4 watts., y considerando la ganancia de la antena a esta frecuencia, proveeran señales con potencia de 44.3 dBW.

Las señales de 6 GHz se reciben en el reflector parabólico y se convierten a 4 GHz en dos de los cuatro receptores redundantes (figura 2.23). La ganancia de cada canal se selecciona en un atenuador de control remoto y las señales se enrutan a través de la antena transmisora. En la tabla 2.3 se indican las principales características del Subsistema de Comunicaciones.

Para la banda Ku, la señal de 14 GHz se recibe en el arreglo planar y se convierte a 12 GHz en uno de los dos receptores redundantes. Para la transmisión de esta banda, se utiliza la antena parabólica (figura 2.24).

Obsérvese que en la figura 2.23 se tienen 2 amplificadores de reserva (TOP) para cada una de las bandas (banda C, 36 MHz y 72 MHz, banda Ku 108 MHz). la tabla 2.4. muestra los valores nominales de operación del subsistema de comunicaciones.

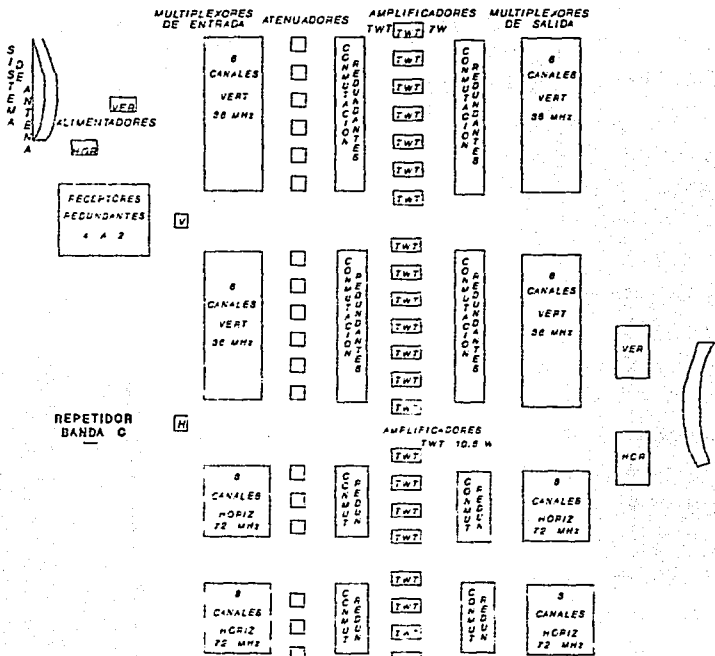


FIGURA 2.23 SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES
REPETIDOR DE BANDA C

88

TABLA 2.3

CARACTERISTICAS DEL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES

DESCRIPCION	CARACTERISTICAS	
	BANDA C	BANDA KU
NUMERO DE CANALES	12 BANDA ANGOSTA 06 BANDA ANCHA	4
ANCHO DE BANDA DE LOS CANALES (MHZ)	36 BANDA ANGOSTA 72 BANDA ANCHA	108
POTENCIA DE SALIDA DE LOS TWT	7.0 BANDA ANGOSTA 10.5 BANDA ANCHA	19.4
BANDAS DE FRECUENCIA (GHz)		
RECEPCION	5.9 a 6.4	14.0 a 14.5
TRANSMISION	3.7 a 4.2	11.7 a 12.2
ANTENA		
RECEPCION	1.8 M, DIAMETRO DEL REFLECTOR	ARREGLO PLANAR
TRANSMISION	1.8 M, DIAMETRO DEL REFLECTOR	1.8 M, DIAMETRO DEL REFLECTOR
CONTROL DE GANANCIA DE CANAL	0, 3, 6, 9 dB DIRECCIONABLE	0, 3, 6, 9 dB DIRECCIONABLE

REPETIDOR
BANCA Ku

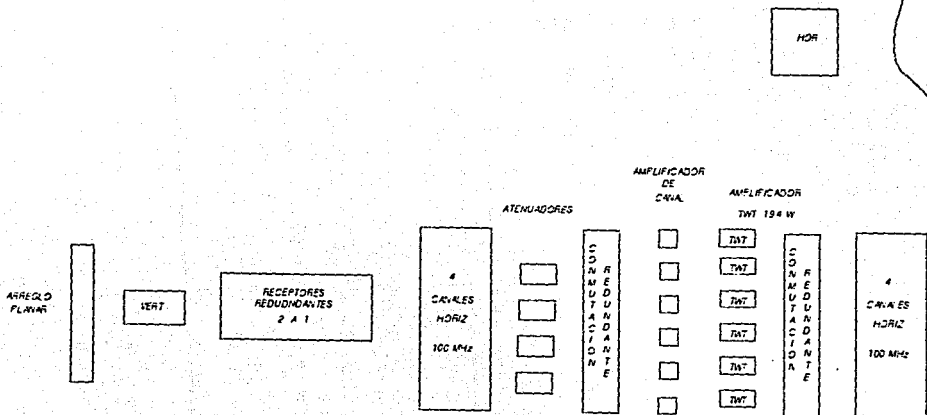


FIGURA 2.24 SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES
REPETIDOR BANCA Ku

TABLA 2.4

PARAMETRO	BANDA C	BANDA KU	
	BANDA ANGOSTA	BANDA ANCHA	
G/T			
GANANCIA MINIMA DE ANTENA RECEPTORA, dB	31.3	29.4	30.5
TEMPERATURA DE RUIDO DE ANTENA RECEPTORA, OK	290	290	290
FIGURA DE RUIDO DEL REPETIDOR, dB	27.6	27.6	27.6
G/T, dB/OK	3.7	0.6	1.0
PIRE			
SALIDA DE LOS TWT, dBW	8.7	10.4	12.9
PERDIDAS EN LAS SALIDAS, dB	1.2	1.1	0.8
GANANCIA MINIMA DE LA ANTENA TRANSMISORA, dB	28.5	29.27	32.2
PIRE, dBW	36.0	39.0	44.3
DENSIDAD DE FLUJO DE SATURACION, dBW	-89.5	85.9	-88.8

II.2.5.1. ANTENAS DE COMUNICACIONES: El Subsistema de antenas de comunicaciones es en realidad, un arreglo de varias antenas. Se forman 6 diferentes haces de comunicaciones, además de los haces para rastreo.

El corazón del Subsistema de antenas es un reflector parabólico dual, ensamblado y localizado en el extremo de la plataforma no giratoria y apuntando nominalmente hacia el centro de la República Mexicana.

El reflector dual se ensambla con sus respectivos alimentadores, formando 5 de los 6 haces de comunicaciones. Los 5 haces son para: la transmisión de la banda C, polarización vertical y horizontal; recepción de la banda C, polarización horizontal y vertical; y la transmisión de la banda Ku, polarización horizontal. El sexto haz está relacionado con la recepción de la banda Ku en el arreglo planar.

II.2.5.2. REFLECTOR PARABOLICO: La antena de reflector parabólico se utiliza para la transmisión y recepción de las señales de banda C y para la transmisión de las señales de la banda Ku. Esta antena también se utiliza en los enlaces de Radio-Frecuencia para el Subsistema de Telemetría, Comando y Rango, y recibe señales de BEACON (rastreo), para los Subsistemas de Control de Orientación.

El reuso de frecuencia en la banda C se logra por medio de Haces polarizados ortogonalmente. Por consiguiente, el Subsistema de Antenas recibe y transmite tanto en polarización vertical como horizontal. Se utilizan dos superficies reflectoras (una para cada polarización), las cuales se enciman para formar una sola estructura física.

II.2.5.3. ARREGLO PLANAR: La estructura del arreglo planar (figura 2.25) es la primera en su clase, que se usa en un satélite comercial. Con este arreglo se opera la parte de recepción de las señales de banda Ku en el satélite. El arreglo consiste en 32 segmentos planares idénticos y se localiza directamente al frente de las cornetas que alimentan al reflector parabólico.

El arreglo esta protegido del medio ambiente térmico/solar con el mismo tipo de material (germanio), generalmente utilizado en todos los reflectores parabólicos.

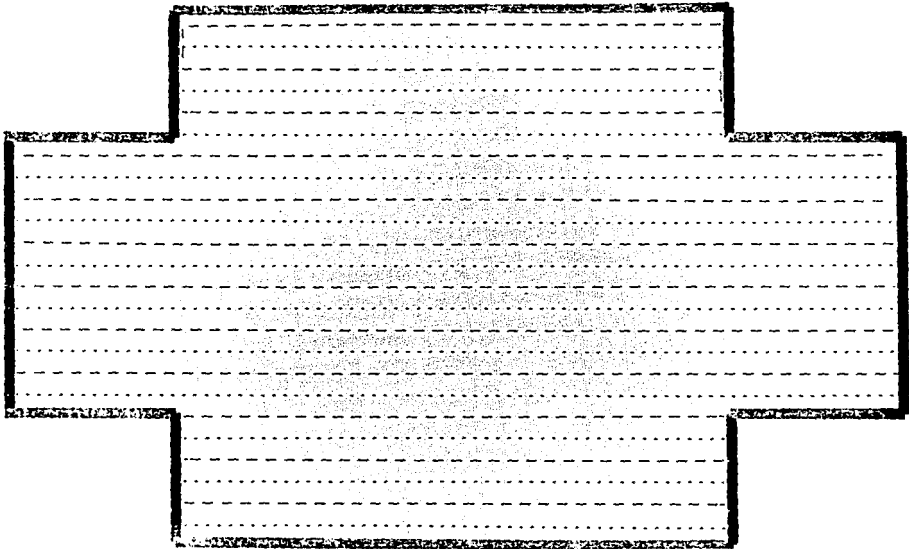


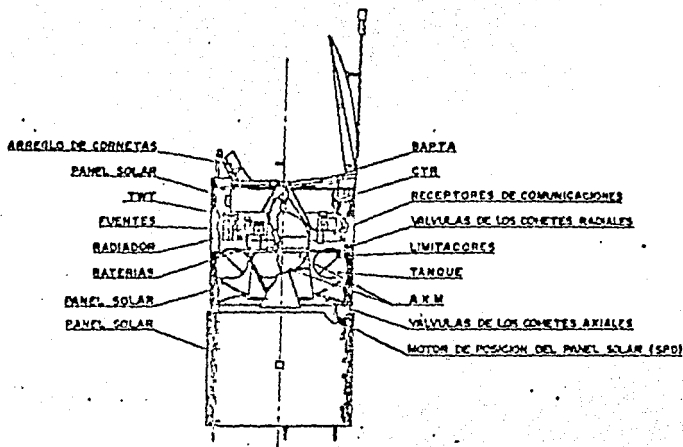
FIGURA 2.25 ARREGLO PLANAR

II.2.6 SUBSISTEMA DE CONTROL TERMICO

Este Subsistema tiene como objetivo mantener el balance y control térmico en todo el satélite, lo que permite el buen funcionamiento de las unidades de los diferentes Subsistemas. Esto se logra por medio de calentadores, cobertores o protectores, disipadores y sensores que nos permiten monitorear vía telemetría la temperatura, estos dispositivos se encuentran ubicados en puntos estratégicos a lo largo del satélite (figura 2.26).

En total se tienen 36 sensores de temperatura, divididos de la siguiente manera:

- 4 sensores, dos para los dos propulsores axiales y dos para los dos propulsores radiales.
- 1 sensor en el Subsistema de Propulsión.
- 6 sensores para los receptores de comunicaciones, 4 en la banda C y 2 en la banda Ku.
- 2 sensores en los receptores de comando y rastreo.
- 6 sensores, 4 en los Tubos de Onda Progresiva y 2 en las fuentes de potencia.
- 1 sensor en el arreglo planar donde el satélite recibe la señal de la banda Ku.



SENSORES DE TEMPERATURAS

FIGURA 2.26

- 2 sensores en donde se encuentra el BAPTA
- 2 sensores en el motor que dispara a el satélite hacia su órbita de operación.
- 3 sensores a lo largo de los paneles solares.
- 2 sensores en el cinturón radiador.
- 1 sensor en una de las correderas que permiten subir o bajar el panel solar.
- 2 sensores en los alimentadores de corriente.
- 4 sensores en 4 de los 8 paquetes de las dos baterías.

El equilibrio térmico de los demás Subsistemas del satélite, se logra mediante el uso adecuado de cada una de las unidades que consumen energía eléctrica y la disipan en forma de calor.

En la figura 2.27 se observa el radiador espejado que sirve para rechazar la radiación solar y expulsar el calor producido por los amplificadores de comunicaciones (TOP's).

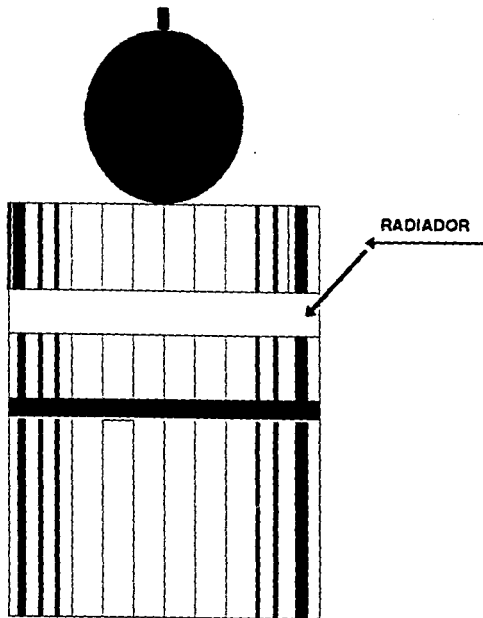


FIGURA 2.27 RADIADOR

CAPITULO III CENTRO DE CONTROL PARA LOS SATELITES MORELOS

Este capítulo se encuentra referido al equipo con que contaba el Centro de Control hasta septiembre de 1993, incluyendo el utilizado por el satélite Morelos I que fue deorbitado en marzo de 1994. Los fines que se persiguen son mostrar el funcionamiento del centro de control para el sistema Morelos, perfectamente ilustrado por este viejo equipo, ya que el nuevo tiene la misma filosofía pero todo se encuentra integrado; por ejemplo el subsistema de banda base se encuentra en la unidad integrada de telemetría y comando ITCU -la cual se vera con más detalle en el capítulo V-. Actualmente, el control del satélite Morelos se realiza con el equipo nuevo que se utiliza para el control de los satélites Solidaridad, pero en esencia el funcionamiento es como se describe en este capítulo (III). Por otra parte, el equipo de computo mencionado aquí dejó de operar en octubre de 1993, pero vale la pena conocerlo para notar el cambio tecnológico entre ambos sistemas de control de satélites.

El Centro de Control (figura 3.1) es un Centro de operaciones, donde se efectúan las tareas de Telemetría, Comando y Rango, para mantener una comunicación permanente con los satélites Mexicanos. Recibe señales de telemetría de cada nave y envía comandos para la configuración de los satélites ó para la corrección de su posición orbital. Además, desde ahí se realiza la medición de la distancia a la que se encuentra el satélite; tarea conocida como rango.

Sus principales funciones son:

a) Control de todas las actividades asociadas con el lanzamiento, órbita de transferencia y operación en órbita geoestacionaria, de los dos satélites (Morelos I [hasta el 11 de marzo de 1994] y Morelos II) y capacidad para un tercero, aplicada en caso de recuperación de satélites extranjeros.

b) Recepción y procesamiento continuo de 4 flujos de telemetría (2 por cada satélite) de tiempo real a través de dos computadoras PDP/11-70 [hasta Octubre de 1993].

c) Transmisión de comandos en forma manual o vía computadora, para cambiar la configuración de los equipos del satélite y para encender los cohetes impulsores para la corrección de la posición orbital.

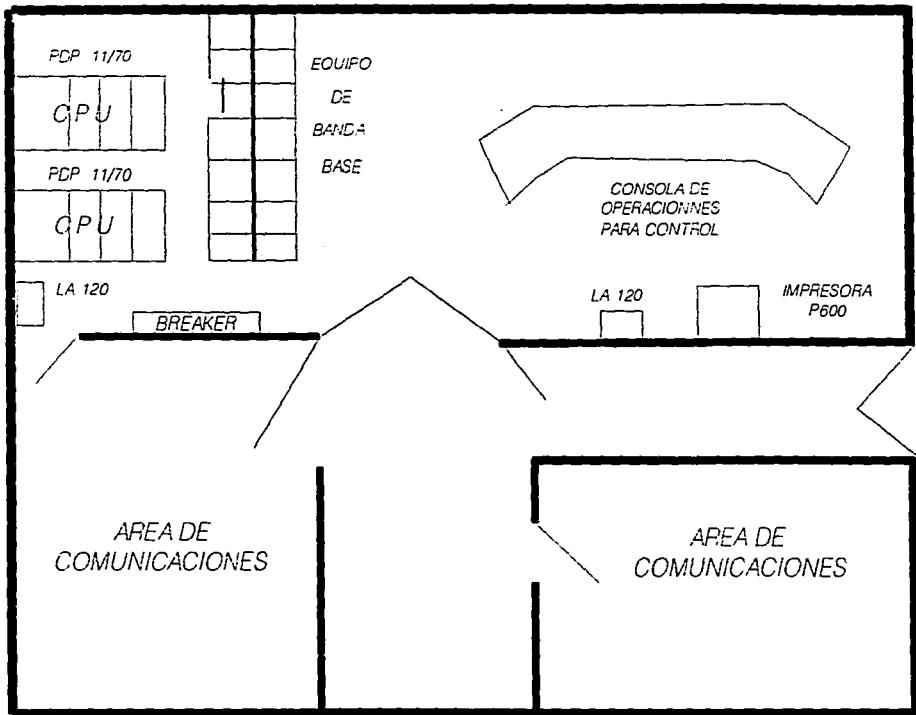


FIG. 3.1 CENTRO DE CONTROL DE LOS SATELITES MORELOS

d) Determinación de la posición de los satélites a partir de los datos de Rango (elevación, azimut y distancia) y de los datos generados por los sensores de los satélites, para calcular los nuevos parámetros orbitales utilizando la computadora.

e) Obtención de grabaciones en cintas analógicas para tener archivos que permitan establecer una historia detallada de la vida de ambos satélites desde su lanzamiento (después de las pruebas de aceptación del satélite sólo se guardan las cintas que tengan algún acontecimiento relevante; sino, se reciclan cada 50 cintas).

El Centro de Control cuenta con tres antenas (dos de 11 mts y una de 12 mts de diámetro), que reciben y transmiten información de los dos satélites. Una antena de 11 mts estaba orientada permanentemente al Morelos I (hasta el 11/03/94) y la otra antena de 11 mts de igual forma al Morelos II. La antena de 12 mts es usada básicamente durante la puesta en órbita de los satélites y posteriormente como respaldo de las antenas de 11 mts, con funciones de Rastreo, Telemetría, Comando y Rango (figura 3.2).

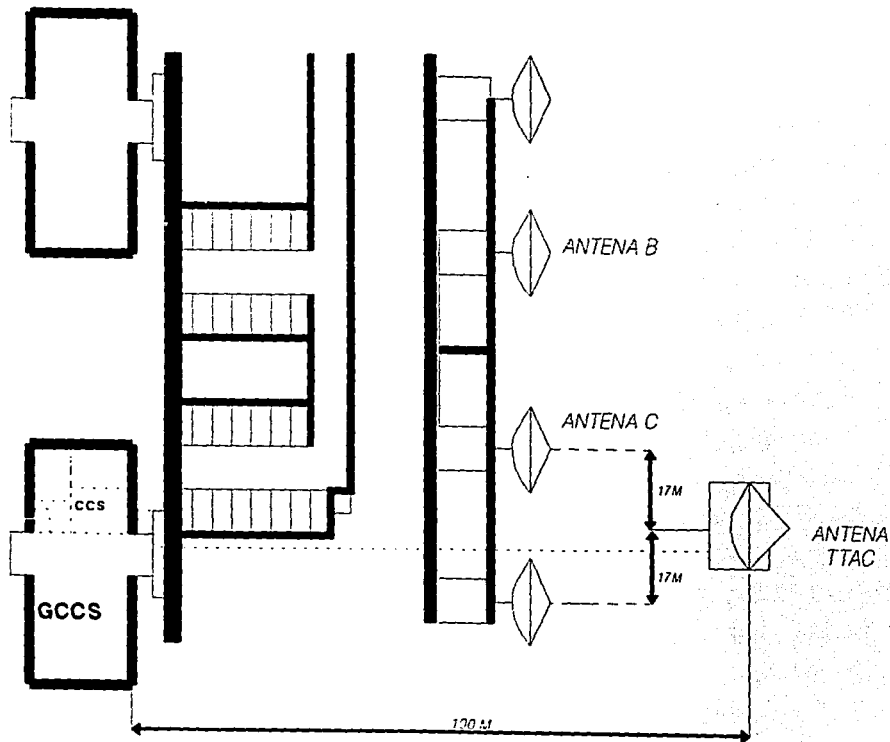


FIGURA 3.2 ANTENAS DEL CENTRO DE CONTROL

El Centro de Control se encuentra conformado por las siguientes etapas y subsistemas (figura 3.3):

1) Subsistema de Radio-Frecuencia.

2) Subsistema de Banda-Base.

2a) Subsistema de TC&R.

2b) Subsistema de Grabación.

2c) Subsistema de Tiempo.

2d) Subsistema de Estado y Control.

2e) Subsistema de Computadoras y Dispositivos de Entrada/Salida

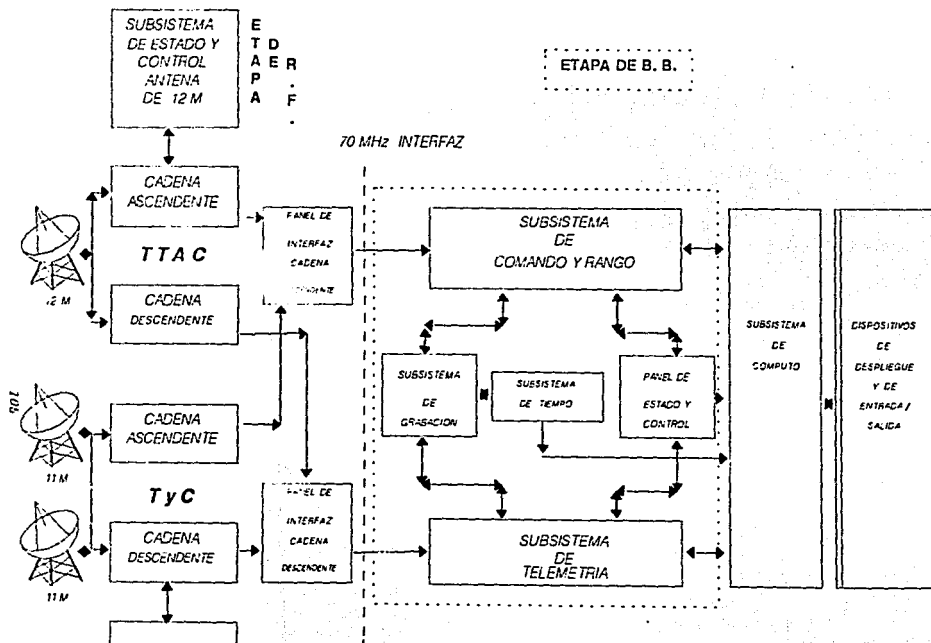


FIGURA 3.3 ETAPAS Y SUBSISTEMAS DEL CENTRO DE CONTROL

III.1 SUBSISTEMA DE RADIO-FRECUENCIA

La etapa de Radio-Frecuencia (R.F.) del Centro de Control, es muy semejante a la etapa de Radio-Frecuencia de una estación terrena normal. La etapa está constituida por tres antenas (hasta noviembre de 1993 a partir de esta fecha se cuenta con cuatro, es decir, tres de 11 mts. y una de 12 mts.); una de alta velocidad de rastreo denominada TTAC (Telemetría, Rastreo y Comando), con un diámetro de 12 mts y dos de 11 mts denominadas TC (Telemetría y Comando), y por todo el equipo asociado a ellas (alimentadores, amplificadores de bajo ruido, convertidores de bajada, convertidores de subida, amplificadores de alta potencia, etc.).

La Telemetría o señal de bajada, es transmitida por el satélite y dependiendo de la antena que este utilice, la señal tendrá las siguientes características:

Antena	:	Omnidireccional	Parabólica
Banda	:	"C"	"C"
Frecuencia	:	3799.5 MHz	4199.5 MHz
Polarización:		Vertical	Horizontal
Modulación	:	PM	PM

La antena de Tierra deberá estar perfectamente apuntada al satélite, en cuestión de 0.1 grados de error (en azimut y elevación) debido a su gran directividad. De allí la telemetría pasa al amplificador de bajo ruido (LNA) a través de las guías de onda. El LNA esta conectado directamente a un convertidor de bajada, el cual traslada la frecuencia de GHz a una frecuencia intermedia de 70 MHz. Luego la señal es enrutada a los equipos de Banda-Base a través del panel de interfaz de bajada.

La señal de subida (Comando y Rango) pasa del interfaz de subida del equipo de Banda-Base (a 70 MHz) al convertidor de subida el cual lo traslada a R.F. (GHz), de aquí pasa directamente al amplificador de alta potencia (HPA), el cual amplifica la señal aproximadamente a 150 watts de salida. Del HPA pasa al alimentador de la antena a través de las guías de onda, subiendo una señal de las siguientes características, dependiendo de la antena utilizada por el satélite:

Antena	:	Omnidireccional	Parabólica
Banda	:	"C"	"C"
Frecuencia	:	5928 MHz	6422 MHz
Polarización:		Horizontal	Vertical
Modulación	:	FM	FM

III.2 SUBSISTEMA DE BANDA BASE

III.2.1 SUBSISTEMA DE TELEMETRIA COMANDO Y RANGO (TC&R)

El subsistema de banda base en la etapa de TC&R recibe la señal de Telemetría en 70 MHz proveniente del pedestal de la antena y se encarga de procesarla para que pueda ser enrutada hacia la computadora (figura 3.4).

Cada entrada de 70 MHz realmente consiste en dos señales adyacentes a los 70 MHz, por lo que realmente el subsistema procesa 4 flujos de información (dos por cada satélite) que están asignadas de la siguiente manera:

MORELOS I	MORELOS II
Flujo 1 69.0 MHz	Flujo 1 68.5 MHz
Flujo 2 69.5 MHz	Flujo 2 69.5 MHz

Nótese que los flujos 2 tienen la misma frecuencia, sin embargo, no se tiene problema alguno en el procesamiento y recuperación de la información, ya que al ser recibidos por diferente antena se asegura la no interferencia y se optimiza el uso de las frecuencias. Este subsistema consta de los siguientes equipos:

a) Receptor de Telemetría: Este equipo es en realidad un demodulador de fase (PM demodulador) con una señal de entrada de 70 MHz. y a la salida una señal de banda base, la cual puede ser: una señal digital de 32 KHz, o una señal analógica FM de 15.5 KHz, o una señal de frecuencia para rango.

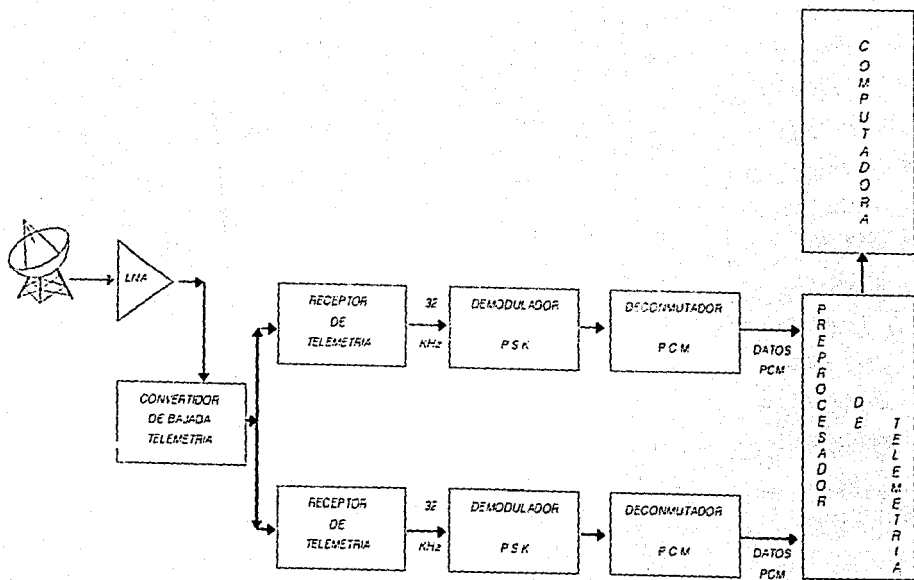


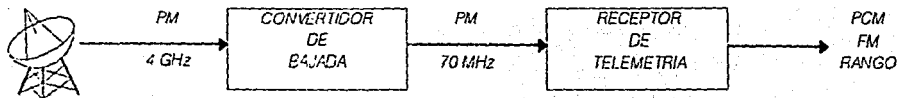
FIGURA 3.4 SUBSISTEMA DE TELEMETRIA
(CONFIGURACION PCM)

Cada receptor de telemetría es capaz de procesar señales de 5 frecuencias diferentes (figura 3.5), 4 de ellas corresponden a cada uno de los 4 flujos de telemetría de los dos satélites y la restante corresponde al equipo de prueba denominado sistema de prueba cerrado (TLT- Test Loop Translation), utilizado en la calibración del equipo de banda base.

b) Demodulador PSK: Recibe la señal digital proveniente del receptor, la demodula y entrega a su salida una señal de PCM (Modulación por Codificación de Pulsos).

c) Deconmutador de PCM: Recibe la señal proveniente del demodulador de PSK, identifica el inicio de cada trama menor y cada trama mayor, para enviar la información a la computadora. En este equipo existe también una salida que lleva información al generador de comandos, el cual la utiliza para verificación de comandos y como referencia de comandos síncronos.

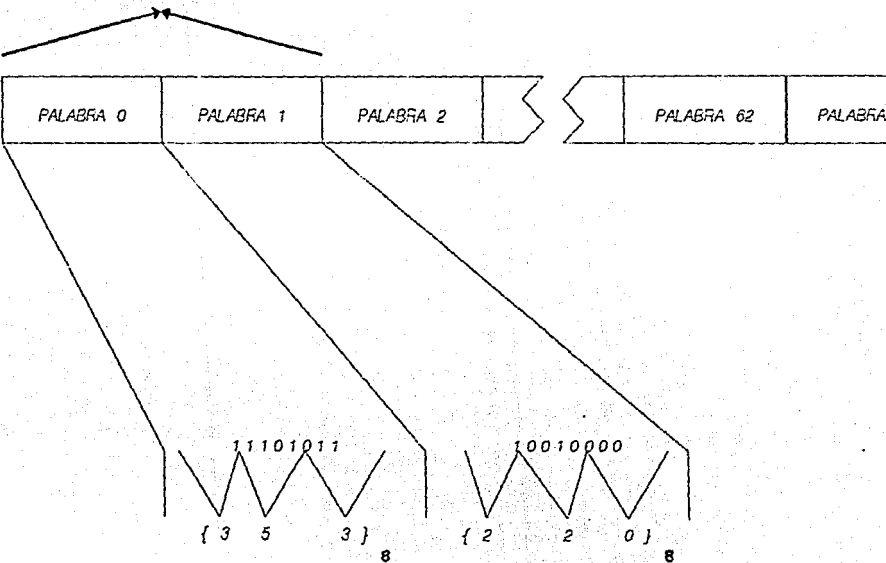
La información digital que el satélite genera, esta constituida por palabras de 8 bits. Un conjunto de 64 de éstas palabras constituye lo que se denomina una trama menor (figura 3.6), de este conjunto, las primeras dos palabras constituyen los patrones de sincronización, los cuales le indican al deconmutador de PCM en donde inicia cada trama menor. Las palabras pares son generadas por el codificador de giro del satélite y las impares por el codificador de modulación de no giro. El entremezclado de ambas es llevado a cabo por el equipo del propio satélite. A su vez, las tramas menores son agrupadas en conjuntos de 32, constituyendo lo que se denomina una



SATELITE	FLUJO	BEACON	PORTADORA (MHz)	FI (MHz)
T1	1	B1	4199.125	69.0
T1	2	B2	4199.625	69.5
T2	1	B1	4198.625	68.5
T2	2	B2	4199.625	69.5
TLT		CALIBRACION	4200.125	70.0

FIGURA 3.5 FRECUENCIAS DE LOS RECEPTORES DE TELEMETRIA.

PATRON DE SINCRONIZACION
DE LA TRAMA MENOR



PALABRAS PARES - CODIFICADOR SECCION DE GIRO

PALABRAS IMPARES - CODIFICADOR SECCION NO GIRO

FIGURA 3.6 TRAMA MENOR.

trama mayor (figura 3.7). Las palabras 8 y 9 son las palabras de sincronización de trama mayor para las secciones de giro y no giro respectivamente.

d) Demodulador de FM (figura 3.8): En el caso que se esté recibiendo telemetría de FM tiempo real, la salida del receptor es enrutada hacia el demodulador de FM el cual como su nombre lo indica se encarga de remover la modulación y entregar en su salida una señal en Banda-Base consistente de los pulsos de TIERRA, pulsos de SOL, pulsos de EJECUCION, pulsos MIP's y señal de NUTACION.

El Subsistema de Comando y Rango genera las instrucciones (comandos) que son enviadas al satélite para cambio de configuración orbital y genera además una señal que es denominada señal de Rango, que sirve para medir la distancia que existe entre la antena del Centro de Control y el satélite. Este subsistema consta de los siguientes equipos:

a) Procesador de Tonos de Rango (RTP): Este equipo (figura 3.9), genera la señal mediante la cual es posible medir la distancia que existe al satélite. En el RTP se generan en forma secuencial 4 diferentes tonos, que son enviados hacia el satélite. El Receptor de Comando y Rastreo (CTR) del satélite es el encargado de recibir estos tonos, remover la modulación FM y enrutarlos a través del interruptor de Telemetría/Rango hacia el transmisor de Telemetría, para ser modulados en PM y radiados a Tierra a una frecuencia en la banda de 4 GHz. Una vez en Tierra y después de haber pasado por el LNA, el

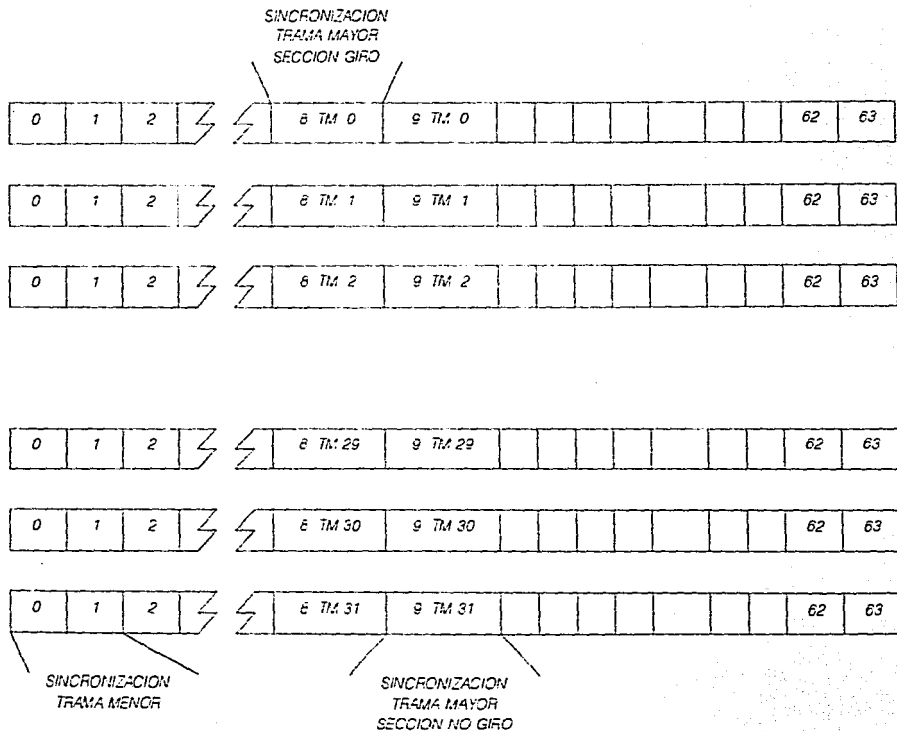
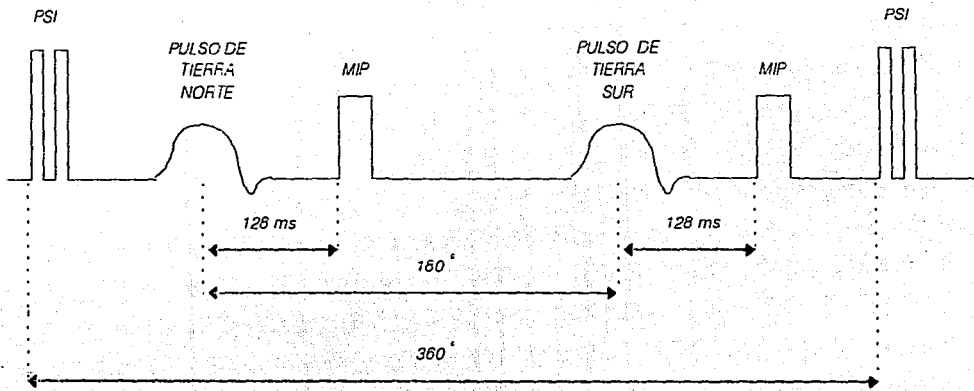


FIGURA 3.7 TRAMA MAYOR.



MIP - PULSO DE INDICE MAESTRO

PSI - PULSO DE SOL

FIGURA 3.8 DEMODULADOR DE FM.

715

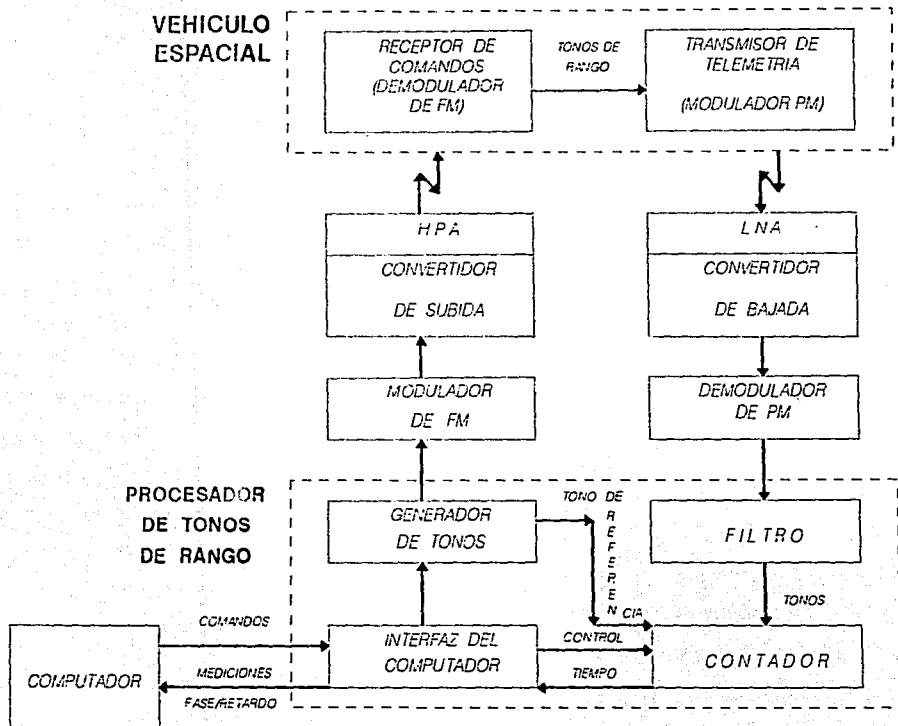


FIGURA 3.9 PROCESADOR DE TONOS.

convertidor de bajada y el receptor de telemetría, son enrutados hacia el RTP. En este equipo los tonos recibidos son filtrados y procesados para obtener la medición de la distancia al satélite. Esta medición se hace en base al cálculo del retardo de fase que hay entre una muestra de la señal generada por el RTP y la señal que después de ser enviada al satélite y regresada por éste, es llevada de nueva cuenta al RTP. La medición de retardo de fase realizada por el RTP es llevada a la computadora, la cual se encarga de hacer el cálculo de la distancia en función de la información recibida.

b) Generador de Comandos (CG): Este equipo (figura 3.10), es el encargado de generar todas las instrucciones que son enviadas al satélite. Con él se generan y transmiten en forma separada el comando propiamente dicho y el pulso de ejecución. El comando en sí mismo (figura 3.11), es un paquete de información que consiste de una ráfaga de 25 bits: los 9 primeros son los que sirven para limpiar los decodificadores del satélite, los 8 siguientes sirven para direccionar el comando y los últimos 8 llevan la información del comando.

c) Modulador de FM: Este equipo recibe las señal de salida del CG o del RTP, y la módula en frecuencia con una portadora de 70 MHz, la cual es enviada hacia los convertidores de subida.

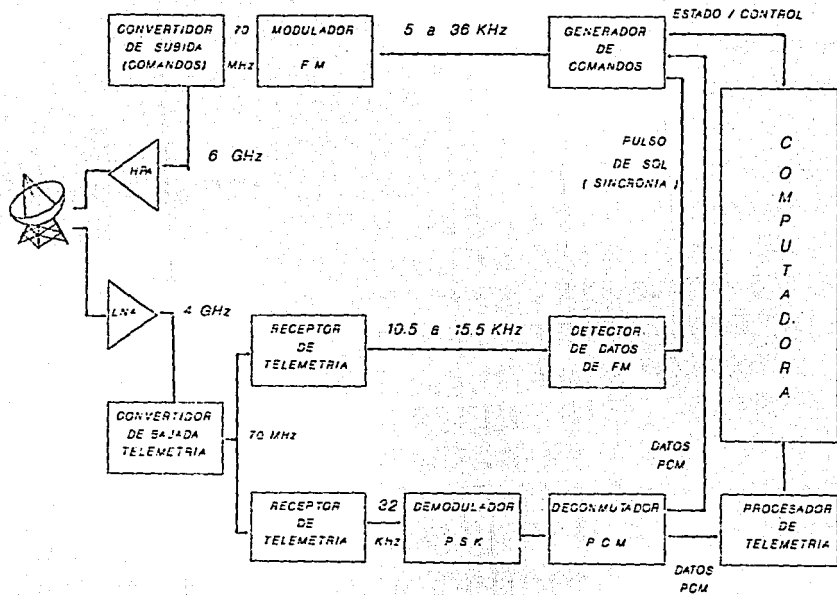


FIGURA 3.10 GENERADOR DE COMANDOS.

FORMATO DE TRANSMISION

PULSO DE EJECUCION

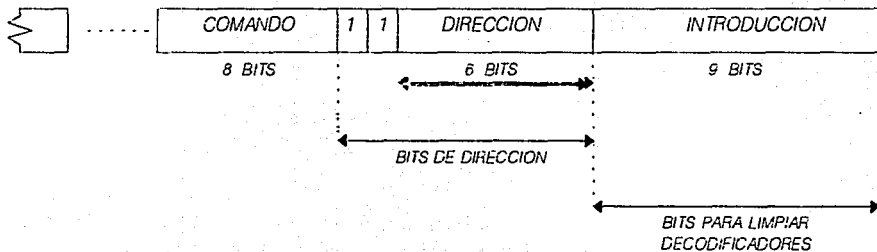


FIGURA 3.11 FORMATO DE UN COMANDO

III.2.2 SUBSISTEMA DE GRABACION

El Subsistema de Grabación (figura 3.12), es utilizado para guardar toda la información que se recibe del satélite, a la vez de llevar un registro de cada acción dirigida a este, con el objeto de tener una bitácora de todos los acontecimientos más relevantes en la vida del satélite.

Este subsistema consta de los siguientes equipos:

a) Grabadoras de Cinta: Son dos grabadoras de 14 canales en las cuales se graban las señales de salida de los receptores de telemetría, de los generadores de comando, rango y una señal de código de tiempo que sirve para etiquetar la cinta.

b) Graficadoras de papel: Son dos graficadoras de 8 canales, que son utilizadas para grabar la información de salida del demodulador de FM. En ellas, también es grabada una señal de código de tiempo.

III.2.3 SUBSISTEMA DE TIEMPO

Este subsistema (figura 3.13), es el encargado de proveer la información de tiempo requerida por las grabadoras de cinta, las graficadoras de papel y las computadoras. El subsistema genera dos códigos de tiempo que se diferencian entre sí por su velocidad (IRIG B - 100 pps e IRIG H - 1 pps).

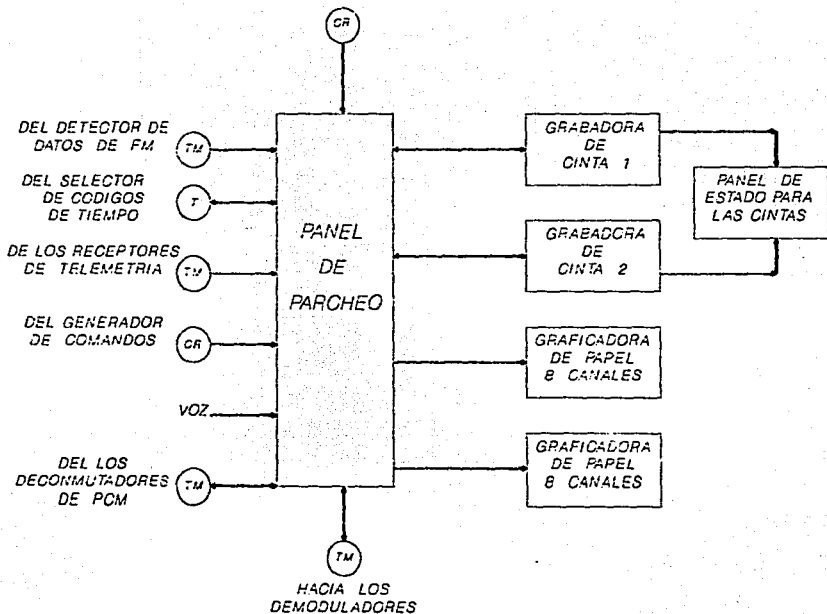


FIGURA 3.12 SUBSISTEMA DE GRABACION.

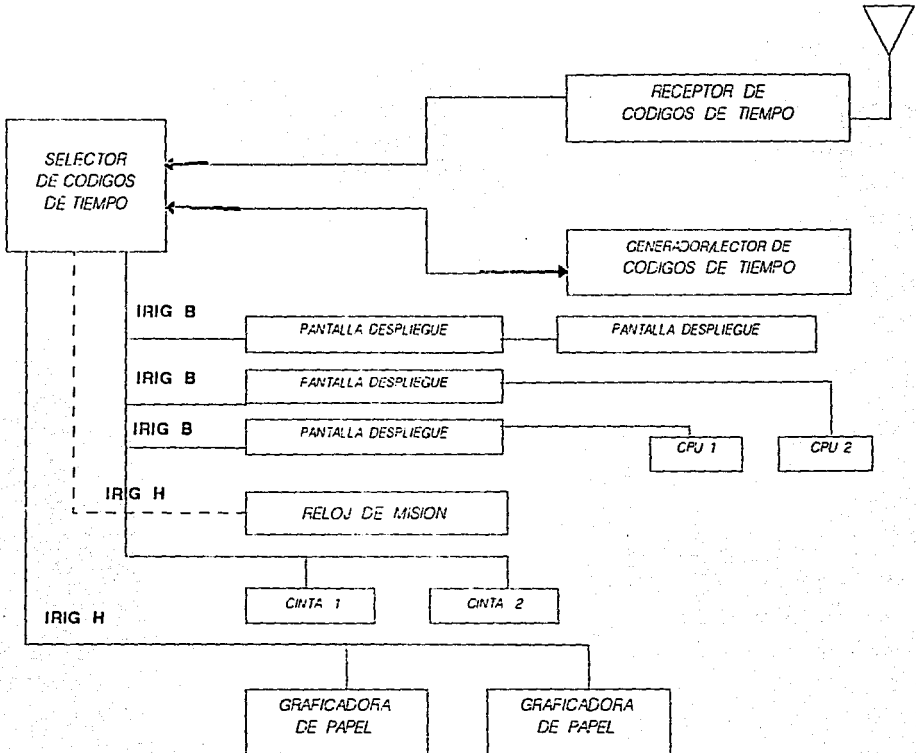


FIGURA 3.13 SUBSISTEMA DE TIEMPO

El subsistema consta de:

a)Receptor del GOES: Es una antena que recibe la información de Tiempo del Meridiano de Greenwich (GMT) del sistema de satélite GOES, y la enruta hacia los paneles de parcheo, a los relojes de tiempo universal (UTC) y a las graficadoras.

b)Generador lector de código de Tiempo: Equipo de respaldo del receptor del GOES, genera el código de tiempo requerido por los equipos mencionados previamente y entra en operación en caso de falla total del receptor.

c)UTC: Relojes que reciben la información de tiempo proveniente ya sea del receptor del GOES o del generador lector de códigos de tiempo, la despliegan y la envían a cada una de las dos computadoras.

III.2.4 SUSBSISTEMA DE ESTADO Y CONTROL

El Subsistema de Estado y Control consta de los paneles de Estado y Control de Telemetría y de Comando/Rango (figura 3.14).

Estos paneles permiten el cambio de configuración a control remoto de los equipos del Centro de Control, de los equipos de los pedestales de las antenas y el monitoreo continuo de dicha configuración. El subsistema posee una interfaz con la computadora, lo cual le permite a ésta conocer continuamente cual es la configuración del Centro de Control.

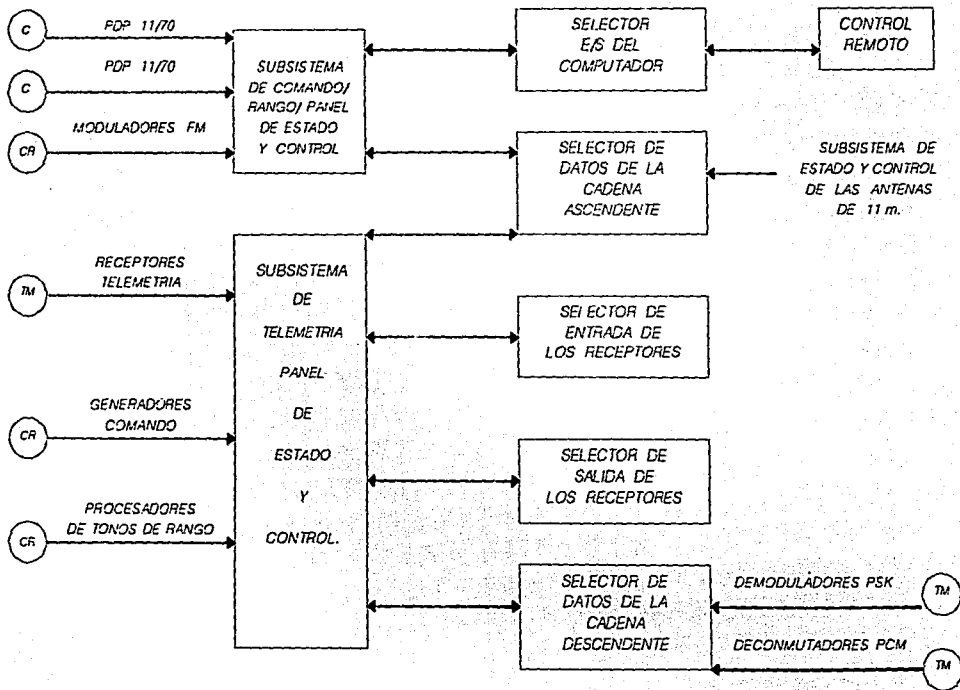


FIGURA 3.14 SUBSISTEMA DE ESTADO Y CONTROL.

III.2.5 SUBSISTEMA DE COMPUTADORA Y DISPOSITIVOS ENTRADA/SALIDA

Este subsistema (figura 3.15), esta formado por dos computadoras PDP/11-70, dos terminales LA-120, dos impresores P600, siete terminales VT 102 y dos terminales retrográficas VT 100.

Los programas de Dinámica Orbital y de Control de Tiempo Real están cargados en ambas máquinas, las cuales se encuentran conectadas en paralelo con el objeto de tener siempre una computadora de respaldo. En caso de falla de la computadora que está en línea se sigue el procedimiento para cambiarse a la de respaldo que consiste básicamente en: cortar los flujos de telemetría ,apagar los ADP's (Attitude Data Procesor) que esta recibiendo la CPU en línea, despedir las terminales, cambiarse a la CPU de respaldo mediante un switch, accesar nuevamente las terminales, encender los ADP's y habilitar los flujos de telemetría, quedando así en línea la que antes estaba de respaldo; mientras que la que falló, se le checará y pondrá en operación tan rápido como sea posible.

La computadora que se encuentra en línea, se encarga del procesamiento en tiempo real, del control del equipo y del sistema de alarmas del Centro de Control, y la computadora de respaldo es utilizada para los cálculos de Dinámica Orbital y para dar servicio a los usuarios.

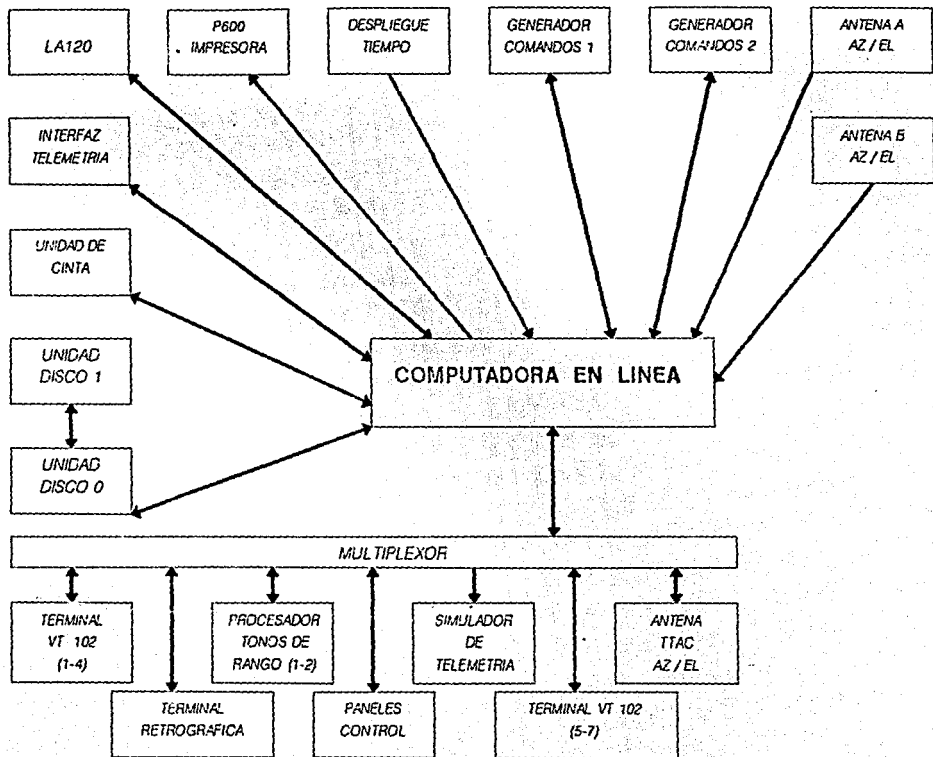


FIGURA 3.15 SUBSISTEMA DE COMPUTADORA.

**CAPITULO IV DESCRIPCION GENERAL DE LOS SATELITES SOLIDARIDAD
SEGUNDA GENERACION DE SATELITES EN MEXICO**

El organismo descentralizado Telecomunicaciones de México (TELECOMM), puso en órbita, el 19 de Noviembre de 1993, el primer satélite (de la segunda generación) y el 7 de Octubre de 1994 el segundo, de un nuevo sistema de satélites mexicanos de comunicaciones, denominado "Solidaridad"; este sistema representa la segunda generación de satélites en México.

Este proyecto tiene como finalidad sustituir al satélite Morelos I (uno de los dos satélites del sistema Morelos, primera generación de satélites en México el cual fue deorbitado oficialmente el día 1 de marzo de 1994), ampliar y diversificar los servicios de comunicaciones satelitales que actualmente se ofrecen, así como optimizar el uso del segmento espacial.

Los nuevos satélites tienen la capacidad de proporcionar cobertura en la banda-C para satisfacer necesidades propias del país, Centro y Sudamérica y el Caribe.

En la banda-Ku la cobertura también se amplió para proporcionar comunicaciones transfronterizas y con algunas de las ciudades más importantes de Estados Unidos y Canadá.

Este sistema cuenta con banda L para servicios móviles; cubriendo sólo el territorio nacional y el mar patrimonial. Esta banda no se tiene en los satélites Morelos.

Los Solidaridad son satélites geosíncronos de estabilización por tres ejes modelo HS 601, diseñados y contruidos por la Hughes Aircraft Company. Fueron puestos en órbita por el vehículo de lanzamiento Ariane 4, de la compañía Arianespace, a una altura aproximada de 36,000 Kms. sobre el Ecuador y cuyas posiciones orbitales son: 109.20° longitud Oeste para Solidaridad I y 113° longitud Oeste para Solidaridad II. El satélite mantiene su configuración plegada durante el lanzamiento y la órbita de transferencia, para la cual despliega la antena omni. Al alcanzar su posición final en el espacio, despliega las alas Solares y las antenas de comunicaciones. El satélite está diseñado para proveer durante 14 años el servicio de comunicaciones (vida útil del satélite).

El satélite está compuesto de seis subsistemas que son:

- a) Subsistema de Telemetría, Comando y Rango.
- b) Subsistema de Orientación.
- c) Subsistema de Propulsión.
- d) Subsistema de Potencia.
- e) Subsistema de Comunicaciones (carga útil).
- f) Subsistema de Control Térmico.

a) El Subsistema de Telemetría, Comando y Rango (TC&R) recibe y ejecuta comandos enviados de Tierra o del procesador de control de satélite (SCP), mediante los receptores de comando y las unidades decodificadoras de comando (CDUs). Los dos transmisores de Telemetría y unidades codificadoras de Telemetría (TEU) colectan y transmiten datos y funcionan como el enlace de retorno para el Rango. Durante la órbita de transferencia, cuando los reflectores se encuentran plegados, la comunicación con el subsistema TC&R es a través de la antena bicónica omni. En condiciones normales el enlace con el subsistema TC&R es mediante la antena de banda-C.

b) El Subsistema de Orientación incluye sensores de orientación, actuadores de control y el procesador electrónico asociado. Los dos Procesadores de Control del Satélite (SCPs) son el corazón del subsistema. Estos procesan las señales de los sensores, y comandan a los actuadores de control, una vez analizados los datos de órbita durante todas las fases de la misión y operación. Los sensores incluyen sensor de Tierra, de sol y de razón de giro en pitch, roll y yaw.

c) El Subsistema de Propulsión, consiste de un sistema integral bipropelante, que provee el impulso para todas las fases de la misión; así como su mantenimiento en la órbita geoestacionaria. El combustible y el oxidante están contenidos en cuatro tanques de titanio. El subsistema cuenta con 12 cohetes impulsores conocidos como thrusters que están configurados para el control total y en todo momento de los tres ejes; un motor de apogeo líquido (LAM)

proporciona el impulso necesario para las maniobras de apogeo, las cuales son utilizadas durante la misión para colocar al satélite en la órbita geoestacionaria.

d) El Subsistema de Potencia provee de energía eléctrica a todos los subsistemas. Genera energía eléctrica a través de sus dos alas solares; además cuenta con una batería, la cual es cargada por el arreglo solar y provee de energía a los demás subsistemas durante eclipses y puesta en órbita.

e) El Subsistema de Comunicaciones cuenta con transpondedores en banda-C, banda-Ku y banda-L. La banda-C cuenta con doce canales de 36 MHz (polarización horizontal) y seis canales de 72 MHz (polarización vertical). La banda-Ku se compone de 16 canales de 54 MHz; y la banda-L consta de 4 subbandas en una sección del canal 5 de la banda Ku.

f) El Subsistema de Control Térmico esta compuesto por los radiadores multizona Norte y Sur, acabados pasivos, como son: mantas de aislamiento multicapa, pintura térmica, calentadores de resistencia eléctrica; y los tubos de calor radiador, los cuales rechazan enseguida el calor internamente disipado al espacio.

IV.1. PARAMETROS Y CARACTERISTICAS MAS IMPORTANTES

ESTABILIZACION
VIDA UTIL

POR TRES EJES
~ 14 AÑOS

COMUNICACIONES

FRECUENCIAS DE BANDA-C

5.925 a 6.425 GHz Rx
3.7 A 4.2 GHz Tx

COVERTURA

R1: MEXICO Y SUROESTE DE
U.S.A.
R2: MEXICO, CENTRO AMERICA
EL CARIBE Y NORTE DE
SUDAMERICA
R3: SUDAMERICA EXCLUYENDO
BRASIL.

No. DE CANALES

6 x 72 MHz VER.-HOR Y
12 x 36 MHz HOR.-VER

ANTENA

APERTURA DUAL

TAMAÑO

1.83 x 2.44 m

POLARIZACION

LINEAL (HOR. Y VER.)

FRECUENCIAS DE LA BANDA Ku

14.0 a 14.5 GHz Rx

11.7 a 12.2 GHz Tx

COVERTURA

R4: MEXICO Y SUROESTE
DE U.S.A.

R5: CIUDADES IMPORTANTES
DE U.S.A. Y CANADA.

No DE CANALES

8 x 54 MHz VER.-HOR.

8 x 54 MHz HOR.-VER.

ANTENA

APERTURA DUAL

TAMAÑO

1.83 x 2.44 m

POLARIZACION

LINEAL (VER. Y HOR.)

FRECUENCIAS DE LA BANDA L

4 SUB-BANDAS DENTRO DE
1528 - 1559 MHz (BAJADA)
4 SUB-BANDAS DENTRO DE
1629.5 - 1660.5 MHz
(SUBIDA)

COVERTURA

MEXICO Y AGUAS
TERRITORIALES

CANAL DE BANDA

1 x 31 MHz

ANTENA

ARREGLO DIPOLO DE COPA

POLARIZACION

POLARIZACION CIRCULAR
DERECHA

TELEMETRIA, COMANDO Y RANGO

TELEMETRIA

BANDA DE USO
DATOS DE PCM
LONGITUD DE TRAMA MENOR
LONGITUD DE PALABRA
VEL. DE TRAMA MENOR
LONGITUD DE TRAMA MAYOR
VEL. DE TRAMA MAYOR
SUBPORTADORA

POLARIZACION

PLATO
OMNI

COMANDO

BANDA DE USO
POLARIZACION
PLATO
OMNI
CAPACIDAD

RANGO

MODALIDAD

CONTROL DE ORIENTACION

ENSAMBLE DE PLATAFORMA DE
RUEDA DE MOMENTO

RUEDA DE MOMENTO DE
GIRO
TORQUE MAGNETICO
PROCESADOR DE CONTROL
DEL SATELITE
ASWA (ACTUADOR DE ALA
SOLAR AJUSTABLE)

CONTROL TERMICO

SABANAS TERMICAS
TUBERIAS DE CALOR
CALENTADORES
SUPERFICIE DE RECHAZO DE CALOR

BANDA C

256 PALABRAS
8 BITS
2.048 SEG/TRAMA
32 TRAMAS MENORES
65.536 SEG/TRAMA
32 KHz, MODULADA EN
FASE

HORIZONTAL
VERTICAL

BANDA C

VER
HOR
768 COMANDOS TIPO PULSADOS
16 COMANDOS SERIE

T&C o TRANSPONDER o TV o
POR RETORNO.

PROVEE CORRECCIONES AL
MOMENTO EN ROLL Y YAW.

PROVEE MOMENTO EN PITCH
PROVEE MOMENTO EN YAW

2 UNIDADES

PROVEE CORRECCION DE
TORQUE SECULAR

MULTICAPA Y SENCILLAS
VERTICAL-HORIZONTAL

ENERGIA ELECTRICA

SISTEMA PRIMARIO
SISTEMA SECUNDARIO
SISTEMA DE DISTRIBUCION
SISTEMA DE BATERIA

CAPACIDAD
TIEMPO DE RECARGA
EPOCA DE USO

ALAS SOLARES
SISTEMA DE BATERIA
BUS REGULADOR
1 BATERIA DE
HIDROGENO-NIQUEL
160 A-hr
< 16 hr
EQUINOXIO Y TRANSFERENCIA

PROPULSION

PROPULSORES
12 22N
1 490N

TANQUE CON HELIO

TANQUE DE COMBUSTIBLE

12 22N ; 1 490N
CONTROL EN LOS TRES EJES
PARA LA ORBITA DE
TRANSFERENCIA
2 DE ALUMINIO CON
CUBIERTA DE GRAFITO
2 DE PROPELANTE (MMH)
2 DE OXIDANTE (N^oO₄)

IV.2. SUBSISTEMAS QUE LO COMPONEN

***SUBSISTEMA DE TELEMETRIA, COMANDO Y RANGO**

***SUBSISTEMA DE ORIENTACION**

***SUBSISTEMA DE PROPULSION**

***SUBSISTEMA DE POTENCIA**

***SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES**

***SUBSISTEMA DE CONTROL TERMICO**

IV.2.1 SUBSISTEMA DE TELEMETRIA, COMANDO Y RANGO

Este subsistema tiene las siguientes funciones:

a) La función de la parte de comando es recibir, demodular, decodificar y distribuir los mensajes de comando originados ya sea por el subsistema de control de orientación (ACS), por el sistema de control de tierra vía el enlace de banda-C o por el acceso umbilical de prueba (cuando esta dentro del lanzador que lo pondrá en órbita).

b) La función de la parte de telemetría es recolectar, estructurar, modular y transmitir información relacionada a la operación y orientación del satélite.

c) La función de la parte de rango es la de enrutar los tonos de rango recibidos vía el enlace de subida de comando, hacia el enlace de bajada de la telemetría y de ese modo permitir en tierra la exacta determinación de la distancia del satélite.

El subsistema TC&R utiliza la banda-C y es totalmente redundante; hace uso de la antena de comunicaciones de alta ganancia y la omnidireccional. La antena omni es utilizada en las operaciones de la órbita de transferencia. Además, esta sirve de respaldo en las operaciones de estación en caso de pérdida de orientación del satélite.

a) El subsistema de comando recibe comandos de tres diferentes formas que son:

- 1) Comandos generados en tierra
- 2) Comandos internamente generados por el procesador de control del satélite (SCP).
- 3) Comandos provenientes del vehículo de lanzamiento durante la puesta en órbita del satélite.

Los comandos de Tierra son transmitidos al satélite por una secuencia de tonos modulados en frecuencia sobre la portadora del enlace de subida RF de comando. Cada comando consiste de una serie de 48 bits (1 ó 0) precedidos de un bit-"s" para sincronizar la Unidad Decodificadora de Comando (CDU), a una velocidad de 50 bps.

Existen seis tonos de frecuencia que son organizados en dos grupos llamados grupo de tonos 1 ó 2. Cada grupo contiene tres tonos de frecuencia que representan los bits 1 ó 0 y uno síncrono o dato S con el cual se selecciona el CDU. Sin embargo, los filtros pasa bandas BPF en ambos CDUs aseguran completa redundancia.

Dos tipos de comandos son usados y ejecutados por los CDUs :

- 1) Comandos pulsados
- 2) Comandos serie

La ejecución de cualquiera de los dos tipos puede ser de forma inmediata o retardada, esta última permite la verificación en tierra vía telemetría del comando transmitido.

Todos los comandos terminan con 7 bits de chequeo de error (polycode). El CDU genera un código de detección de error, basado en los datos recibidos y verifica que corresponda al código generado en Tierra. Los comandos son ejecutados sólo si el código generado y el recibido corresponden.

Los CDUs responden a los comandos generados en forma autónoma por el SCP de la misma manera que a los generados desde tierra, con excepción de 64 comandos prohibidos al SCP, que podrían ser peligrosos para la vida del satélite en caso de una falla, o mala interpretación del SCP.

Los comandos enviados desde Tierra accesan al satélite por medio del receptor de comando el cual realiza la demodulación FM de la señal de comando así como la de Rango y la enruta hacia los CDU's o a los transmisores de telemetría según sea el caso.

Los CDU's reconocen, decodifican y distribuyen los mensajes de comando originados por el SCP, desde Tierra o del acceso umbilical del vehículo de lanzamiento. El subsistema de comando es mostrado en la fig. 4.1

b) Los datos de telemetría del satélite son provistos por:

- 1) Enlace de bajada de RF.
- 2) Acceso de prueba umbilical del lanzador.
- 3) Interfase serial al SCP sirviendo los datos que este requiere.

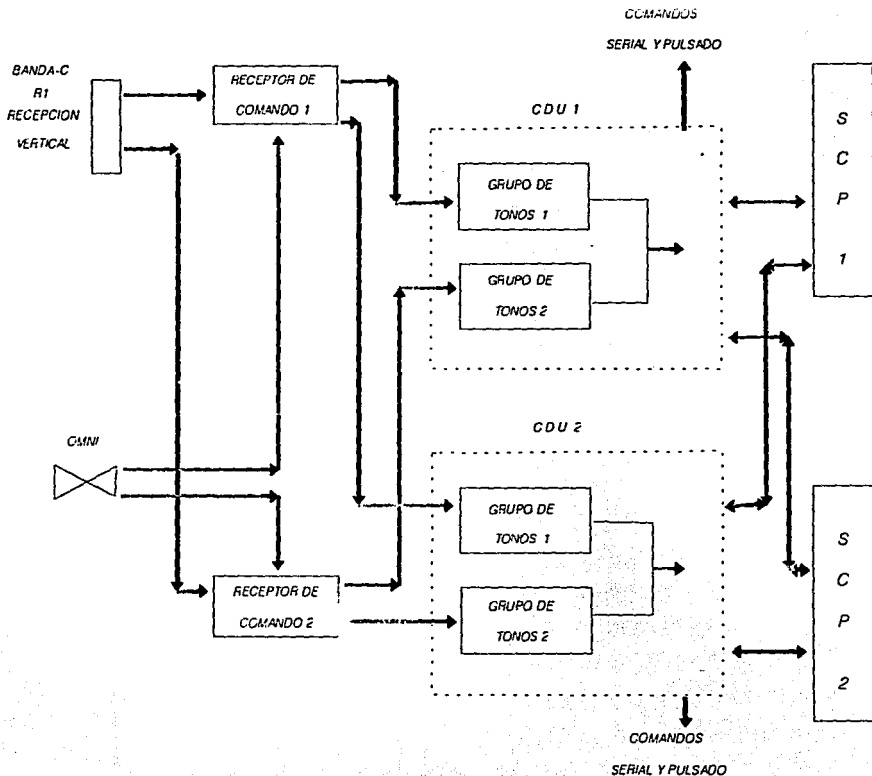


FIG. 4.1 SUBSISTEMA DE COMANDO

1) La telemetría de enlace de bajada de RF es enviada en forma redundante por dos flujos modulados en fase. Cada flujo consiste de una portadora de 32 KHz . La velocidad de datos recibidos es de 1000 bps. Sin embargo, el TEU (Telemetry Encoder Unit) es capaz de manejar 4 diferentes velocidades de datos (1000, 2000, 4000 y 4800 bps) las cuales se pueden seleccionar por comando desde Tierra.

Los datos contenidos en cada flujo son configurados por comando en 4 combinaciones de las estructuras de datos "NORMAL" o "DWELL"; por ejemplo la estructura de datos del flujo 1 / 2 puede ser normal / normal, normal / dwell, dwell / normal o dwell / dwell.

Los datos de telemetría pueden ser de 5 formas que son:

- a.- Análogo: por ejemplo la corriente del bus, la corriente del TWTA, etc.
- b.- Análogo condicionado: por ejemplo sensores de temperatura.
- c.- Binivel: por ejemplo el estado de las unidades (on/off), estado de relevadores, etc.
- d.- Binivel condicionado: por ejemplo estado de las válvulas, identificación del TEU, etc.
- e.- Serial: usado para telemetría del SCP, CDU y SDU.

El formato de datos de telemetría normal (trama mayor) es mostrado en la fig. 4.2. La trama mayor consiste de 32 tramas menores cada una de las cuales contiene 256 palabras de 8 bits cada una. Hay 4 formatos en modo normal seleccionables desde Tierra por comando; todos los formatos del modo normal son similares, pero varía el momento de su uso. Esto es, el formato 1 es usado para ver telemetría de ambos SCP's; el formato 2 con el SCP1 encendido y el SCP2 apagado, el formato 3 con SCP2 encendido y el SCP1 apagado y el formato 4 cuando falla un transmisor de telemetría. Cada trama menor comienza con tres palabras de sincronización de trama, seguidas por un flujo de datos PCM; después, se tiene la identificación del TEU, del satélite, del formato de telemetría y del modo de telemetría, así como un contador de trama menor y demás datos. El final de la trama menor contiene un sumario que provee un chequeo de error. Dentro de la trama los datos pueden ser superconmutados (es decir, muestreados y transmitidos más de una vez por trama menor) o subconmutados (es decir, muestreados una vez por trama menor).

El modo Dwell de telemetría provee un acelerado muestreo de hasta 8 parámetros, manteniendo el formato inicial de sincronía e identificación, definido ya en el modo normal, y que se muestra en la fig. 4.3. La dirección de los datos muestreados de las ocho posibles palabras o de una sola, según se defina desde tierra, esta constituida por dos palabras y contiene 5 bits correspondientes al modulo multiplexor del TEU, 8 bits de la dirección de la palabra que se desea monitorear y 3 bits en los cuales esta seleccionado el tipo de dato que se requiere (el cual puede ser análogo condicionado,

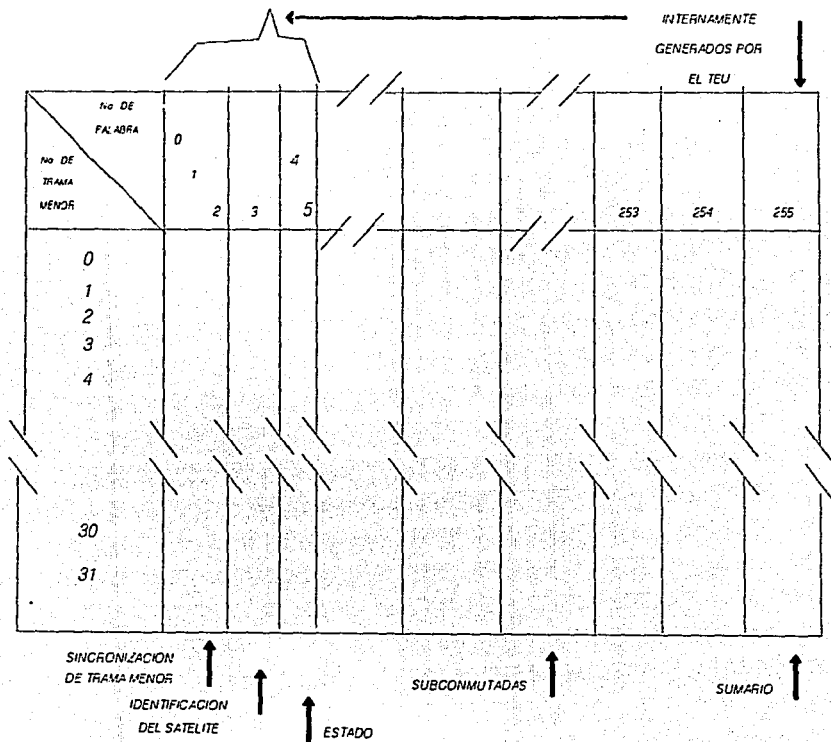
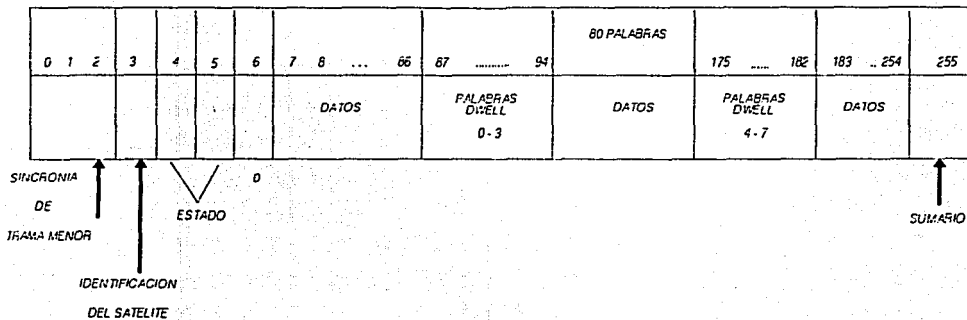


FIG. 4.2 TRAMA MAYOR

7/1



TIPO DE DATOS

ANALOGO CONDICIONADO

SERIAL DIGITAL

ANALOGO

BINIVEL DIGITAL

BINIVEL CONDICIONADO

FIG 4.3 FORMATO DWELL

análogo, binivel, binivel condicionado o serial) como se observa en dicha figura. La trama Dwell también termina con un sumario de falla.

La fig. 4.4 muestra el subsistema de telemetría. Cada TEU provee 2 flujos PCM y sólo un TEU se encuentra configurado para transmisión, siendo este el que genere el flujo de datos por muestreo secuencial de acuerdo con el tipo de telemetría (normal o dwell) y formato predefinido.

Los flujos de telemetría generados por los TEU's son enrutados a los transmisores de telemetría como se muestra en la fig. 4.4, y de ahí hacia Tierra ya sea por plato o por Omni. Cada transmisor contiene 4 entradas, 2 para flujo PCM uno de cada TEU y dos para Rango del receptor de comandos.

2) La telemetría de prueba del acceso umbilical del lanzador es necesaria mientras el satélite se encuentra abordo del lanzador, y es transferida como señal en banda base.

3) Cuando el SCP requiere telemetría del satélite para el proceso de las funciones autónomas del mismo, el TEU responde a los requerimientos del SCP. La interfase SCP/TEU es habilitada y deshabilitada desde Tierra (sólo se permite tener un SCP habilitado a la vez).

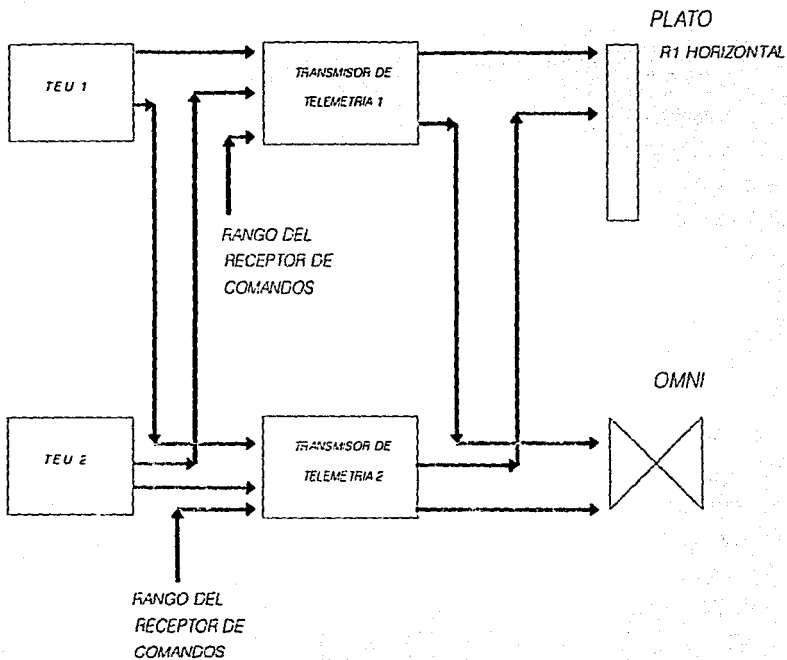


FIG. 4.4 SUBSISTEMA DE TELEMETRIA

c) El propósito de el subsistema de Rango es determinar la distancia del satélite a la estación terrestre. El rango del satélite es calculado midiendo el retardo en fase que tiene la señal al viajar de la estación terrestre al satélite y viceversa. Cuatro métodos son usados para determinar el rango:

- 1.-Rango por subsistema de TC&R.
- 2.-Rango por transponder.
- 3.-Rango por TV (Thermal-Vacuum).
- 4.-Rango por retorno.

1.-El Rango por subsistema de TC&R (fig. 4.5) se realiza mediante los receptores de comandos y los transmisores de telemetría, se tiene completa redundancia a través de un switch que nos permite cruzar los transmisores de telemetría y así obtener ya sea Telemetría o Rango según se requiera. El subsistema de TC&R puede suministrar simultáneamente telemetría y rango utilizando un transmisor de telemetría para cada función.

Los tonos de Rango que se envían desde Tierra son recibidos y demodulados por el receptor de comandos; el transmisor de telemetría recibe los tonos demodulados del receptor y los envía de regreso al enlace de bajada con una portadora modulada en fase. En Tierra, el Procesador de Tonos de Rango (RTP), el cual se encuentra integrado en

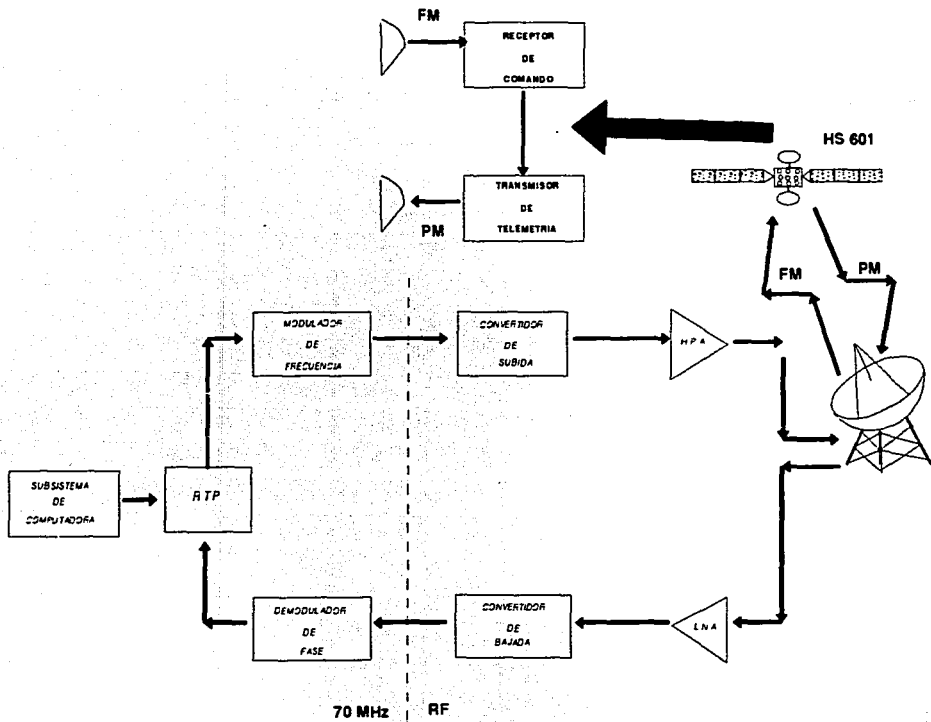


FIG. 4.5 RANGO POR T & C

el ITCU (Integrate Telemetry and Command Unit), mide la diferencia de fase entre los tonos recibidos y los transmitidos, calculando así la distancia. En este sistema el rango es determinado por el retardo en fase del tono de 27,777.77 Hz. y la ambigüedad (incertidumbre) del rango es medido por el retardo de tonos de 54.25, 434.03 y 3472.22 Hz.

2.-El Rango por transponder (fig. 4.6) usa el ITCU (Integrated Telemetry and Command Unit) en Tierra y un transponder de comunicaciones en el satélite, el Rango es determinado de la misma manera que en el caso anterior.

3.-El Rango por TV (fig. 4.7), usa una señal de televisión (FM) que pasa a través de los repetidores de Banda-C. Una unidad especial para rango por TV en Tierra, compara las señales de entrada y salida determinando así el retardo y por ende la distancia. Este tipo de rango necesita de un equipo especial para esta función y sólo se puede realizar cuando el satélite esta en operación.

La precisión del rango es de ± 30 mts. usando el Rango por TC&R o transponder y de ± 10 mts. usando el Rango por TV.

4.-El rango por retorno requiere de una estación de control alterna, que enrute de regreso los tonos generados y transmitidos de manera inicial desde la estación primaria de control. Hace uso de un transponder del satélite, y en Tierra, el sistema procesa tanto el dato obtenido en la estación primaria como el que se recibe desde la estación alterna (fig. 4.8)

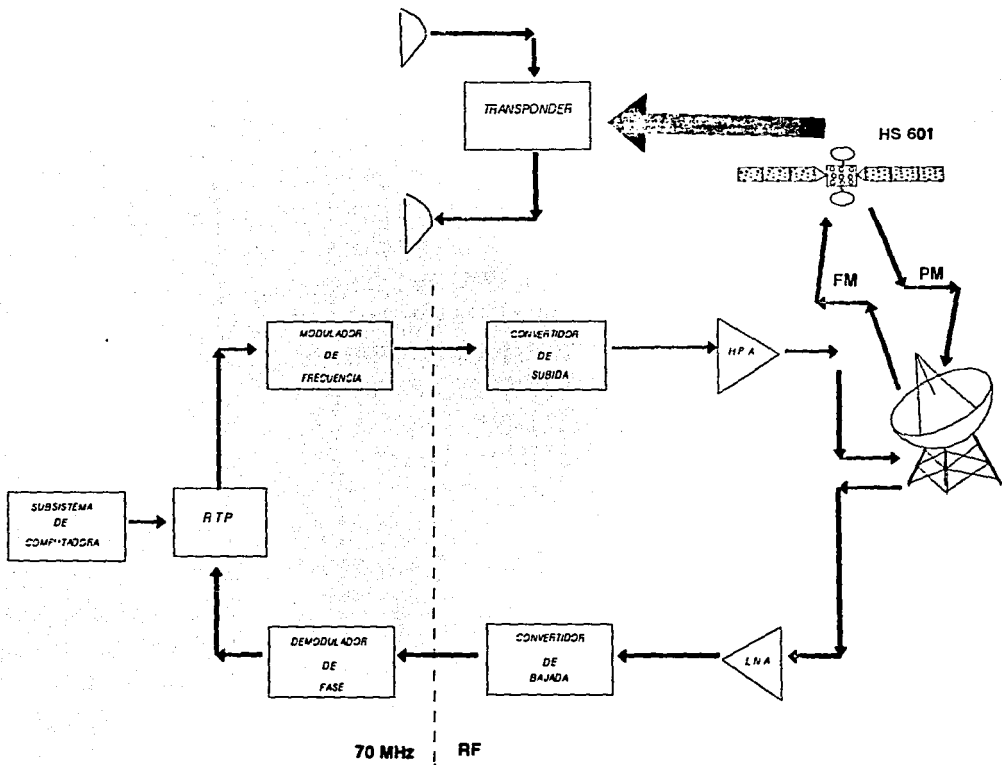


FIG. 4.6 RANGO POR TRANSPONDER

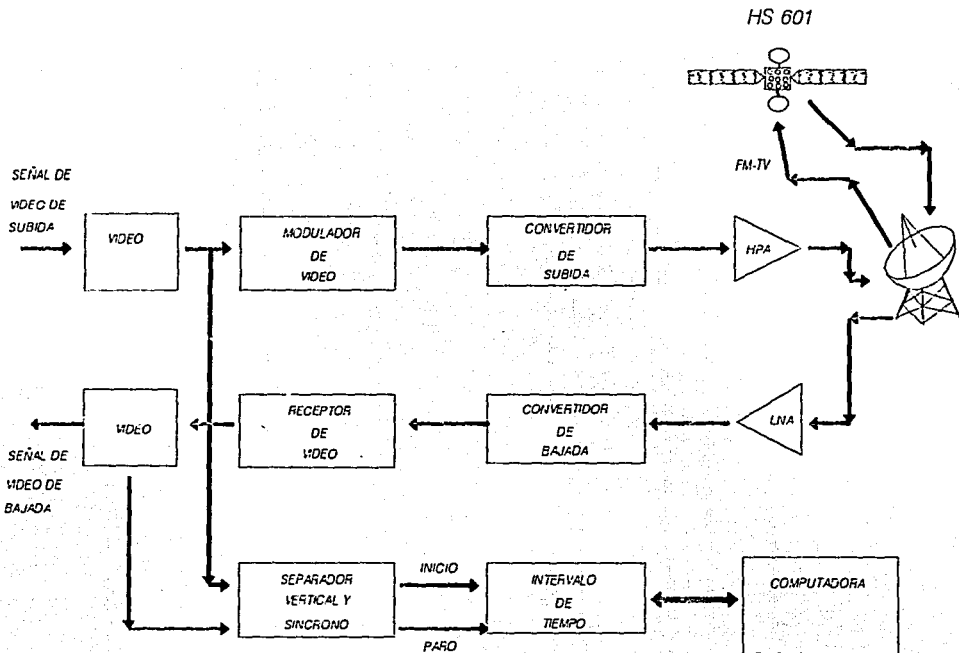


FIG. 4.7 RANGO POR TV

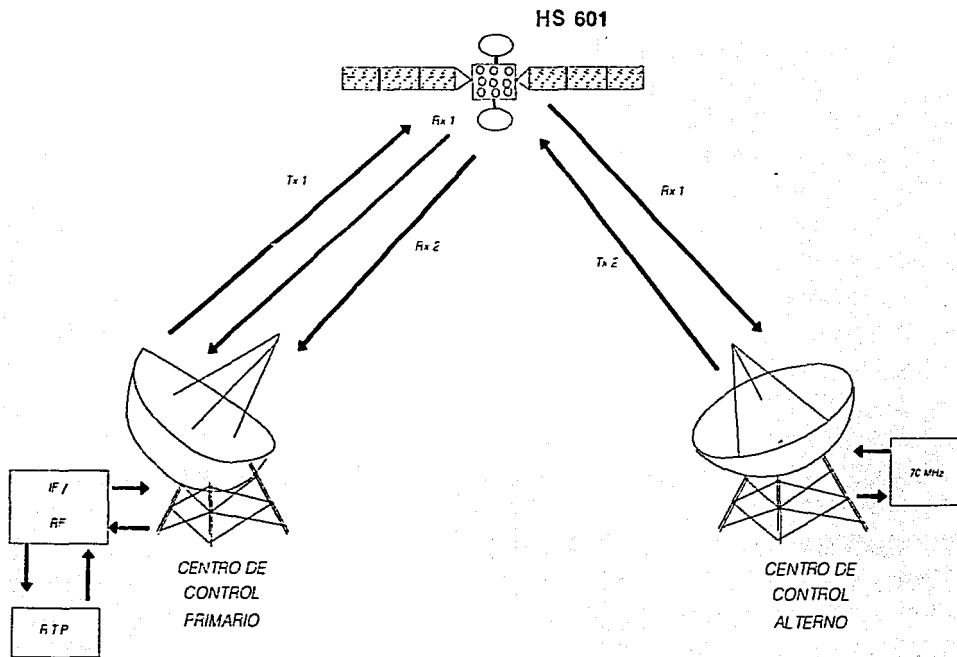


FIG. 4.8 RANGO POR RETORNO

IV.2.2 SUBSISTEMA DE ORIENTACION

Este subsistema en particular es muy interesante debido a que es un satélite estabilizado por cuerpo, esto quiere decir que tenemos que mantener la orientación en tres ejes que son Roll (+X=E, -X=W), Pitch (+Y=S, -Y=N) y Yaw (+Z=Nadir, -Z=Zenit) como lo muestra la fig.4.9. Durante la órbita de transferencia el satélite gira sobre el eje Z con una orientación nadir hacia la línea orbital. En operación queda orientado de la siguiente forma: la cara nadir (+Z) del satélite, con la antena de banda L queda apuntada hacia la Tierra, las caras norte, sur, este y oeste quedan orientadas hacia el norte, sur, este y oeste de la Tierra respectivamente y la parte posterior del satélite queda en -Z (zenit) como lo muestra la fig. 4.10.

El subsistema de Orientación esta compuesto de sensores, actuadores de control y el procesamiento electrónico que constituye el elemento principal de control de orientación del satélite durante la misión. La misión incluye la estabilización por giro en la fase ascendente, desgiro, reorientación y la adquisición inicial de Sol y Tierra.

El ACS (Subsistema de Control de Orientación) contiene un alto grado de operación autónoma, así como auto chequeo, detección de fallas y acciones correctivas. El modo normal de operación del ACS es capaz de controlar la orientación del satélite por un extenso periodo de tiempo sin intervención terrestre.

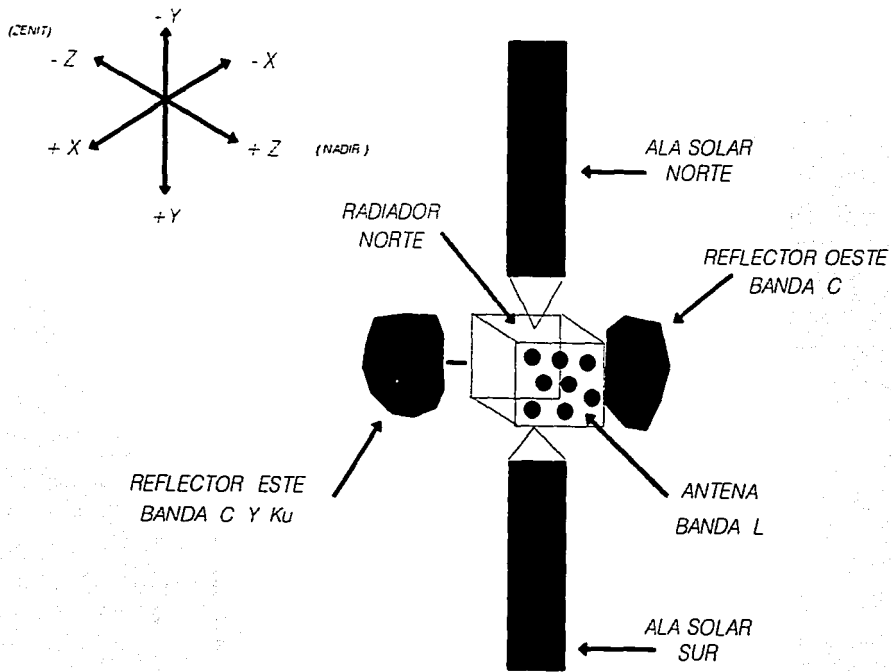


FIG. 4.9 ORIENTACION DEL SATELITE

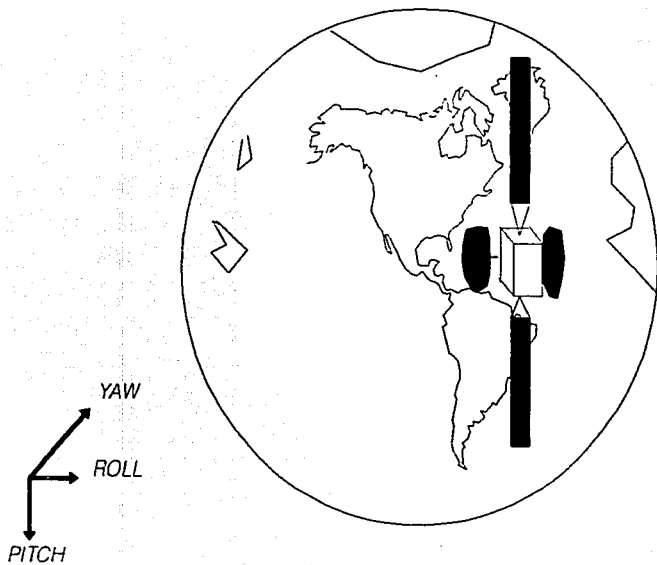


FIG. 4.10 SATELITE RESPECTO A LA TIERRA

Un diagrama a bloques del ACS es mostrado en la fig. 4.11 en el cual podemos observar que el corazón de este subsistema es el SCP (Spacecraft Control Processor). El SCP controla la orientación del satélite por medio de la rueda de momento (momentum wheel). Conforme a los datos recibidos de los sensores el SCP comanda torques a la electrónica manejadora de la rueda (WDE), para que la velocidad de la rueda (aproximadamente 4500 rpm) cambie dependiendo de la corriente del comando, y la magnitud del momento angular corrija la orientación en pitch, ó señales de conducción a las correderas de la plataforma de la rueda de momento (MWP), que proveen el control en los ejes roll y yaw, las cuales son monitoreadas por el SCP y vía TEU en Tierra.

Otra parte importante en este subsistema es la orientación de las alas solares; las cuales son movidas por el mecanismo manejador de las alas solares (SWD) y el actuador ajustable de alas solares (ASWA). El SWD contiene un motor de pasos el cual mueve a las alas a lo largo del eje pitch para rastrear el sol. El ASWA contiene un motor de pasos que se utiliza para cancelar el efecto que ejerce el sol sobre las alas como se muestra en la fig. 4.12. También en este subsistema se tiene el mecanismo posicionador del reflector (RPM), utilizado sólo una vez antes de la puesta en servicio y ajustado cuando ya está en operación.

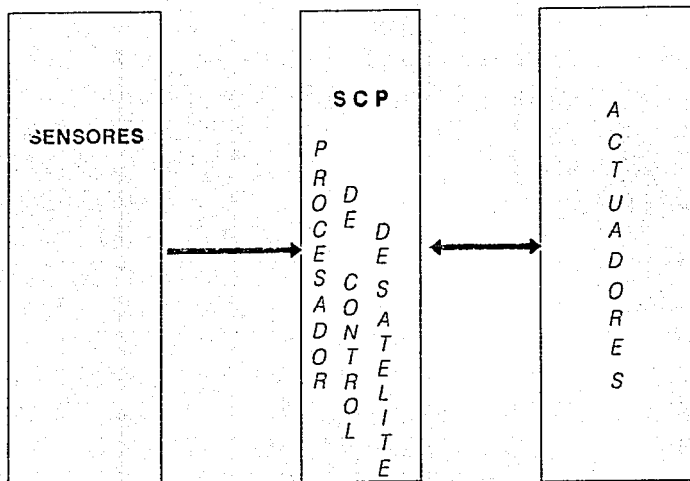


FIG. 4.11 DIAGRAMA A BLOQUES DEL ACS

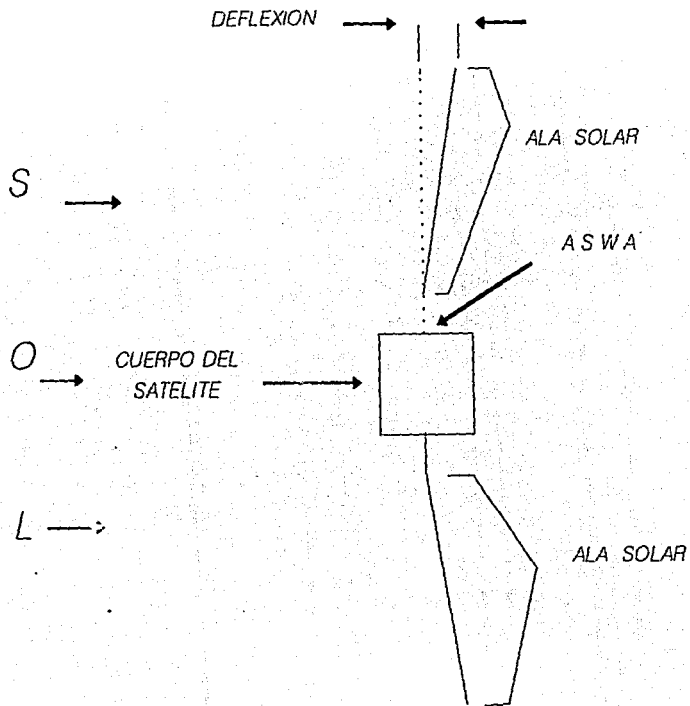


FIG. 4.12 EFECTO DEL SOL SOBRE LAS ALAS

Para tratar de maximizar el uso del combustible y así la vida del satélite se tiene otra forma de control de orientación que es mediante un momento producido por un torque magnético (MT). El torque magnético es producido por una bobina de alambre en la parte trasera del satélite. Cuando una corriente eléctrica es enviada a través de la bobina, se produce una reacción con el campo magnético de la Tierra formándose así un momento. La dirección de este momento dependerá del sentido de la corriente inducida en la bobina, es decir, si la corriente es positiva el movimiento del torque producido será en el eje roll positivo y en el sentido negativo si la corriente es negativa.

Otra parte esencial en el control de orientación es cuando actúan los impulsores como respuesta a un incremento no permitido del error de orientación. (Estas son planeadas en Tierra de acuerdo a la posición en que se encuentre el satélite y mediante la utilización de un algoritmo que se carga en el SCP en donde este determina el encendido y apagado de los impulsores seleccionados por este mismo; pero esto lo veremos con mas detenimiento en el subsistema de propulsión).

IV.2.3 SUBSISTEMA DE PROPULSION

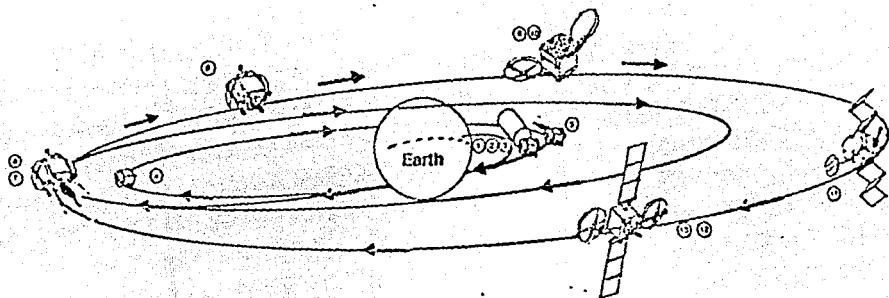
El subsistema de propulsión provee el control de posición en órbita del satélite por medio de impulsos aplicados en los tres ejes durante la órbita estacionaria, así como en la órbita de transferencia. Para colocar al satélite en órbita geoestacionaria, fueron necesarios varios encendidos del LAM (Liquid Apogee Motor [motor de apogeo líquido]), como se observa en la fig. 4.13, teniendo así un mejor control de la nave y una optimización del combustible.

El subsistema de propulsión de Solidaridad es un sistema hipergólico, esto es, de reacción por mezcla bipropelante. El combustible llamado Monomethyl Hydrazine reacciona con el oxidante Tetroxido de Nitrógeno en una razón predeterminada por el grado de presurización del Helio. La cantidad total de propelante para mantenimiento en órbita es de aproximadamente 1660 Kg y en función de la cual se tiene el tiempo de vida del satélite.

Como se puede observar en la fig. 4.14 este subsistema esta compuesto por:

- 4 tanques de Titanio: De los cuales dos contienen Tetroxido de Nitrógeno (oxidante) y los otros dos contienen Monomethyl Hydrazine (combustible).

-2 tanques presurizantes: Los cuales están hechos de una aleación de grafito epoxy y aluminio, estos tanques contienen Helio, este es utilizado para mantener la presión en el sistema y así el bipropelante pueda fluir hacia los impulsores.



- 1) El vehículo de lanzamiento activa el despliegue de la omni (1ª etapa)
- 2) Giro del satélite/lanzador hasta 5 rpm
- 3) Separación del vehículo de lanzamiento
- 4) Giro a 10 rpm
- 5) Crecimiento de perigeo (2 encendidos)
- 6) Reorientación (aproximadamente 180°)
- 7) Crecimiento de apogeo (4 encendidos)

- 8) Desgiro a 1.5 rpm
- 9) Despliegue de reflectores
- 10) Desgiro a 0.33 rpm
- 11) Despliegue de paneles solares
- 12) Despliegue de omni (2ª etapa) para configuración en estación
- 13) Operación en estación

FIGURA 4.13 LANZAMIENTO Y PUESTA EN ÓRBITA.



VALVULA NORMALMENTE ABIERTA



FILTRO

FTK

TANQUE DE COMBUSTIBLE

OTK

TANQUE DE OXIDANTE

LAM

MOTOR DE APOGEO LIQUIDO

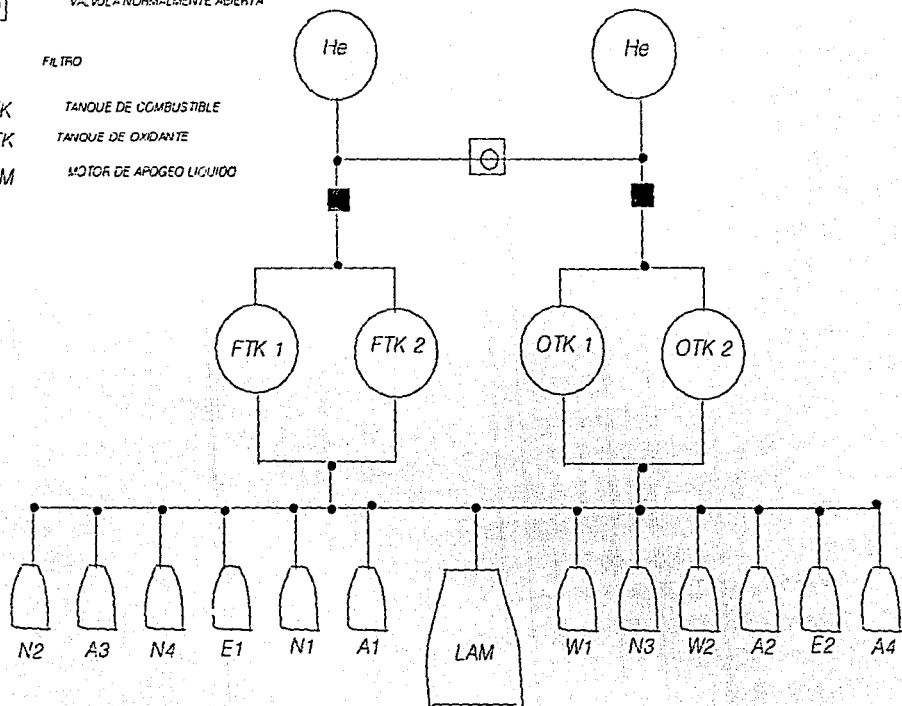


FIG. 4.14 DIAGRAMA A BLOQUES DEL SUBSISTEMA DE PROPULSION

-1 LAM de 110 lbf (490 N): Es utilizado para posesionar al satélite en la órbita final geostacionaria.

-12 impulsores de 5 lbf (22 N): Se usan para correcciones de posición y orientación orbital. Su posición y descripción de cuales son usados en cada tipo de corrección se muestra en la fig. 4.15 y en la tabla 4.1 donde se puede observar que en caso de falla de un impulsor, está disponible un elemento redundante, además proporcionan respaldo en caso de que falle el LAM.

Otros elementos del subsistema son las válvulas de paso de Helio y propelante, los filtros, los sensores de presión y un sistema de estimación de propelante capaz de predecir con una exactitud de ± 3 meses el fin de vida útil del satélite a los 8 años de haber sido lanzado.

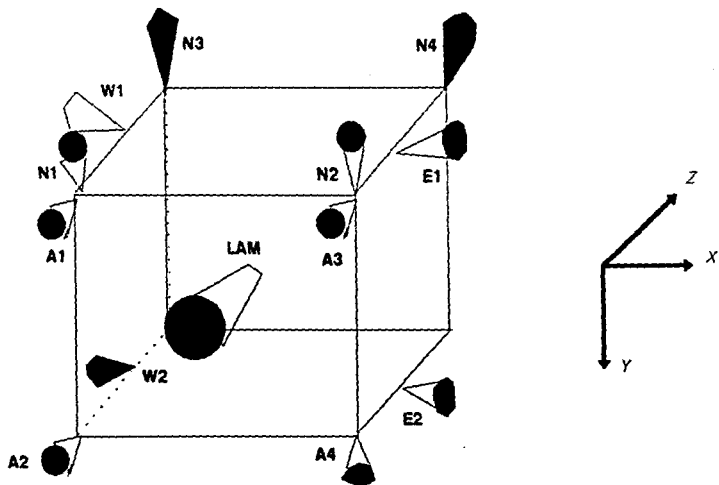


FIG. 4.15 POSICION DE LOS PROPULSORES

TORQUE O DV	MANIOBRA	OPCIONES DE RESPALDO PARA PROPULSORES DE FALLA
+ROLL	$N1 + N2$	$N2+E1; N1+W1; N2+W2; N1+E2$
-ROLL	$N3 + N4$	$N4+E1; N3+W1; N4+W2; N3+E2$
+PITCH	$A1 + A2$	$A2+(N3+N4); A1+(N1+N2); A2+N4+E1; \dots$
-PITCH	$A3 + A4$	$A4+(N3+N4); A3+(N1+N2); A4+N4+E1; \dots$
+YAW	$N2 + N4$	$W1$
-YAW	$N1 + N3$	$W2$
DV SUR	$N1 + N4$	$N2 + N3$
DV ESTE	$W1 + W2$	$W1+(N1+N3); W2+(N2+N4)$
DV OESTE	$E1 + E2$	$E1+(N2+N4); E2+(N1+N3)$

TABLA 4.1 DESCRIPCION DE LOS PROPULSORES

IV.2.4 SUBSISTEMA DE POTENCIA

El subsistema de potencia eléctrica (EPS) suministra energía eléctrica a todos los subsistemas del satélite durante toda la misión. La fuente de energía primaria, consta de paneles solares de silicón en forma de alas que soportan la operación normal del satélite. La fuente de energía secundaria consta de una batería de 27 celdas en cuatro paquetes que están ubicadas en la parte trasera del satélite (fig. 4.16), esta batería suministra energía a los subsistemas durante la órbita de transferencia y en los eclipses (los cuales ocurren en los equinoccios de primavera y otoño).

En la fig 4.17 podemos observar el subsistema de potencia eléctrica donde las alas solares proveen la energía que el limitador de voltaje del bus (BVL), limitará a 50 volts y pasará a través de los anillos rodantes del manejador de alas solares (SWD [solar wing driver]) para llegar a la unidad distribuidora de energía (PDU), quien se encarga de distribuir la energía a todas las cargas. El controlador de descarga de batería (BDC), está conectado al controlador de carga de batería (BCC), con el fin de dejar pasar energía para la carga de la batería, cuando sea necesario. Se tienen tres tipos de carga:

- 1.- Carga rápida alta ó Top Off que se utiliza durante la órbita de transferencia y equivale a una razón de carga de 13 Amp.

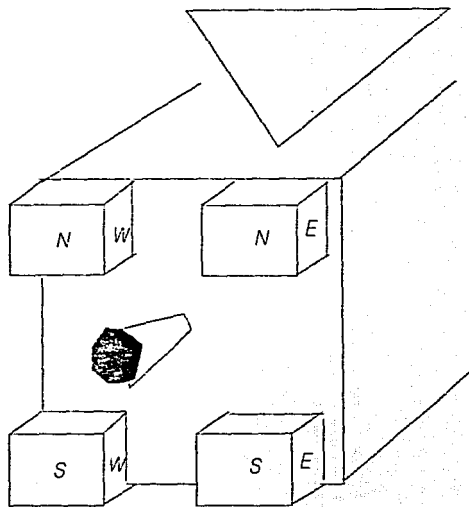


FIG. 4.16 UBICACION DE LAS BATERIAS

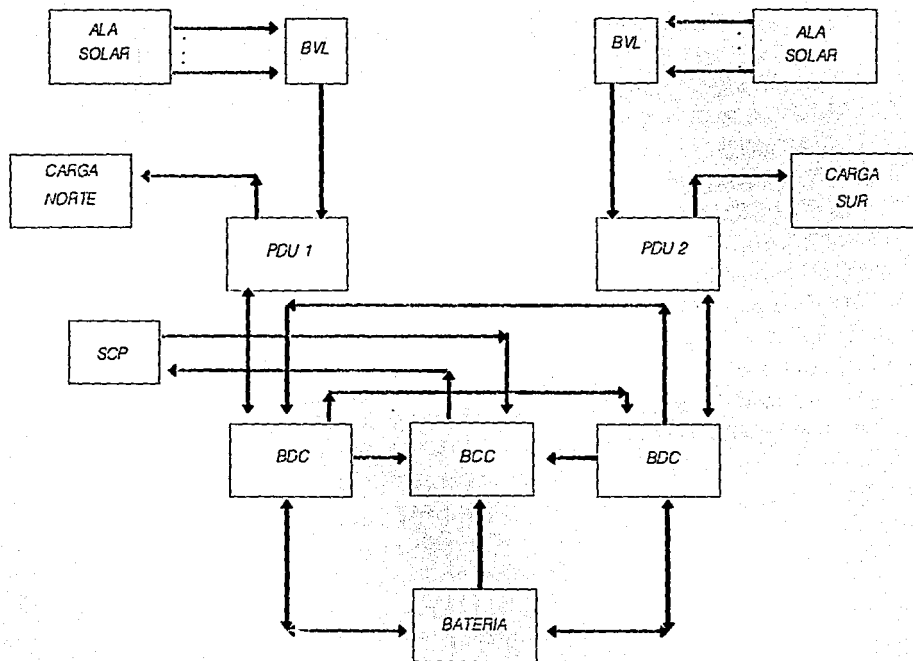


FIG. 4.17 DIAGRAMA A BLOQUES DEL SUBSISTEMA DE POT. ELEC.

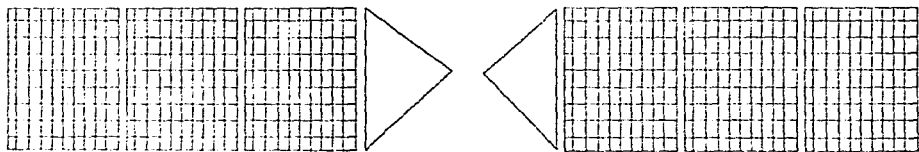
2.- Carga lenta ó Trickle la cual se utiliza durante la operación normal del satélite y tiene una razón de carga de 0.8 Amp.

3.- Carga rápida ó High Rate la cual se utiliza al término de cada eclipse con una razón de carga de 8 Amp.

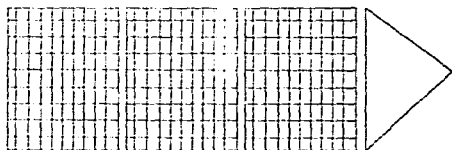
Durante época de eclipses la energía requerida, es suministrada por la batería hacia el BDC, de ahí al PDU (Power Distribution Unit), y este se encarga de distribuirla a todas las cargas. En cuanto el SCP detecta una descarga en la batería envía un comando de carga rápida el cual es recibido por el BCC, para que en cuanto salga el satélite del eclipse empiece a cargar a la batería.

El EPS primario consta como podemos observar en la fig. 4.18 de 2 alas solares; donde cada ala está compuesta de 3 paneles de 2.16 x 2.54 mts. con circuitos y celdas solares conectados en serie. El sistema secundario, es decir, la batería, está compuesta por 3 paquetes, de 7 celdas y un paquete de 6 celdas de níquel-hidrógeno, conectados en serie. Este tipo de batería no necesita de reacondicionamiento, sólo una calibración antes de el periodo de eclipses para la regulación de la presión.

Los eclipses ocurren como se puede apreciar en la fig. 4.19 debido a la posición en que se encuentra el satélite durante los equinoccios, es decir, la Tierra se interpone entre el sol y el satélite; estos eclipses abarcan un periodo de 46 días en los cuales el máximo eclipse dura 72 minutos y el menor sólo unos 50 segundos que son el primero y el último, como se observa en la gráfica de la fig.20.



ARREGLO SOLAR



ALA SOLAR

168



PANEL SOLAR



CIRCUITO DE CELDAS



FILA DE CELDAS



CELDA

FIG. 4.18 ARREGLO DE LAS ALAS SOLARES

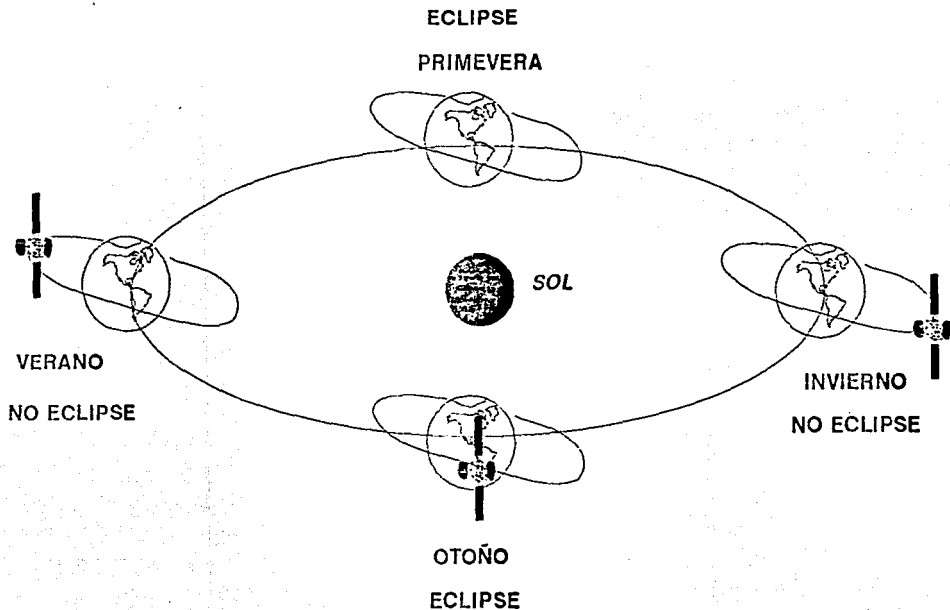


FIG. 4.19 PERIODOS DE ECLIPSE

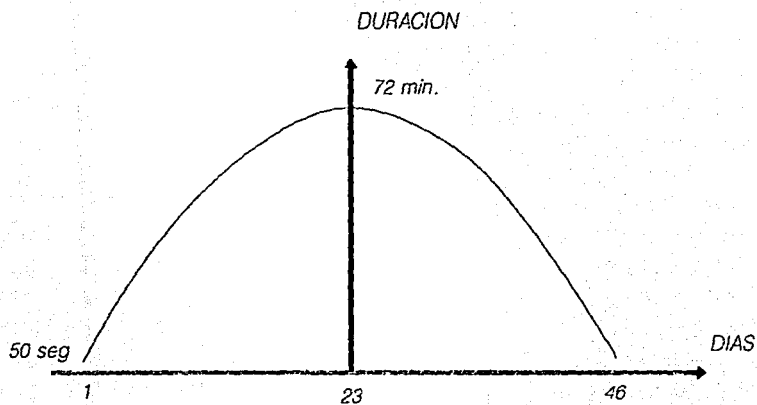


FIG. 4.20 GRAFICA DE DURACION DE ECLIPSE

IV.2.4.1 ENERGIA RADIADA POR EL SOL PARA
EL SATELITE SOLIDARIDAD

¿ Cómo se garantiza la energía que el satélite consume durante su vida útil ?

Se garantiza realizando un estudio, que parte de las leyes que rigen el Universo, es decir, sabemos de la 1^{ra} Ley de Kepler que las órbitas permanentes son elipses caracterizadas por su excentricidad y en uno de cuyos focos se halla el astro principal fig. 4.21. Para calcular la energía que recibe el satélite podemos considerar, que es la misma, que radia el Sol a la atmósfera de la Tierra multiplicada por el área de captación solar del satélite y la eficiencia de las celdas solares; ya que la distancia entre la Tierra y el satélite es despreciable en comparación con la de la Tierra al Sol.

$$E_{sat} = S A_{capt} A_{cel} \dots \dots \dots (1)$$

Donde:

E_{sat} = Energía eléctrica disponible recibida por el satélite

S = Energía radiada por el Sol

A_{capt} = Área de captación solar del satélite

A_{cel} = Eficiencia de las celdas del panel solar

Para calcular la energía radiada por el Sol consideremos que cualquier superficie que absorba toda la energía incidente, será también la mejor superficie emisora posible. Tal superficie no reflejará energía y, por tanto, parecerá negra (siempre que su temperatura no sea tan alta que resulte autoluminosa). Se denomina superficie negra ideal, y al cuerpo que tiene esta superficie se le llama cuerpo negro ideal, emisor ideal o simplemente cuerpo negro.

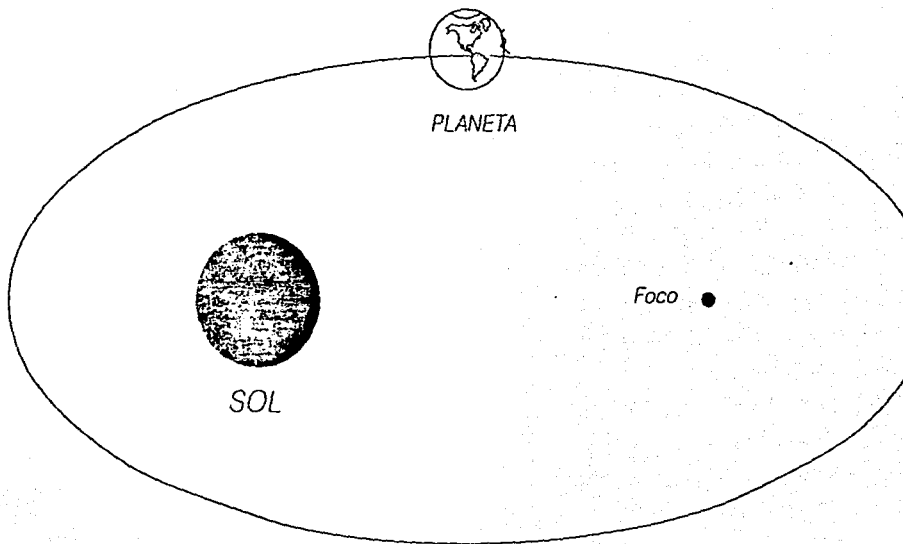


FIGURA 4.21 PRIMERA LEY DE KEPLER

Por lo anterior podemos considerar al Sol como un cuerpo negro. Esta consideración nos permite utilizar la ley de Stefan Boltzmann, que en forma experimental demuestra que la cantidad de energía emitida por unidad de tiempo desde una superficie es proporcional al área de la superficie y a la cuarta potencia de la temperatura absoluta T. También depende de la naturaleza de la superficie, expresada por un número no dimensional e, que está entre 0 y 1. Entonces, la relación puede expresarse como :

$$S = Ae\delta T^4 \dots\dots\dots (2)$$

Donde:

S = Energía radiada por el Sol

A = Área de la superficie

δ = Constante de Stefan Boltzmann

$\delta = 5.6699 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \text{ K}^4$

T = Temperatura del Sol

T = 5762 K

e = Poder emisor de la superficie

El número e, que caracteriza las propiedades de emisión de una superficie determinada, en general, es mayor para las superficies rugosas oscuras que para las claras y pulidas. Por lo que para nuestro caso como la superficie es un cuerpo negro $e = 1$.

Si 1m^2 de superficie de Sol emite un flujo Q_s , el total de flujo emitido por el Sol es:

$$4\pi R_s^2 Q_s \dots\dots\dots (3)$$

Donde:

R_s = Radio del Sol

$R_s = 695 \times 10^6 \text{ m}$

Cuando los rayos solares llegan a la Tierra, la energía no es mayor a la que distribuye su superficie $4\pi R_s^2$, a toda el área de la órbita que describe la Tierra $4\pi r^2$ al rededor del Sol.

Donde:

r = radio de la órbita de la Tierra alrededor del Sol

Por esta expansión radial de los rayos solares y por la ley de conservación de la energía, la densidad de energía es:

$$4\pi R_s^2 Q_s / 4\pi r^2 Q_T = (R_s^2 / r^2) \dots \dots \dots (4)$$

Por lo tanto este factor es considerado como densidad de flujo (ρ).

$$\rho = R_s^2 / r^2 \dots \dots \dots (5)$$

Por lo tanto tomando estas consideraciones la ecuación 2 queda de la siguiente manera:

$$S = \rho \delta T^4 \dots \dots \dots (6)$$

Sustituyendo 5 en 6 tenemos que :

$$S = (R_s^2 / r^2) \delta T^4 \dots \dots \dots (7)$$

Como vimos, de la 1^{ra} Ley de Kepler la órbita de la Tierra al rededor del Sol es una elipse y por lo cual, su radio (r) varía de acuerdo al día del año. Este radio se puede calcular partiendo de la ecuación canónica de la elipse:

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1 \dots \dots \dots (8)$$

y si las coordenadas polares "r" y "φ" son tomadas, de tal manera que "φ" sea el ángulo que represente la posición de la Tierra en diferente día del año y que un punto "p" represente este desplazamiento y este punto está dado por:

$$p = a(1 - e^2) \dots \dots \dots (9)$$

Donde :

- a = eje mayor de la elipse
- e = excentricidad de la órbita
- e = 0.0167086

Entonces la ecuación polar de la elipse queda:

$$r = p / (1 + e \cos \phi) \dots \dots \dots (10)$$

$$r = a(1 - e^2) / (1 + e \cos \phi) \dots \dots \dots (11)$$

Donde:

$$a = ((\mu^{1/2} T_N) / 2\pi)^{2/3} \dots \dots \dots (12)$$

μ = constante gravitacional

$$\mu = 1.327 \times 10^{11} \text{ Km}^3 / \text{s}^2$$

$$\mu = 1.327 \times 10^{20} \text{ m}^3 / \text{s}^2$$

T_N = Período de traslación de la Tierra

$$T_N = 365 \text{ d } 6\text{h } 9\text{min } 7\text{seg}$$

$$T_N = 31558147 \text{ seg}$$

Sustituyendo en la ecuación 11 tenemos que:

$$a = 1.49593041 \times 10^{11} \text{ m}$$

Por lo tanto sustituyendo 11 en la ecuación 7 esta queda como:

$$r = a(1-e^2) / 1 + e \cos \phi \dots \dots \dots (11)$$

$$S = (R_s^2 / r^2) \delta T^4 \dots \dots \dots (7)$$

$$S = (R_s^2 (1 + e \cos \phi) \delta T^4) / (a(1-e^2))^2 \dots (13)$$

Considerando ϕ igual a cero que representa el primer día del solsticio de invierno en el cual la Tierra se encuentra mas cercana al Sol y sustituyendo valores ya conocidos en la ecuación 13 tenemos:

$$S = \frac{((696 \times 10^6)^2 (1 + 0.0167086(\cos 0))) (5.6899 \times 10^{-8}) (273.2^4)}{((1.49593041 \times 10^{11} (1 - 0.0167086^2))^2)} \dots (14)$$

$$S = 1376.26 \text{ W} / \text{m}^2$$

Una vez obtenida la energía radiada por el sol y que sabemos que la eficiencia (λ) de las celdas solares del satélite Solidaridad es de aproximadamente el 9% solo resta calcular el área de captación de energía solar del satélite Solidaridad y así sustituir en la Ec. (1). Por lo tanto sabemos la fórmula para el área de un rectángulo, que es la forma que tienen los tres paneles que conforman cada una de las dos alas del satélite por lo que tenemos:

$$A = (bh) \times 3 \times 2 \dots \dots \dots (15)$$

Base (b) del panel solar = 2.16 m

Altura (h) del panel solar = 2.54 m

$$A = (2.16 \times 2.54) \times 3 \times 2$$

$$A = 32.9184 \text{ m}^2 \dots \dots \dots (16)$$

Sustituyendo valores en (1) tenemos que la mayor energía eléctrica disponible, ocurre en el primer día del solsticio de Invierno y en watts esta dada por:

$$E = S A A \dots\dots\dots (1)$$

$$E = (1376.2684 \text{ W/m}^2)(32.9184 \text{ m}^2)(0.09)$$

$$E = 4074.9129 \text{ Watts}$$

La menor energía eléctrica disponible es cuando ϕ es igual a 180 y esto es en el solsticio de verano en ese momento la energía radiada por el Sol es:

$$S = 1331.0332 \text{ W / m}^2$$

Sustituyendo en (1) tenemos:

$$E = (1331.0332 \text{ W/m}^2)(32.9184 \text{ m}^2)(0.09)$$

$$E = 3945.8903 \text{ Watts}$$

Para observar el comportamiento de los 365 días del año, a continuación se presenta la tabla 4.2 de datos y la fig.4.22 correspondiente, con las cuales podemos observar que se garantiza la energía eléctrica en el satélite durante toda su vida útil.

TABLA 4.2

TABLA DE DATOS EN DIFERENTES DIAS DEL AÑO

$$E = \left(\frac{(696E6^2(1 + (.0167086(\cos \delta))) (5.6699E-8) (5762^4))}{((1.49593041E11(1 - 0.0167086^2))^2)} \right)$$

$$*(32.9184)*(.09)$$

DIAS	WATTS
0	4074.9129
1	4074.9031
2	4074.8736
3	4074.8245
4	4074.7558
5	4074.6674
6	4074.5595
7	4074.4321
8	4074.2851
9	4074.1187
10	4073.9328
18	4071.7555
19	4071.3982
20	4071.0224
36	4062.5923
37	4061.9226
38	4061.2372
54	4048.3204
55	4047.4038
56	4046.4759
72	4030.3367
73	4029.2629
74	4028.1833
90	4010.4016
91	4009.2757
92	4008.1502
108	3990.4665
109	3989.3988
110	3988.3374
126	3972.4828
127	3971.5777
128	3970.6845
144	3958.2108
145	3957.557
146	3956.9193
162	3949.0477
163	3948.7091
164	3948.3893
180	3945.8903

181	3945.9001
182	3945.9296
198	3949.0477
199	3949.4049
200	3949.7808
216	3958.2108
217	3958.8806
218	3959.566
234	3972.4828
235	3973.3994
236	3974.3273
252	3990.4665
253	3991.5403
254	3992.6199
270	4010.4016
271	4011.5275
272	4012.653
288	4030.3367
289	4031.4044
290	4032.4658
306	4048.3204
307	4049.2255
308	4050.1187
324	4062.5923
325	4063.2462
326	4063.8839
342	4071.7555
343	4072.0941
344	4072.4139
360	4074.9129
361	4074.9031
362	4074.8736
365	4074.6674

GRAFICA DE ENERGIA DISPONIBLE EN UN AÑO

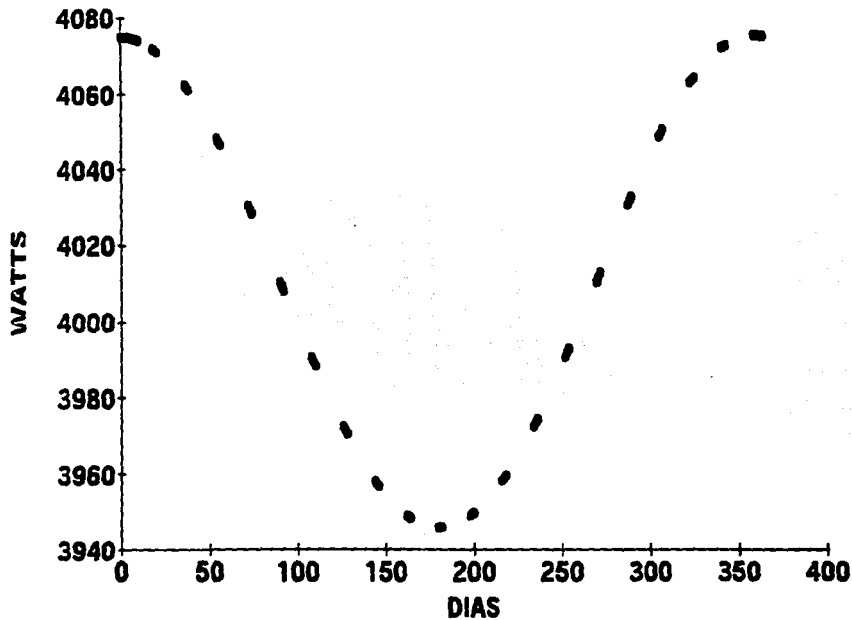


FIGURA 4.22

IV.2.5 SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES

El subsistema de comunicaciones o carga útil , es la parte que se utiliza para dar servicio a los usuarios. El satélite tiene la capacidad de manejar tres bandas que son:

- 1.-Banda-C: de 3.7 a 4.2 GHz Tx y de 5.9 a 6.4 GHz Rx, con polarización lineal ortogonal.
- 2.-Banda Ku: de 11.7 a 12.20 GHz Tx y de 14.0 a 14.5 GHz Rx, con polarización lineal ortogonal.
- 3.-Banda L: de 1.525 a 1.559 GHz Tx y de 1.626 a 1.660 GHz Rx, con polarización circular derecha.

El diseño del subsistema contempla 5 regiones de cobertura, planeadas para obtener una óptima utilización de los recursos de comunicación.

Las regiones que cubre la banda C se muestran en la fig. 4.23 y se enuncian a continuación :

Región R1.- México , sur de U.S.A. y el norte de Centro América.

Región R2.- Región R1, el resto de Centro América, la parte norte de Sudamérica, las islas del caribe, Tampa y Miami.

Región R3.- Gran parte de Sudamérica.

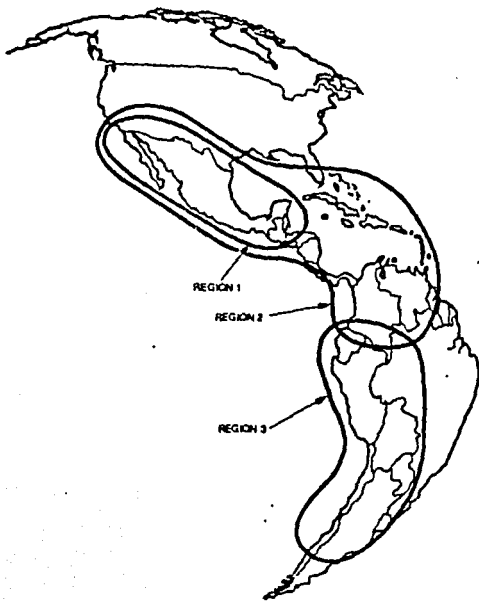


FIGURA 4.23 REGION QUE CUBRE LA BANDA C.

Las regiones que cubre la banda Ku se muestran en la fig. 4.24 y se enuncian a continuación :

Región R4.- México, Los Angeles, San Antonio, Guatemala y Belice.

Región R5.- Las grandes ciudades de los U.S.A. como son Chicago, New York, Washington D.C., San Francisco, Miami, Tampa, Dallas, Houston, San Antonio, parte del sur de Canadá y Cuba.

La Región que cubre la banda L se muestra en la fig. 4.25 y se enuncia a continuación :

México y sus mares patrimoniales los cuales tienen una longitud de 200 millas náuticas.

Las antenas del satélite, así como su uso específico se muestran en la fig. 4.26.

En banda-C tenemos 12 canales de 36 MHz que reciben en polarización horizontal y transmiten en vertical, y 6 de 72 MHz que reciben en vertical y transmiten en horizontal, con 16 SSPA's (4 de redundancia) para banda angosta y 8 para banda ancha (2 de redundancia), ésta última opera la región R1, mientras que la banda angosta puede operar R1, R2 o R3

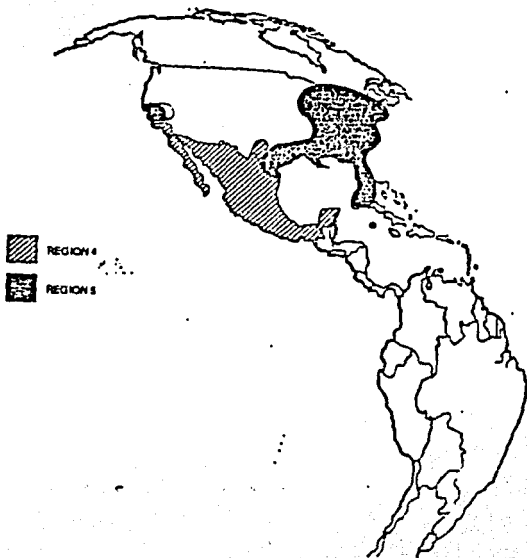


FIGURA 4.24 REGION QUE CUBRE LA BANDA Ku.

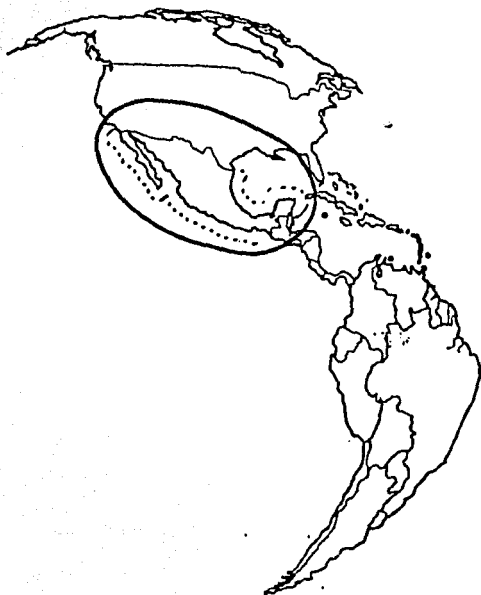


FIGURA 4.25 REGION QUE CUBRE LA HANDA L.

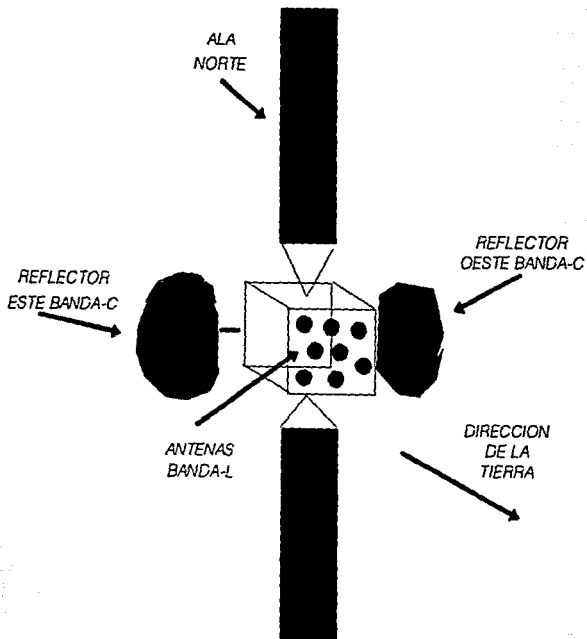


FIG. 4.26 ANTENAS QUE UTILIZA EL SATELITE

En la banda Ku el satélite cuenta con 20 TWTA's con un ancho de banda de 54 MHz, donde 4 son redundantes. De los canales en operación, 8 son utilizados para Tx en vertical y Rx en horizontal, mientras que los otros 8 en forma inversa, además de que los 16 pueden operar en la región R4. Para la región R5 sólo el 6K y 8K pueden recibir mientras que para transmitir se utiliza el 6K. Del canal 5 se utilizan sólo 27 MHz para banda Ku, ya que el resto del ancho de banda es utilizado para la Banda-L. Dentro de la banda-Ku se tiene el sistema ULPC (Uplink Power Control Beacon (Enlace de Control de Energía de Radiofaro)), el cual provee un haz estable y continuo hacia la estación terrestre permitiendo así el control de la energía radiada dependiendo de las condiciones atmosféricas.

En la banda-L se utilizan cuatro sub-bandas dentro del ancho de banda de medio canal 5 de banda Ku. En este servicio si se transmite en banda-L, la recepción es en banda-Ku y viceversa, tal como se observa en la fig. 4.27. Para realizar esta operación el satélite cuenta con convertidores IF/L y Ku/IF, además de los LNA's, SSPA's o TWTA's según se el caso, es decir, si se recibe en banda Ku se utilizan los SSPA's de banda L y si se recibe en banda L se utilizan los TWTA's de banda Ku para transmisión.

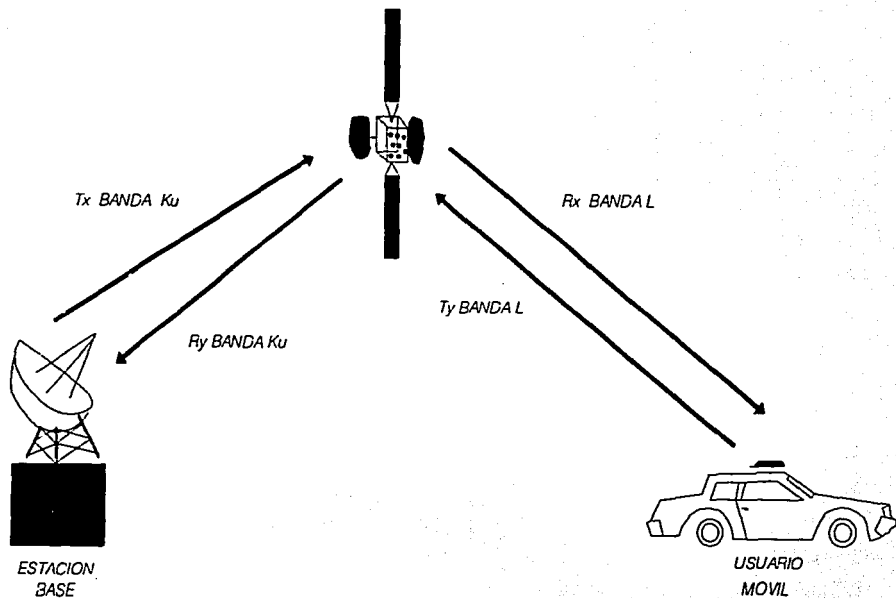


FIG. 4.27 SERVICIO BANDA-L

IV.2.6 SUBSISTEMA DE CONTROL TERMICO

El subsistema de control térmico asegura un rango de temperatura estable de operación en todas las unidades y subsistemas del satélite, sin importar las diversas condiciones ambientales a las que se tiene que enfrentar; siendo esto, previo al lanzamiento, y durante la vida del mismo. Este control térmico es llevado a cabo por diferentes elementos, ya sea para guardar o rechazar calor dependiendo del equipo y/o zona en que se encuentren, siendo algunos de estos : sábanas térmicas, radiadores de calor (espejos), placas dispersoras de calor, calentadores, ubicación del equipo dependiendo de la energía disipada por el mismo (por ejemplo la distribución de los TWTAs y los SSPAs dentro del módulo de comunicaciones, entre otros), pintura especial de color negro, el material del que esta hecho el equipo y sensores de temperatura ubicados en puntos estratégicos para el monitoreo del ambiente de todo el satélite. Dicho ambiente debe estar comprendido entre 34° y 46° dependiendo de la zona; en la fig. 4.28 se pueden observar las zonas y la temperatura a la que debe de estar cada zona (zona SSPA, TWT y EPS).

El control térmico de este tipo de satélites es particularmente difícil, ya que al no girar se tiene temperaturas extremas en el cuerpo del satélite debido a que la parte que está de frente al sol tiene altas temperaturas mientras la parte que da al zenit es muy fría. Dadas estas condiciones se tiene un sistema de tuberías tipo serpentín, en el cual circula una solución especial. Esta tubería esta diseñada de tal manera que al pasar la solución por la parte caliente se evapora y al pasar por la parte fría se condensa manteniendo así el control térmico de la nave.

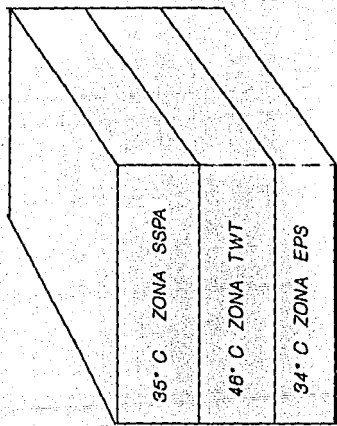
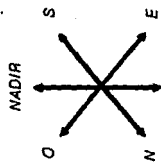


FIG. 4.26 ZONAS DE TEMPERATURA

CAPITULO V CENTRO DE CONTROL PARA LOS SATELITES SOLIDARIDAD

El Centro de Control para el sistema de satélites Solidaridad fig. 5.1 está ubicado en el mismo lugar que para el sistema Morelos es decir el Centro de Control Walter C. Bucanan localizado en CONTEL Iztapalapa, de hecho se sustituye casi en su totalidad el equipo que se utilizaba para el sistema Morelos por un nuevo equipo acondicionado para controlar al mismo tiempo 3 satélites (2 Morelos y un Solidaridad ó 2 Solidaridad y un Morelos); es decir, el nuevo equipo esta diseñado para atender las necesidades de ambos sistemas. Además, para este nuevo sistema se cuenta con un centro de control alternativo (CCA) ubicado en Hermosillo Sonora, en el cual se tiene capacidad para controlar 2 satélites a la vez (1 Morelos y 1 Solidaridad, o, 2 Morelos, o, 2 Solidaridad); cabe mencionar que este C.C.A. solo se usara en caso de alguna contingencia o en caso de algún mantenimiento al Centro de Control Primario (C.C.P.), de no suceder algo similar al control se mantendrá siempre en CONTEL.

Las actividades desempeñadas para el control de los satélites solidaridad son en esencia las mismas que se realizan para el sistema Morelos, (con las diferencias que por lógica implica el control de un satélite HS601), es decir: monitoreo y análisis de telemetría, configuración del equipo terrestre y de la nave espacial, mantener en correcta posición al satélite, etc.

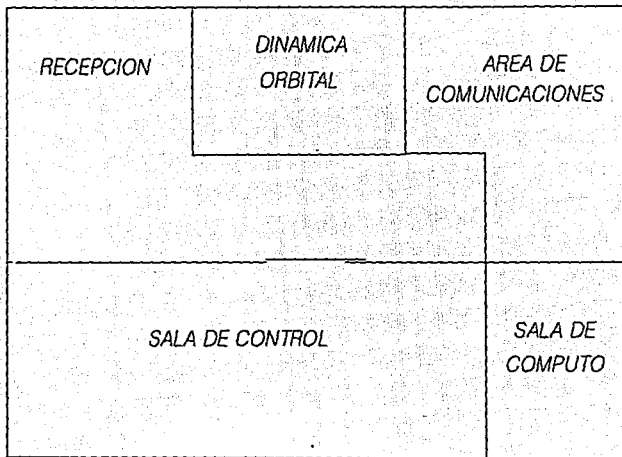


FIG. 5.1 CENTRO DE CONTROL

Para realizar dichas actividades el PCC cuenta con los siguientes subsistemas:

Subsistema de Antenas y RF

Subsistema de Banda Base

Subsistema de TC&R

Subsistema de Estado y Control

Subsistema de Código de Tiempo

Subsistema de Computadoras

V.1 SUBSISTEMA DE ANTENAS Y RF

Este Subsistema esta constituido por:

-3 antenas para banda C de 11 mts. con tráfico de comunicaciones y TC&R.

-1 antena de 12 mts. para órbita de transferencia y TC&R para cualquiera de los dos sistemas de satélites (no tiene tráfico de comunicaciones).

-3 antenas para banda Ku de 8.1 mts., 7.6 mts. y 4.6 mts. (sólo tráfico de comunicaciones).

-1 antena para banda L de 2.4 mts. (sólo tráfico de comunicaciones).

Las antenas tienen asignadas diferentes tareas las cuales podemos observar en la tabla 5.1

Como se puede constatar la antena más versátil es la de 12 mts llamada TTAC (Telemetry, Tracking And Command), por lo que es considerada la joya de CONTEL.

TAREAS	ANTENAS 11m	ANTENA TTAC	ANTENAS Ku	ANTENA BANDA-L
ORBITA DE TRANSFERENCIA TC&R		X		
SOLIDARIDAD TC&R	X	X		
MORELOS TC&R	X	X		
RANGO POR TRANSPONDER	X	X		
RANGO POR TV	X			
PRUEBAS EN ORBITA		X	X	X
MONITOREO DE SEÑALES	X	X	X	X

TABLA 5.1 TAREAS REALIZADAS POR LAS ANTENAS

Además, de las antenas mencionadas anteriormente este subsistema esta constituido por el equipo asociado a dichas antenas como son: Alimentadores, LNA's, Convertidores de subida, HPA's, TLT's, Convertidores tanto de subida como de bajada, así como las unidades para rango por televisión. En la fig 5.2 se pude observar las partes que conforman este subsistema.

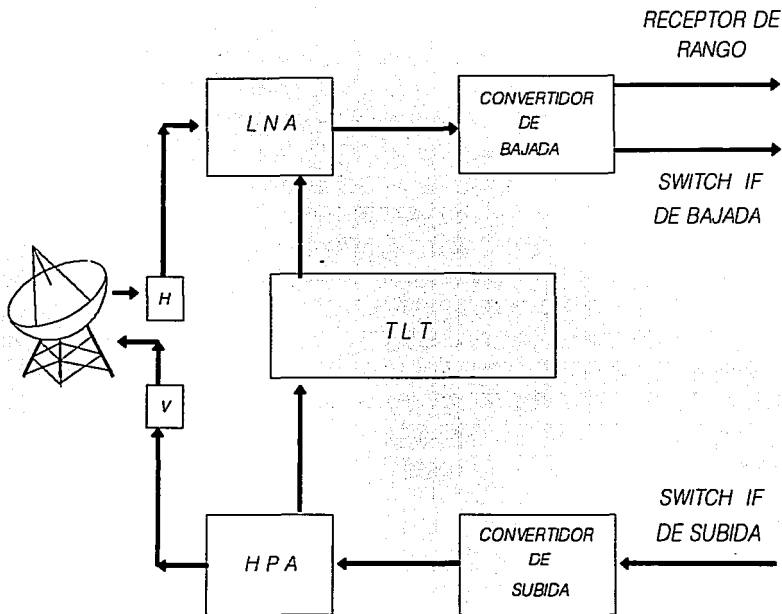


FIG. 5.2 SUBSISTEMA DE RF

V.2 SUBSISTEMA DE BANDA BASE

Este subsistema se muestra en la fig. 5.3 y esta constituido, a su vez, por los sig. subsistemas:

- TC&R
- Código de Tiempo
- Grabación
- Estado y Control
- Computadora

V.2.1 SUBSISTEMA DE TELEMETRIA COMANDO Y RANGO

Las funciones de telemetría comando y rango estan incluidos en la Unidad Integrada de Telemetría y Comando (ITCU), el cual es el corazón del subsistema de banda base. Se tienen 4 ITCU's 1 por satélite y 1 de redundancia que puede remplazar a cualquiera de los otros tres; los ITCU's son operados desde la computadora o workstation (estación de trabajo).

En el ITCU se encuentran integrados todos los equipos que se tenían por separado en el anterior sistema (puede soportar a ambos sistemas (HS-376 y HS-601)), como son: Receptores (2), PSK, Demodulador de PCM (2), Detector de Datos de FM (376), procesador de tonos de rango, en la bajada y generador de comandos (376 y 601), modulador de FM (376) y selector de comando/rango, como se observa en la fig. 5.4.

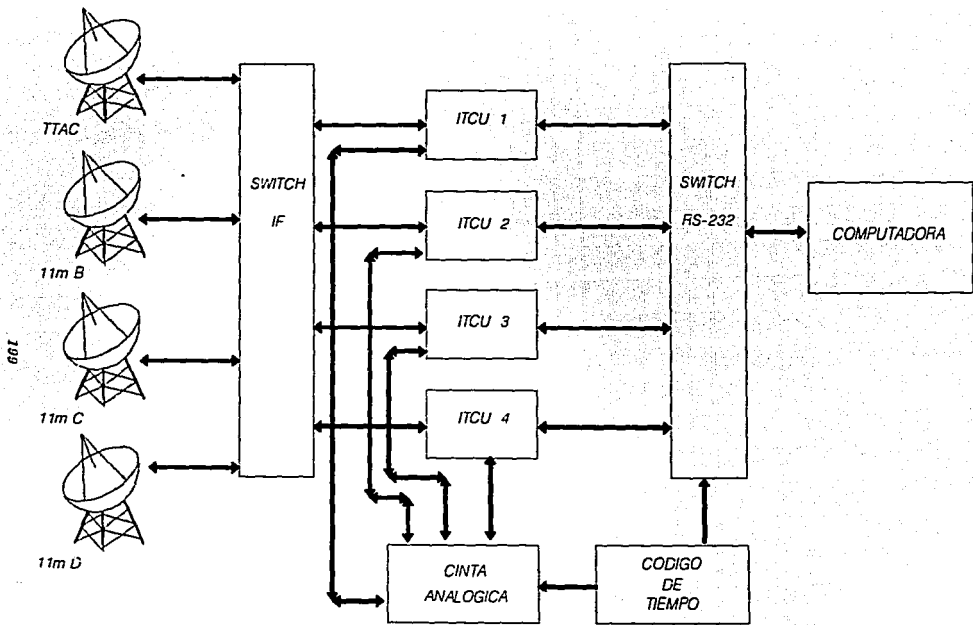


FIG. 5.3 SUBSISTEMA DE BANDA BASE

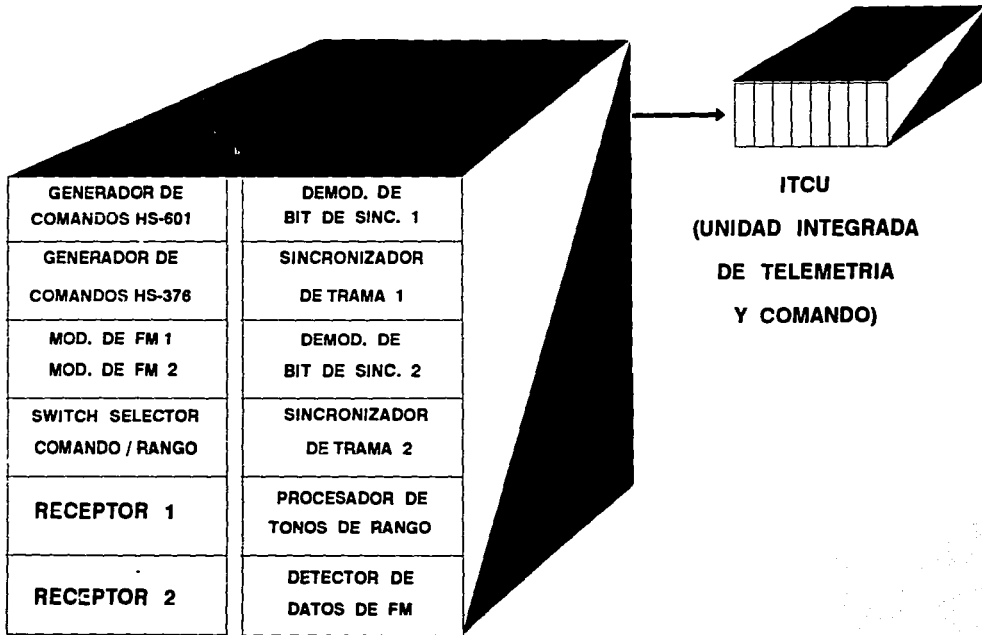


FIG. 5.4 ELEMENTOS CONTENIDOS EN EL ITCU

El ITCU recibe dos flujos de telemetría (aunque solamente procesa un flujo, y para que procese uno u otro depende de las necesidades del centro de control y de la frecuencia que tenga el receptor uno), los recibe modulados en fase a 70 MHz y los demodula en una subportadora de 32 KHz, esta es demodulada a 1 KBPS en flujo serial este es convertido a [RS-232/425] y enviado a la computadora.

Los tonos de rango son transmitidos y recibidos de la misma manera que en el sistema Morelos. Con este nuevo sistema aparte de el rango normal (es decir, rango por TC&R (fig. 5.5) y por transponder (fig. 5.6)), se tiene el rango por retorno (fig. 5.7) y por televisión (fig. 5.8), este último utiliza equipo propio para este tipo de rango.

La unidad de panel y switchero RS-232 que forma parte de este subsistema de banda base sirve de interfase entre el ITCU y la computadora, así como para conmutarse a la computadora redundante. Los cambios se pueden hacer manualmente o por medio del GSC (Ground Status Configuration) en la workstation. El panel de parcheo se utiliza para monitorear señales, para enrutar el DSS (Dinamic Satellite Simulator) de 601 o 376 o el código de tiempo universal.

Otra unidad que también forma parte de este subsistema es el switch de IF con el cual podemos enrutar las unidades de RF normales o redundantes tanto de subida como de bajada hacia los ITCU's. En esta unidad se tiene la capacidad de monitorear, por medio de su panel de parcheo, señales de IF de las antenas de 11 mts, TTAC, cualquier ITCU, enrutar hacia la graficadora, así como observar la entrada o salida de las cintas analógicas si así se requiere.

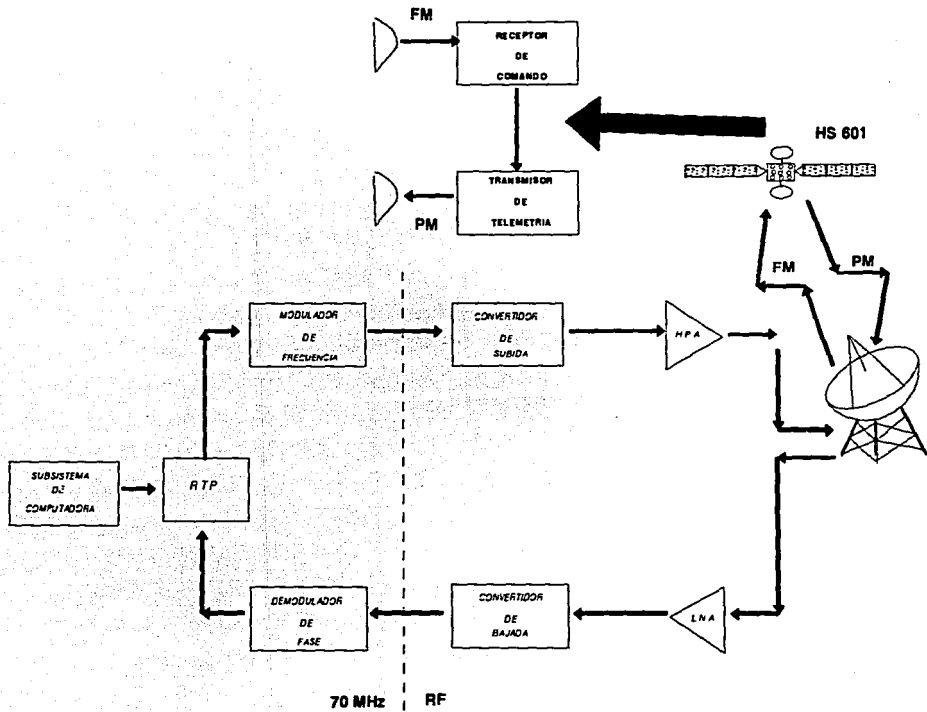


FIG. 5.5 RANGO POR T & C

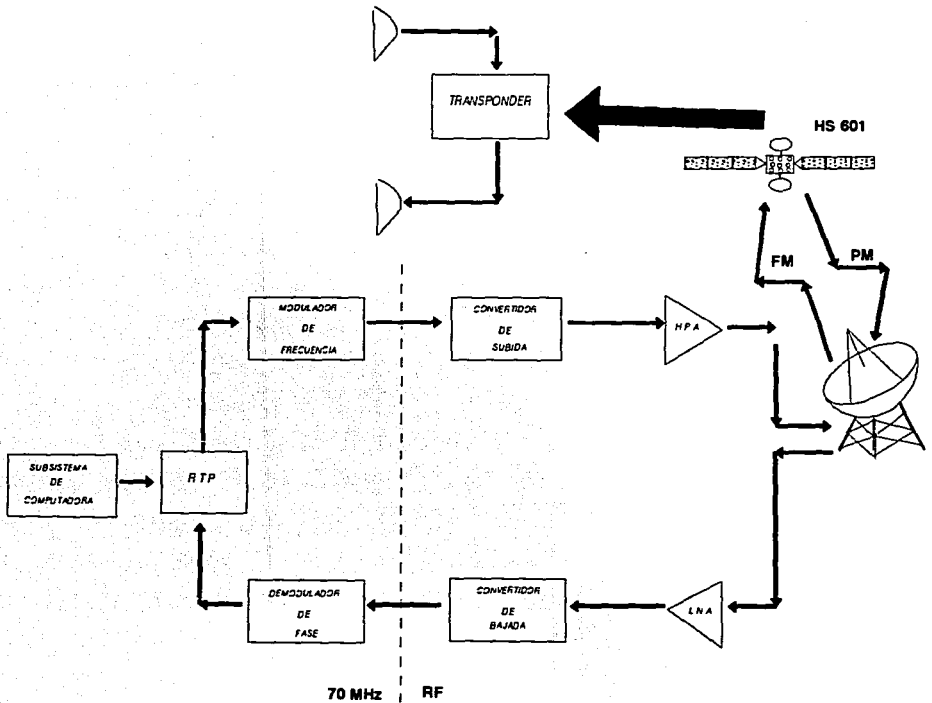


FIG. 5.6 RANGO POR TRANSPONDER

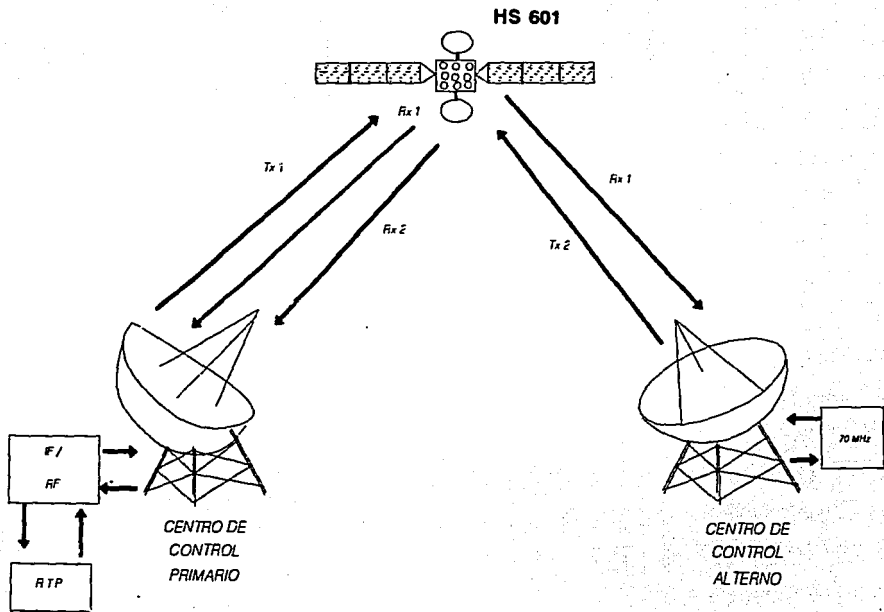


FIG. 5.7 RANGO POR RETORNO

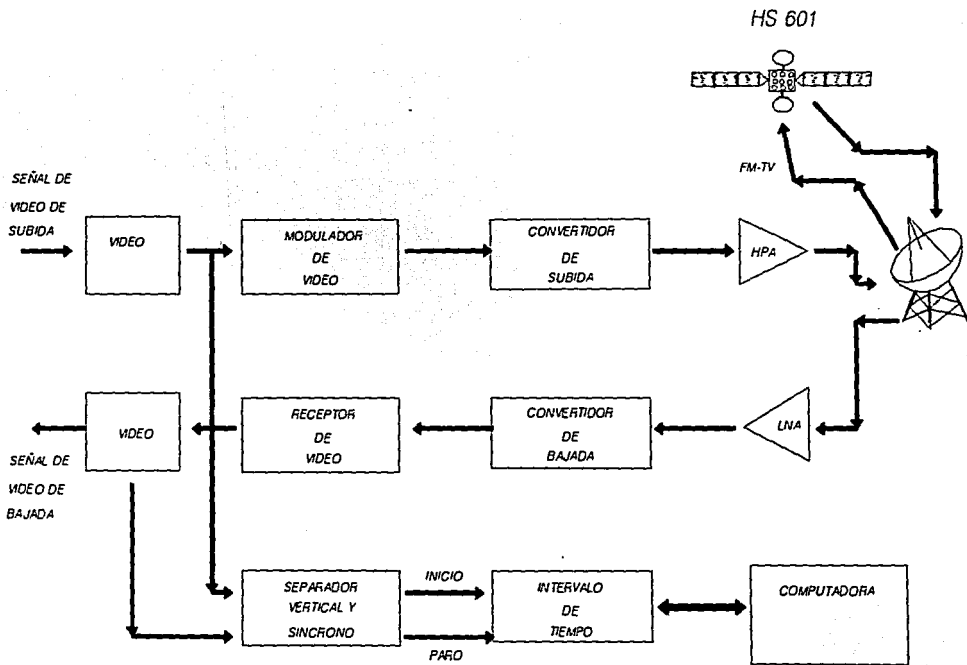


FIG. 5.8 RANGO POR TV

V.2.2 SUBSISTEMA DE CODIGO DE TIEMPO

El subsistema de código de tiempo proporciona diferentes códigos de tiempo a las computadoras, graficadoras, cintas analógicas y a los displays del PCC, además de leer los datos de tiempo que contiene la cinta analógica cuando esta es reproducida.

Las 2 unidades con que cuenta este subsistema son:

-El receptor de tiempo GPS (Global Position System) el cual opera con la señal de tiempo UTC (Universal Time Cordinated) transmitido por el satélite NAVSTAR GPS en banda L.

-El generador/lector de código de tiempo el cual puede operar por si mismo o estar sincronizado con el receptor GPS. El tiempo es desplegado en días, horas, minutos y segundos. Este subsistema es mostrado en la fig 5.9.

V.2.3 SUBSISTEMA DE GRABACION

El subsistema de grabación es exactamente el mismo que para el sistema Morelos (capitulo III.2.2) de hecho se tienen las mismas grabadoras.

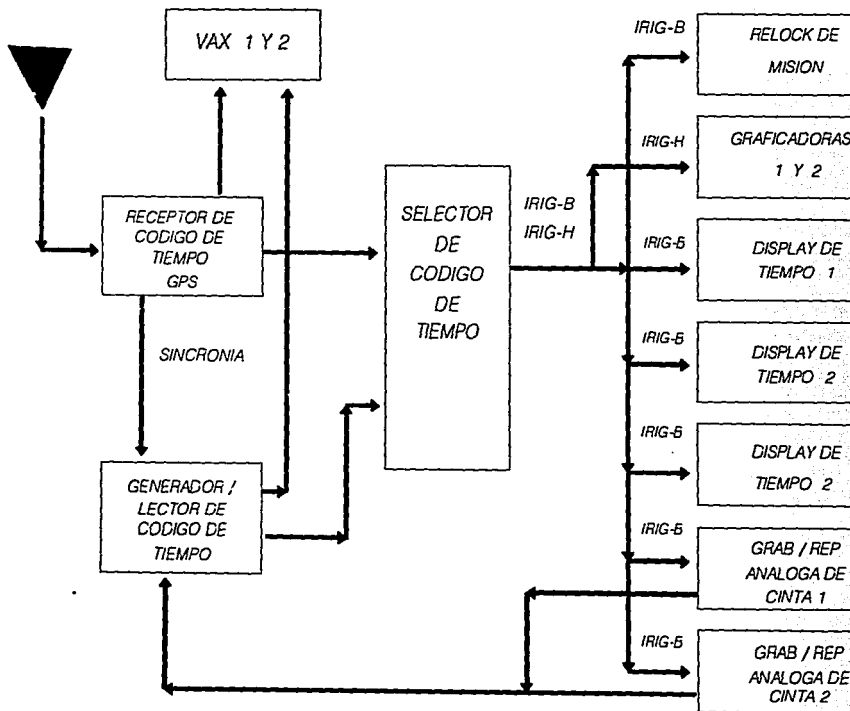
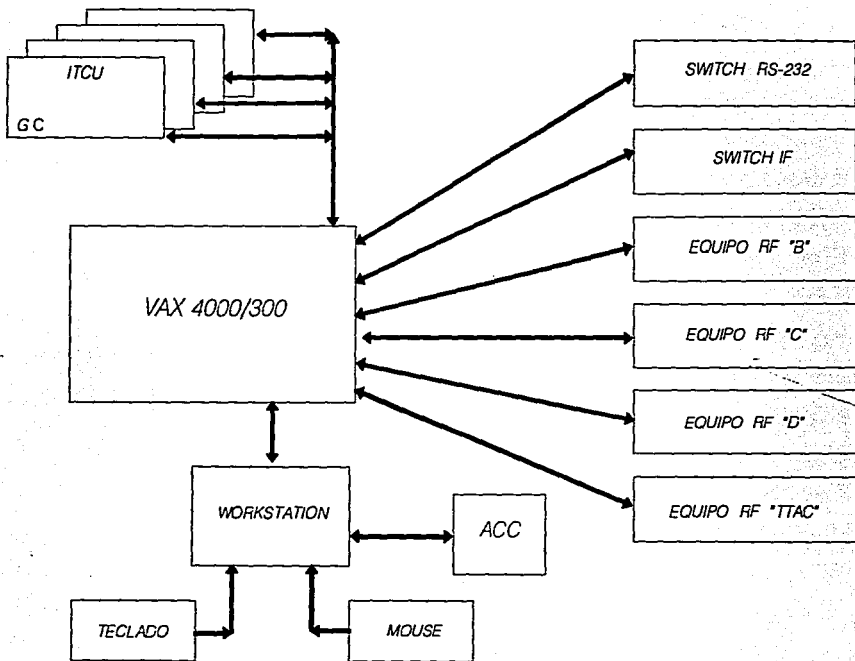


FIG. 5.9 SUBSISTEMA DE TIEMPO

V.2.4 SUBSISTEMA DE ESTADO Y CONTROL

El subsistema de estado y control a diferencia del sistema que se tenía para Morelos, en el cual se realizaba todo en forma manual - utiliza una workstation para operar el equipo por medio de ventanas y mimics en los que auxiliados por colores se puede observar el estado de las unidades y tener el control de estas haciendo uso del mouse (fig. 5.10).

**FIG. 5.10 ESTADO Y CONTROL**

V.2.5 SUBSISTEMA DE COMPUTO

El subsistema de computadoras esta compuesto por dos servidores (vax 4000) llamados OPPIE y TELLER. Cada uno cuenta con 32 Mbits de memoria RAM, un disco de usuario de 2 Gbits donde se procesan datos de Telemetría, Comando, Rango y ADP (Procesamiento de datos de orientación) de los satélites. En el disco esta contenido el software de tiempo real que se utiliza para el control (OCIL, GSC, SHAPE, CMD, etc.), el sistema operativo (VMS 5.5 (Virtual Memory System)), lenguajes de trabajo (Fortran, Ensamblador y C) y paquetería (DVDRAW, DVTOOLS, DECWINDOWS Y MOTIF). Los discos de los servidores están configurados en espejo es decir lo que se graba en el disco de un servidor también es grabado en el otro servidor.

Los servidores contienen unidad de cinta de 290 Mbits (para la realización de respaldos), la máquina de discos magneto ópticos removibles (jukebox); estos discos son utilizados para almacenar la Telemetría del satélite solidaridad desde el inicio de vida. Esta máquina puede manejar hasta 16 discos de 500 Mbits (aproximadamente 35 días por disco).

Este subsistema cuenta también con 7 estaciones de trabajo (work station) de las cuales 6 son iguales, es decir, contienen 16 Mbits de RAM y un disco duro de 120 Mbits; la séptima que pertenece al área de computo contiene 24 Mbits de RAM, un disco duro de 420 Mbits y unidad de cinta de 500 Mbits.

Las workstation dependen del sistema operativo del servidor a excepción de la que pertenece al área de cómputo la cual puede operar independientemente. El disco duro de cada workstation es usado como memoria virtual, es decir, se usa cada vez que necesitan incrementar la memoria RAM. Las workstation están conectadas en red tipo cluster, con una velocidad de transmisión de 10,000 kbps. Se tienen dos enlaces con el ACC, el primario en banda K y el secundario en banda C.

El subsistema cuenta con 4 terminales esclavas VT420, de las cuales se pueden tener hasta 2 por satélite, 2 impresoras laser 2100, una de matriz de puntos LG06 y una video copiadora a color Tektronix RGB III.

Se utiliza una interfase RS-232 para la comunicación entre el subsistema de computo y los subsistemas de R.F. (RFCU) y el de B.B. (ITCU).

CONCLUSION

Con base al análisis realizado de ambas generaciones de satélites, podemos decir que una comparación tecnológica y de servicio, uno a uno, no puede ser realizada sin caer en un error. Lo anterior se debe a que ambas generaciones son totalmente distintas por lo que no existen puntos posibles de comparación. Esto es, a pesar de hablar de satélites de comunicaciones, cada sistema ha sido en su momento, inovador tecnológico a nivel mundial y a su vez portador de nuevas ideas de diseño. En el caso del sistema Morelos podemos decir que tanto la tecnología satélital como la del control terrestre, cumplieron su cometido y predicciones en un 100 %, abriendo las puertas a la segunda generación -proyecto más ambicioso que el primero y que ahora es una realidad que ya esta dando frutos en el campo de las comunicaciones via satélite en México y a nivel Regional. Actualmente, se tiene en proyecto la tercera generación para 1998 que sustituirá, al Morelos II. A continuación se muestra una tabla de características tecnológicas de las dos generaciones de satélites, la primera HS376 y la segunda HS601.

HS376**HS601****COMANDO**

<i>Sección</i>	Giro/No Giro	Centralizado
<i>Tipo</i>	Pulsado	Pulsado y Serial
<i>Vel.</i>	50 bps	50 bps
<i>Capacidad</i>	25 bits/cmd	48 bits/cmd

TELEMETRIA

<i>Sección</i>	Giro/No Giro	Centralizado
<i>Vel.</i>	1 Kbps	1 Kbps
<i>Capacidad</i>	64 palabras x 32 tramas	256 pal. x 32 tramas

ENERGIA ELECTRICA

<i>Volt de bus</i>	30 Volts.	50 Volts.
<i>Bateria</i>	NiCd	NiH"
<i>Carga</i>	Manual	Automática
<i>Descarga</i>	Boost	Buck
<i>Potencia</i>	940 Watts	3519 Watts

ORIENTACION

<i>Estabilización Giro</i>		3-ejes
<i>Control</i>	Análogo	Microprocesador
<i>Sensores</i>	Acelerómetros, MIP	Gyros
	Sensor de Tierra	STESA, HCI
	Sensor de Sol	TOSS, ACSS
<i>Actuadores</i>	BAPTA, Propulsores	SWD, MT, MWPA, ASWA, Propulsores

PROPULSION

<i>Propulsores</i>	4-5 lb.	12-5 lb.
<i>Control de</i>		
<i>Encendido</i>	Terrestre	Abordo
<i>Combustible</i>	Monopropelante Hidrazina	Bipropelante Monometil de Hidrazina y Tetroxido de Nitrogeno
<i>Cálculo de</i>		
<i>fin de vida</i>	No tiene	a 1/2 vida

ACRONIMOS

ACE	Attitude Control Electronics	Electrónica de Control de Orientación
ACS	Attitude Control Subsystem	Subsistema de Control de Orientación
ACSS	Acquisition Sun Sensor	Sensor de Adquisición de Sol
A/D	Analog-to-digital	Analógico a Digital
AGC	Automatic Gain Control	Control Automático de Ganancia
ALC	Automatic Level Control	Control Automático de Nivel
ASWA	Adjustable Solar Wing Actuator	Actuador Ajustable de Ala Solar
BCC	Battery Charge Controller	Control de Carga de Batería
BCVM	Battery Cell Voltage Monitor	Monitoreo de Voltaje de Celdas de Batería
BDC	Battery Discharge Controller	Control de Descarga de Batería
BOL	Beginning Of Life	Inicio de Vida
BFDU	Bus Power Distribution Unit	Unidad de Distribución de Energía del Bus
BPF	Bandpass Filter	Filtro Paso-Bandas
BVL	Bus Voltage Limiter	Limitador de Voltaje del Bus
CCU	Chanel Control Unit	Unidad de Control de Canal
CDU	Command Decoder Unit	Unidad Decodificadora de Comando
cg	Center of Gravity	Centro de Gravedad
CM	Center of Mass	Centro de Masa
CR	Command Receiver	Receptor de Comando
CT&R	Command, Telemetry and Ranging	Telemetría, Comando y Rango
D/A	Digital-to-Analog	Digital a Analógico
DBS	Direct Broadcast Service	Servicio de radiación directa
EIRP	Effective Isotropic Radiated Power	Potencia Isotrópica Radiada Efectiva
EOL	End of Life	Fin de Vida
EPS	Electric Power Subsystem	Subsistema de Potencia Eléctrica
ER	East Reflector	Reflector Este
E-W	East-West	Este-Oeste
FIFO	First In, First Out	Primero en Entrar, Primero en Salir
HPA	High Power Amplifier	Amplificador de Alta Potencia
IF	Intermediate Frequency	Frecuencia Intermedia
I/O	Input/Output	Entrada/Salida
IRU	Inertial Reference Unit	Unidad de Referencia Inercial

LAM	Liquid Apogee Motor	Motor Líquido de Apogeo
LIFO	Last In, First Out	Último en Entrar,
		Primero en Salir
LNA	Low Noise Amplifier	Amplificado de Bajo Ruido
LPF	Low Pass Filter	Filtro Paso Bajas
MT	Magnetic Torquer	Torque Magnético
MWA	Momentum Wheel Assembly	Ensamble de Momento de Rueda
MWP	Momentum Wheel Platform	Plataforma de Momento de Rueda
NASA	National Aeronautics and Space Administration	Administración Nacional de la Aeronáutica y el Espacio
NRZL	Nonreturn to Zero Level	No regreses al nivel cero
N-S	North-South	Norte-Sur
NSW	North Solar Wing	Ala Solar Norte
PCM	Pulse Code Modulation	Modulación por codificación de pulso
PDU	Power Distribution Unit	Unidad Distribuidora de Energía
PKM	Perigee Kick Motor	Motor de Perigeo
RCS	Reaction Control Subsystem	Subsistema de Control de Reacción
RDA	Reflector Deployment Actuator	Actuador de Despliegue del Reflector
RPM	Reflector Positioning Mechanism	Mecanismo Posicionador de Reflector
RTP	Range Tone Processor	Procesador de Tonos de Rango
SCP	Spacecraft Control Processor	Procesador de Control de Satélite
SDU	Squib Driver Unit	Unidad Manejadora de Seguros
SSPA	Solid State Power Amplifier	Amplificador de Energía de Estado Sólido
SWA	Solar Wing Actuator	Actuador de Alas Solares
SWD	Solar Wing Drive	Manejador de Alas Solares
T&C	Telemetry and Command	Telemetría y comando
TC&R	Telemetry, Command and Range	Telemetría, Comando y Rango
TDMA	Time Division Multiple Access	Acceso Múltiple por División de Tiempo
TEU	Telemetry Encoder Unit	Unidad Codificadora de Comando
TLN	Telemetry	Telemetría
TT&C	Telemetry, Tracking and Command	Telemetría, Rastreo y Comando
TV	Thermal-Vacuum	Vacío-Térmico
TWT	Traveling Wave Tube	Tubo de Onda Viajera
TWTA	Traveling Wave Tube Amplifier	Tubo Amplificador de Onda Viajera
VSAT	Very Small Aperture Terminal	Terminal de muy pequeña Apertura

ACE	Attitude Control Electronics	Electrónica de Control de Orientación
ACU	Antenna Control Unit	Unidad de Control de Antena
ADP	Attitude Data Processor	Procesador de Datos de Orientación
AKM	Apogee Kick Motor	Motor de Apogeo
ANC	Automatic Nutation Control	Control Automático de Nutación
APE	Antenna Positioner Electronics	Electrónica de posicionamiento de Antena
APM	Antena Pointing Mechanism	Mecanismo de apuntamiento de Antena
AX	Axial	Axial
BAPTA	Bearing And Power Transfer Assembly	Ensamble de Transferencia de Energía y Soporte
BCVM	Battery Cell Voltage Monitor	Monitoreo de Voltaje de Celdas de Batería
CMD	Command	Comando
CPU	Central Processor Unit	Unidad de Proceso Central
CTR	Command / track Receiver	Receptor de rastreo de Comando
DANDE	Despin Active Nutation Damping Electronics	
DEC	Decoder	Decodificador
ENC	Encoder	Codificador
FMDD	FM Data Detector	Detector de Datos de FM
GMT	Greenwich Meridian Time	Tiempo del Meridiano de Greenwich
HV	High Voltage	Alto Voltaje
HY	Hybrid	Híbrido
LRV	Last Recorded Value	Ultimo Valor Grabado
MIP	Master Index Pulse	Pulso de Índice Maestro
PCU	Polarization Control Unit	Unidad de Control de Polarización
GCC	Ground Control Centers	Centro de Control Terrestre
BB	Baseband	Banda-Base
RF	Radio Frequency	Radio Frecuencia
GSC	Ground Status and Control	Estado y Control Terrestre
CSS	Computer Subsystem	Subsistema de Computadora
DCI	Data Communications Interface	Interface de Comunicación de Datos
PTL	Payload Test Lab	Laboratorio de Prueba de Carga
CSM	Communications System Monitoring	Sistema de Monitoreo de Comunicaciones
IOTE	In-Orbit Test Equipment	Equipo de Prueba En-Orbita
ITCU	Integrated Telemetry and Command Unit	Unidad de Telemetría y Comando Integrado

BIBLIOGRAFIA

- *MORELOS TRAINING PROGRAM
SYSTEM OVERVIEW
HUGHES AIRCRAFT COMPANY
01/1985

- *MORELOS TRAINING PROGRAM
CURSO 2 : SATELLITE CONTROL FACILITY
VOLUMRNES : I Y II
HUGHES AIRCRAFT COMPANY
10/1984

- *MORELOS TRAINING PROGRAM
CURSO 3 : OPERATION AND MAINTENANCE MANUAL
VOLUMRNES : I Y II
HUGHES AIRCRAFT COMPANY
10/1984

- *MORELOS TRAINING PROGRAM
CURSO 4 : REALTIME SOFTWARE
HUGHES AIRCRAFT COMPANY
10/1984

- *MORELOS TRAINING PROGRAM
CURSO 5 : SATELLITE CONTROL
HUGHES AIRCRAFT COMPANY
11/1984

- *MORELOS TRAINING PROGRAM
CURSO 6 : SPACECRAFT SUBSYSTEMS
VOLUMRNES : I Y II
HUGHES AIRCRAFT COMPANY
03/1984

*MORELOS TRAINING PROGRAM
CURSO 7 : ORBITAL DYNAMICS
HUGHES AIRCRAFT COMPANY
10/1984

*MORELOS TRAINING PROGRAM
ON-THE JOB TRAINING (OJT) HANDBOOK
HUGHES AIRCRAFT COMPANY
11/1984

*MORELOS TRAINING PROGRAM
SPACECRAFT PARAMETERS BOOK
HUGHES AIRCRAFT COMPANY
06/1985

*MORELOS TRAINING PROGRAM
STATUS AND CONTROL SUBSYSTEM
HUGHES AIRCRAFT COMPANY
08/1984

*SOLIDARIDAD TRAINING PROGRAM
SATELLITE OPERATION
HUGHES SPACE AND COMMUNICATIONS GROUP
10/1993

*SOLIDARIDAD TRAINING PROGRAM
SOLIDARIDAD PROJECT GROUND SYSTEM
VOLUMEN : I
HUGHES SPACE AND COMMUNICATIONS GROUP
07/1992

*SOLIDARIDAD TRAINING PROGRAM
SOLIDARIDAD PROJECT SPACECRAFT SUBSYSTEM
VOLUMENES : I, II, III Y IV.
HUGHES SPACE AND COMMUNICATIONS GROUP
06/1992

*SOLIDARIDAD TRAINING PROGRAM
SPACECRAFT ATTITUDE DYNAMICS AND CONTROL
HUGHES SPACE AND COMMUNICATIONS GROUP
07/1992

*SOLIDARIDAD TRAINING PROGRAM
SURVEY OF SPACE COMMUNICATIONS SYSTEMS
VOLUMEN : I
HUGHES SPACE AND COMMUNICATIONS GROUP
05/1992

*SEARS-ZEMANSKY-YOUNG
FISICA UNIVERSITARIA
SEXTA EDICION
FONDO EDUCATIVO INTERAMERICANO
1986

*MARSHALL H. KAPLAN
MODERN SPACECRAFT DYNAMICS AND CONTROL
Ed. Wiley
1976

*COURS DE ROBERT PRIDO
LE SOUS-SYSTEME ENERGIE DE BORD
CNES
TOULOUSE 1991

*GIOVANNI CAPRARA
THE COMPLETE ENCYCLOPEDIA OF
SPACE SATELLITES
PORTLAND HOUSE
NEW YORK 1986.

*VOLUMEN IV-1
RECOMENDACIONES E INFORME DE
SERVICIO FIJO POR SATELEITE
XVI ASAMBLEA PLENARIA
DUBROVNIK, YUGOESLAVIA 1986.

APENDICE

La Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT) a través de su Comité Consultivo Internacional de Radiocomunicaciones (CCIR) ha expedido en el Volúmen IV-1 de su Plan de Trabajo, las recomendaciones e informes, así como cuestiones, programas de estudio, resoluciones, ruegos y decisiones relacionada con el Servicio Fijo por Satélite. Dichos documentos técnicos son sometidos a continuas revisiones, con el fin de mantener una actualización en beneficio de los servicios. Existen comisiones de estudio que se reúnen aproximadamente cada 4 años, las cuales trabajan en base a las regulaciones existentes, modificándolas cuando se requiere o complementándolas si es que el desarrollo tecnológico así lo exige.

A continuación se muestra el cuadro de materias revisadas por la comisión de estudio 4, correspondiente al Servicio Fijo por Satélite, en la XVI Asamblea Plenaria Dubrovnik, Yugoslavia, 1986, el cual se sigue tomando en cuenta a nivel internacional.

SERVICIO FIJO POR SATELITE

(Comisión de Estudio 4)

CUADRO DE MATERIAS

Sección 4A- Definiciones.

Informe 204-6- Términos y definiciones relativos a radiocomunicaciones espaciales 1

Sección 4B- Frecuencias, órbitas y sistemas

Informe 205-4- Factores que influyen en la sección de frecuencias para las telecomunicaciones con estaciones espaciales del servicio fijo por satélite 5

Informe 214-4- Influencia de los desplazamientos de frecuencia debido al efecto Doppler y de las discontinuidades por conmutación en el servicio fijo por satélite. 8

Informe 383-4- Influencia del tiempo de propagación en el servicio fijo por satélite 15

Informe 451-3- Factores que influyen en el diseño de los sistemas y en la elección de frecuencias para enlaces entre satélites de servicio fijo por satélite. 23

Informe 552-3- Utilización de las bandas de frecuencia superior a 10 GHz por el servicio fijo por satélite. 36

Sección 4C- Características de la banda de base.

Rc. 352- 4- Circuito ficticio de referencia para los sistemas que utilizan la transmisión analógica en el servicio fijo por satélite 53

Rc. 353- 5- Potencia de ruido admisible en el circuito ficticio de referencia para la telefonía con multiplexaje por distribución de frecuencia en el servicio fijo por satélite 54

- Rc. 354- 2- Anchura de banda de video a nivel de ruido admisible en el circuito ficticio de referencia para el servicio fijo por satélite. 56
- Informe 208-6- Constitución del circuito ficticio de referencia y normas sobre el nivel de ruido admisible para transmisión de telefonía con multiplexaje por distribución de frecuencia y de televisión en el servicio fijo por satélite. 56
- Rc.521-2- Trayecto digital ficticio de referencia para los sistemas del servicio fijo por satélite que utilizan la transmisión digital 63
- Rc.522-2- Valores admisibles de la proporción de bits erróneos a la salida del trayecto digital ficticio de referencia en los sistemas del servicio fijo por satélite que utilizan la modulación por impulsos codificados para telefonía. 64
- Rc.614- Objetivos de características de error para un trayecto digital ficticio de referencia del servicio fijo por satélite que funciona por debajo de 15 GHz, cuando forma parte de una conexión internacional en una red digital de servicios integrados. 65
- Informe 997- Características de error para un trayecto digital ficticio de referencia del servicio fijo por satélite que forma parte de una red digital de servicios integrados. 67
- Rc.446-2- Dispersión de la energía de la portadora para los sistemas que emplean modulación angular por señales analógicas o modulación digital en el servicio fijo por satélite. 80
- Informe 384-5- Dispersión de energía en el servicio fijo por satélite. 81
- Informe 867-1- Interferencia máxima admisible sobre las transmisiones SCPC del servicio fijo por satélite. 104
- Rc. 464-1- Características de preacentuación para los sistemas de modulación de frecuencia para telefonía con multiplexaje de distribución de frecuencia en el servicio fijo por satélite. 109
- Informe 212-3- Empleo de la preacentuación en los sistemas con modulación de frecuencia para telefonía con multiplexaje por distribución de frecuencia y para televisión, en el servicio fijo por satélite 113
- Rc. 579-1- Objetivos de disponibilidad para un circuito ficticio de referencia y un trayecto digital ficticio de referencia para telefonía con modulación por impulso codificado, o como parte de una conexión ficticia de referencia de una red digital de servicios integrados, en el servicio fijo por satélite. 117
- Informe 706-2- Disponibilidad de los circuitos en el servicio fijo por satélite. 118

- Informe 707-1- Características de los interfaces digitales entre redes de satélites y terrenales. 122
- Sección 4D- Características y mantenimiento de las estaciones terrenas.
- Rc.465-2- Diagrama de radiación de referencia de estación terrena para uso en las operaciones de coordinación y evaluación de las interferencias, en la gama de frecuencias comprendida entre 2 y 30 GHz aproximadamente. 135
- Rc.580-1- Diagrama de radiación que han de utilizarse como objetivos de diseño para las antenas de las estaciones terrenas que funcionan con satélites geoestacionarios. 136
- Informe 391-5- Diagramas de radiación de antenas para estaciones terrenas del servicio fijo por satélite, para utilizar en estudios de interferencias y en la determinación de un objetivo de diseño. 138
- Informe 390-5- Antenas utilizadas en las estaciones terrenas para el servicio fijo por satélite. 156
- Informe 998- Características de las antenas de estación terrena pequeñas en el servicio fijo por satélite. 178
- Informe 868-1- Contribuciones a la temperatura de ruido de una antena receptora de estación terrena. ediciones de la temperatura de ruido de una antena. 192
- Informe 553-3- Explotación y mantenimiento de las estaciones terrenas del servicio fijo por satélite. 196
- Rc.481-2- Mediciones de ruido en tráfico real para sistemas del servicio fijo por satélite para telefonía con multiplexaje por distribución de frecuencia. 203
- Rc.482-2 Medición de la calidad de funcionamiento mediante una señal de espectro continuo uniforme en sistemas para telefonía con multiplexaje por distribución de frecuencia en el servicio fijo por satélite. 204
- Informe 385-1- Posibilidad de compartición de las bandas de frecuencias entre los sistemas del servicio fijo por satélite y los servicios terrenales. Criterios que influyen en la elección de la ubicación de las estaciones terrenas en el servicio fijo por satélite. 208
- Informe 554-3- Empleo de una estación terrena transportable con una pequeña antena para las operaciones de socorro en caso de desastres naturales y situaciones críticas análogas. 210
- Informe 869-1- Estaciones terrenas de pequeña capacidad y sistemas de satélites asociados en el servicio fijo por satélite. 215

- Sección 4E-Compartición de frecuencias entre las redes de servicio fijo por satélite y utilización de la órbita de los satélites geostacionarios.
- Rc.466-4- Nivel máximo admisible de la interferencia, en el canal telefónico de una red de satélites geostacionarios del servicio fijo por satélite que utilice la modulación de frecuencia con multiplexaje por distribución de frecuencia, producida por otras redes de este servicio. 229
- Rc.483-1- Nivel máximo admisible de la interferencia causada en un canal de televisión de una red de satélites geostacionarios del servicio fijo por satélite con modulación de frecuencia, por otras redes de este servicio. 231
- Rc.523-2- Niveles máximos admisibles de la interferencia producida en una red de satélites geostacionarios del servicio fijo por satélite, utilizada para telefonía con codificación MIC de 8 bits, por otras redes de este servicio. 232
- Informe 710-2- Distribución de la interferencia en sistemas que funcionan en frecuencias superiores a 10 GHz en el servicio fijo por satélite. 234
- Rc.524-2- Niveles máximos admisibles de la densidad de la p.i.r.e. fuera del eje, de las estaciones terrenas del servicio fijo por satélite que funcionan en la banda de frecuencias de 6 GHz. 242
- Rc.484-2- Mantenimiento de la posición en longitud de los satélites geostacionarios que utilizan bandas de frecuencias atribuidas al servicio fijo por satélite. 243
- Informe 556-3- Factores que influyen en el mantenimiento en posición de los satélites geostacionarios del servicio fijo por satélite. 244
- Informe 453-4- Factores técnicos que influyen en la eficacia de la utilización de la órbita de los satélites geostacionarios por satélite de telecomunicación que comparten las mismas bandas de frecuencias. Resumen general. 247
- Informe 1000- Metodologías de la utilización del espectro. 293
- Informe 1001- Límites de densidad de la p.i.r.e. fuera del eje para las estaciones terrenas del servicio fijo por satélite. 298
- Informe 1002- Flexibilidad en el emplazamiento de los satélites. 307
- Informe 454-4- Método de cálculo para determinar si se requiere coordinación entre redes de satélites geostacionarios que comparten las mismas bandas de frecuencias. 314
- Informe 870-1- Métodos de coordinación técnica de los sistemas de telecomunicación por satélite. 322

Informe 1003- Métodos para la coordinación multilateral entre redes de satélites.	331
Informe 871-1- Cálculo de la temperatura del ruido equivalente y de la ganancia de transmisión de un enlace por satélite.	335
Informe 455-4- Compartición de bandas de frecuencias entre redes del servicio fijo por satélite.	338
Informe 555-3- Discriminación mediante la utilización de polarización ortogonales circulares o lineales.	356
Informe 557-2- Utilización de las bandas de frecuencias atribuidas al servicio fijo por satélite, tanto para el enlace ascendente como para el enlace descendente de los sistemas de satélites geostacionarios.	385
Informe 999- Determinación de la zona de coordinación bidireccional.	393
Informe 558-3- Diagramas de radiación de antenas de satélites del servicio fijo por satélite.	407
Informe 559- Influencia de las características de modulación sobre la eficacia de la utilización de la órbita de los satélites geostacionarios en el servicio fijo por satélite.	440
Informe 711-1- Criterios de eficacia de utilización de la órbita de los satélites geostacionarios.	448
Sección 4F- Compartición de frecuencias entre las redes del servicio fijo por satélite y otros sistemas de radiocomunicaciones espaciales.	
Informe 560-2- Criterios de compartición para la protección de las estaciones espaciales del servicio fijo por satélite que reciben en la banda de 14 a 14.4 GHz.	463
Informe 872- Criterios de compartición entre enlaces entre satélites que conectan satélites geostacionarios del servicio fijo por satélite y el servicio de radionavegación a 33 GHz.	465
Informe 561-3- Enlaces de conexión con las estaciones espaciales del servicio de radiodifusión por satélite.	469
Informe 712-1- Factores relativos a la protección de las estaciones terrenas del servicio fijo por satélite, que funcionan en bandas de frecuencias adyacentes, contra las emisiones no deseadas de satélites de radiodifusión que funcionan en bandas de frecuencias de unos 12 GHz.	479
Informe 873-1- Análisis de la interferencia producida por el servicio de radiodifusión por satélite de una región al servicio fijo por satélite de otra región en los alrededores de 12 GHz.	490

- Informe 713-1- Emisiones no esenciales procedentes de estaciones terrenas y de estaciones espaciales del servicio fijo por satélite. 495
- Informe 874- Compartición de frecuencias entre el servicio entre satélites cuando se utiliza por el servicio fijo por satélite y otros servicios espaciales. 503
- Informe 875- Estudio sobre canceladores de interferencia, para su aplicación en el servicio fijo por satélite. 504
- Informe 1004- Interferencia física en la órbita de los satélites geoestacionarios. 512
- Cuestiones y Programas de Estudios, Resoluciones, Ruegos y Decisiones.
- Cuestión 1-2/4- Antenas para sistemas del servicio fijo por satélite. 515
- Programa de Estudios 1A-1/4- Diagrama de radiación de referencia de las antenas de las estaciones terrenas del servicio fijo por satélite. 516
- Programa de Estudios 1B/4- Características de radiación de las antenas de satélites del servicio fijo por satélite. 516
- Programa de Estudios 1C-1/4- Características de las antenas de estaciones terrenas del servicio fijo por satélite. 517
- Cuestión 27/4- Características técnicas de los sistemas del servicio fijo por satélite. 518
- Programa de Estudios 27A/4- Características preferidas de modulación y dispersión de la energía en el servicio fijo por satélite. 519
- Programa de Estudios 27B/4- Características preferidas de acceso múltiple en el servicio fijo por satélite. 520
- Programa de Estudios 27C/4- Utilización de las bandas de frecuencias superiores a 10 GHz para los sistemas del servicio fijo por satélite. 520
- Cuestión 28/4- Factores técnicos que influyen en la coordinación y en la eficacia de utilización de la órbita de los satélites geoestacionarios. 521
- Programa de Estudios 28A/4- Factores técnicos que influyen en la eficacia de la utilización de la órbita de los satélites geoestacionarios por redes de satélites de radiocomunicación que comparten bandas de frecuencias atribuidas al servicio fijo por satélite. 522
- Programa de Estudios 28B/4- Métodos de coordinación técnica de los sistemas del servicio fijo por satélite 523

- Programa de Estudios 28C/4- Criterios de interferencia y métodos de cálculo para redes del servicio fijo por satélite que utilizan la modulación digital. 524
- Cuestión 29/4- Integración de los sistemas de satélites en las redes de transmisión digital. 524
- Programa de Estudios 29A/4- Características de los interfaces para enlaces internacionales de transmisión digital en el servicio fijo por satélite. 525
- Programa de Estudios 29B/4- Integración de los sistemas de satélites en las redes de transmisión de datos. 526
- Cuestión 30/4- Provisión de enlaces de conexión entre estaciones terrenas fijas y estaciones espaciales de diversos servicios en bandas de frecuencias atribuidas al servicio fijo por satélite. 527
- Programa de Estudios 30A/4- Enlaces de conexión para las estaciones espaciales del servicio de radiodifusión por satélite. 528
- Programa de Estudios 30B/4- Utilización de estaciones terrenas transmisoras transportables en el servicio fijo por satélite, incluyendo los enlaces de conexión con satélites de radiodifusión. 529
- Programa de Estudios 30C/4- Enlaces de conexión del servicio fijo por satélite con estaciones espaciales de diversos servicios móviles por satélite. 530
- Cuestión 31/4- Características de los sistemas del servicio entre satélites utilizados por el servicio fijo por satélite y problemas de compartición con otros servicios. 530
- Programa de Estudios 31/4- Compartición de frecuencias entre el servicio entre satélites cuando es utilizado para enlaces del servicio fijo por satélite para facilitar la compartición con los servicios terrenales. 532
- Cuestión 32/4- Compartición de frecuencias entre sistemas del servicio fijo por satélite y de los servicios terrenales. 532
- Programa de Estudios 32A/4- Características técnicas preferidas y elección del emplazamiento de las estaciones terrenas del servicio fijo por satélite para facilitar la compartición con los servicios terrenales. 534
- Programa de Estudios 32B/4- Técnicas de supresión y reducción de la interferencia para las estaciones terrenas del servicio fijo por satélite. 534
- Programa de Estudios 32C/4- Características técnicas preferidas de las estaciones espaciales del servicio fijo por satélite para facilitar la compartición con los servicios terrenales. 535

- Cuestión 33/4- Compartición de frecuencias entre el servicio fijo por satélite y otros servicios espaciales. 535
- Programa de Estudios 33A/4- Compartición de frecuencias entre el servicio fijo por satélite y el servicio de radiodifusión por satélite. 536
- Programa de Estudios 33B/4- Compartición de frecuencias entre el servicio fijo por satélite, el servicio de exploración de la Tierra por satélite (sensores pasivos) y el servicio de investigación espacial (sensores pasivos). 537
- Cuestión 7-2/4- Variaciones de la transmisión en la banda de base, tiempo de propagación, ecos y discontinuidades debidas a conmutaciones en los sistemas de servicio fijo por satélite. 537
- Cuestión 13-1/4- Factores que contribuyen a la temperatura de ruido de una antena receptora de estación terrena. 538
- Cuestión 20-1/4- Explotación y mantenimiento de las estaciones terrenas. 539
- Cuestión 22-1/4- Utilización de sistemas de servicio fijo por satélite en los casos de desastres naturales, epidemias, condiciones de hambre y otras situaciones críticas análogas para avisos y operaciones de socorro. 540
- Cuestión 23-1/4- Estaciones terrenas de pequeña capacidad y sistemas de satélites asociados. 540
- Cuestión 24-2/4- Disponibilidad de los circuitos o de los trayectos digitales e interrupciones breves de la transmisión en el servicio fijo por satélite. 541
- Programa de Estudios 24A-2/4- Interrupciones del tráfico en los circuitos o en los trayectos digitales del servicio fijo por satélite. 542
- Cuestión 25-1/4- Emisiones no deseadas radiadas y recibidas por las estaciones terrenas y espaciales del servicio fijo por satélite. 543
- Cuestión 34/4- Interferencias físicas en la órbita de los satélites geoestacionarios. 544
- Ruego 56-1- Delimitación de responsabilidades entre la Comisión de estudios 4 del CCIR y el CCITT en lo que conciernen a las recomendaciones relativas a la red digital. 545
- Decisión 2-6- Compartición de frecuencias entre satélites de radiocomunicación. Consideraciones técnicas que influyen en la utilización eficaz de la órbita de los satélites geoestacionarios. 546

Decisión 62- Reorganización de algunas Cuestiones y de los correspondientes Programas de Estudios y posible reducción de algunos textos. 548

Decisión 64- Puesta al día del manual sobre telecomunicaciones por satélite. (Servicio fijo por satélite). 549

Decisión 70- Establecimiento de sistemas digitales de satélite. 549

Decisión 73- Estudios que debe realizar el CCIR en el periodo entre reuniones para la segunda reunión de la CAMR-ORB-88. 550

Indice alfabético de términos (palabras clave) del vol IV. 551