

68
2ej.



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA
DE MEXICO**

**FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES
CUAUTITLAN**

COMUNICACIONES

**FUNCIONAMIENTO, TIPOS Y
ESTRUCTURAS DE LOS SATELITES.**

T E S I N A

**QUE PARA OBTENER EL TITULO DE:
INGENIERO MECANICO ELECTRICISTA**

P R E S E N T A:

JORGE ELIAS MARTINEZ CAMPOS

ASESOR: ING. JUAN GONZALEZ VEGA.

CUAUTITLAN IZCALLI, EDO. DE MEXICO.

1998.

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**

264528



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

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

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



UNIVERSIDAD NACIONAL
AVENIDA DE
MEXICO

FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES CUAUTITLAN
UNIDAD DE LA ADMINISTRACION ESCOLAR
DEPARTAMENTO DE EXAMENES PROFESIONALES

O. N. A. E.
FACULTAD DE ESTUDIOS
SUPERIORES - CUAUTITLAN



DEPARTAMENTO DE
EXAMENES PROFESIONALES

DR. JUAN ANTONIO MONTARAZ CRESPO
DIRECTOR DE LA FES-CUAUTITLAN
PRESENTE.

AT'N: Q. MA. DEL CARMEN GARCIA MIJARES

Jefe del Departamento de Exámenes
Profesionales de la FES-C.

Con base en el art. 51 del Reglamento de Exámenes Profesionales de la FES-Cuautilán, nos permitimos comunicar a usted que revisamos el Trabajo de Seminario:

De Comunicaciones. Funcionamiento, tipos y estructuras de los satélites.

que presenta el pasante: Jorge Elías Martínez Campos.

con número de cuenta: 8842721-6 para obtener el Título de:

Ingeniero Mecánico Electricista.

Considerando que dicho trabajo reúne los requisitos necesarios para ser discutido en el EXAMEN PROFESIONAL correspondiente, otorgamos nuestro VISTO BUENO.

ATENTAMENTE.

"POR MI RAZA HABLARA EL ESPIRITU"

Cuautilán Izcalli, Edo. de México, a 15 de Junio de 1998.

MODULO:	PROFESOR:	FIRMA:
<u>I</u>	<u>Ing. Alfonso Contreras Márquez</u>	<u>Alfonso Contreras Márquez</u>
<u>IV</u>	<u>Ing. Vicente Magaña González</u>	<u>Vicente Magaña</u>
<u>III</u>	<u>Ing. Juan González Vega.</u>	<u>Juan González Vega</u>



AGRADECIMIENTO:

A Dios por darme la oportunidad de existir en éste mundo y darme todo lo necesario para hacer de este día una realidad.

A mis Abuelos por sus consejos y cariños.

A mis padres por darme el ser y el apoyo a mis metas y anhelos.

A mi familia y amigos.

El presentar éste trabajo no solo representa para mí el esfuerzo del mismo, si no el sacrificio de mis padres que desde niño impulsaron y apoyaron mis metas que poco a poco, junto a ellos, golpe a golpe, día tras día, fuimos formando lo que hoy es realidad.

Agradezco también a mis hermanos que en su momento me alentaron y ayudaron.

Y a todas aquellas entidades impersonales que intervinieron de forma directa o indirecta a mi formación Personal, académica y profesional.

GRACIAS.



Indice.

<i>CAP I.</i>	1
I.I Introducción.	2
I.II ¿Qué es un satélite?	3
I.III Breve historia de los satélites artificiales.....	4
<i>CAP II.</i>	6
II.I Compañías constructoras.....	7
II.II Satélites Internacionales.....	8
II.III Satélites Domésticos.....	10
<i>CAP III.</i>	11
III.I Descripción del lanzamiento.....	12
III.II Satélites con órbita cercana a la tierra.....	18
III.III Area de cobertura de los satélites.....	19
III.IV Tipos de Satélites.....	22



CAP IV	23
IV. Subsistemas, constitución y estructura satelital.....	24
IV.I Subsistema de telemetría comando y rango	24
IV.I.I Antenas en el Subsistema.....	25
IV.I.II Comando.....	27
IV.I.III Telemetría.....	27
IV.I.IV Interfaz de la sección de telemetría.....	28
IV.I.V Rango.....	29
IV.I.VI Telemetría parte digital	29
IV.I.VII Procesado de datos de orientación.....	30
IV.I.VIII Telemetría en modo FM en tiempo real.....	31
IV.I.IX Telemetría en modo FM Nutación.....	32
IV.I.X Codificación de la sección de no giro.....	32
IV.I.XI Codificación de la sección de giro.....	33
IV.I.XII Comando parte Digital.....	33
IV.I.XIII Grupo de tonos.....	34
IV.I.XIV Formato de comando.....	34
IV.I.XV Ejecución en tiempo real.....	35
IV.I.XVI Modo pseudo-tierra.....	35
IV.I.XVII Detonador de explosivos.....	36
IV.I.XVIII Activador de Solenoide.....	37
IV.II Subsistema de potencia	38
IV.II.I Estructura general de la fuente de energía.....	38
IV.II.II Conversión de la energía.....	39
IV.II.II.I Celda solar.....	39
IV.II.II.I.II Descripción de una Celda solar.....	40
IV.II.II.I.III Daños de una Celda solar por radiación.....	40
IV.II.II.II Celdas almacenadoras.....	41
IV.II.III Sistemas de Control de potencia.....	42
IV.II.III.I Reguladores.....	44



IV.II.IV Paneles solares.....	45
IV.II.IV.I Limitador de bus.....	47
IV.III Subsistema de control de orientación.....	47
IV.III.I Conceptos básicos relacionados con el subsistema.....	48
IV.III.II Descripción funcional del subsistema de orientación..	50
IV.III.II.I Determinación de la orientación.....	50
IV.III.II.II Errores de orientación.....	51
IV.III.II.II.I Error de precesión.....	51
IV.III.II.II.II Error Norte-Sur.....	52
IV.III.II.II.III Error Este-Oeste.....	53
IV.III.II.III Estabilización de la orientación.....	53
IV.III.II.III.I Nutación.....	53
IV.III.II.III.II El ANC.....	55
IV.III.II.III.III El DANDE.....	56
IV.III.II.III.IV Wobble.....	57
IV.III.II.IV Apuntamiento de la antena.....	57
IV.III.II.IV.I Apuntamiento Norte-Sur.....	57
IV.III.II.IV.II Apuntamiento Este-Oeste.....	57
IV.III.II.V Control por rotación de giro entre secciones del satélite.....	58
IV.III.II.VI Control a base de las cuerdas de tierra.....	58
IV.III.II.VII Control de seguimiento de la señal RF.....	58
IV.IV Subsistema de propulsión.....	59
IV.IV.I Subsistema de control de reacción.....	59
IV.IV.II Diseño y funcionamiento.....	59
IV.IV.III Descripción del Subsistema.....	62
IV.IV.IV Características del propulsor.....	62
IV.IV.V Calentadores.....	63



IV.V Subsistema Térmico.....	63
IV.V.I Breve descripción del subsistema.....	63
IV.V.II Prelanzamiento/Ascenso.....	65
IV.VI Subsistema de Comunicaciones.....	67
IV.VI.I Breve Descripción del Subsistema.....	67
IV.VI.II Estaciones fijas.....	68
IV.VI.III Estaciones Móviles.....	68
ANEXO I.....	69
ANEXO II.....	73
NEMÓNICOS.....	80
GLOSARIO.....	81
BIBLIOGRAFIA.....	83



CAPITULO I.

I.I Introducción.

I.II ¿Qué es un satélite?

I.III Breve historia de los satélites artificiales.



I.I Introducción

En las comunicaciones y la radiodifusión ha habido cuatro eras bien definidas. Estas son:

- a) La era del cable (1840 – 1900).
- b) La era de la telegrafía sin hilos, transmisor telegráfico de onda larga.
- c) La era de la radiodifusión sonora con fines de entretenimiento, 1920.
- d) La era de la radiodifusión televisiva, 1939 – 1946, hasta nuestros días.

A ésta puede ahora añadirse la era de los Satélites, que inicio en 1965 y la era de las comunicaciones por fibra óptica, que ya ha comenzado, cada una de las épocas mencionadas se ha ganado un lugar en la historia y, cada una a su manera, ha sido la responsable de la creación de un nuevo mercado de comunicaciones y radiodifusión, estimulando con ello una reciente demanda global.

En 1945, solo unos meses después de la segunda guerra Mundial, en el Wireless World apareció un artículo por el escritor Arthur C. Clarke, poco conocido en aquel entonces. En el artículo exponía un proyecto virtual para una nueva era en la difusión de la radio, televisión y las telecomunicaciones en general.

En su artículo Clarke escribió lo que ha llegado a aceptarse como la más extraordinaria profecía del siglo XX. Esta fue su detallada hipótesis:

Un satélite artificial a la distancia correcta de la tierra viajando de oeste a este daría una vuelta cada 24 horas, es decir, permanecería fijo sobre el mismo lugar y estaría dentro del alcance óptico de casi la mitad de la superficie terrestre. Tres estaciones repetidoras, a una distancia de 120 grados en la órbita correcta, podría proporcionar una cobertura televisiva y de microondas a todo el planeta; Lo que esto significaba exactamente era que una señal de radio o televisión, podría enviarse al otro lado del mundo simplemente mediante un satélite relé de tres transmisiones ascendentes y tres transmisiones descendentes en una secuencia alternativa.

Es bien claro que la idea de Arthur C. Clarke se anticipa mucho a cualquier tecnología existente en aquella época, la figura siguiente representa más gráficamente la idea original de Arthur C. Clarke.

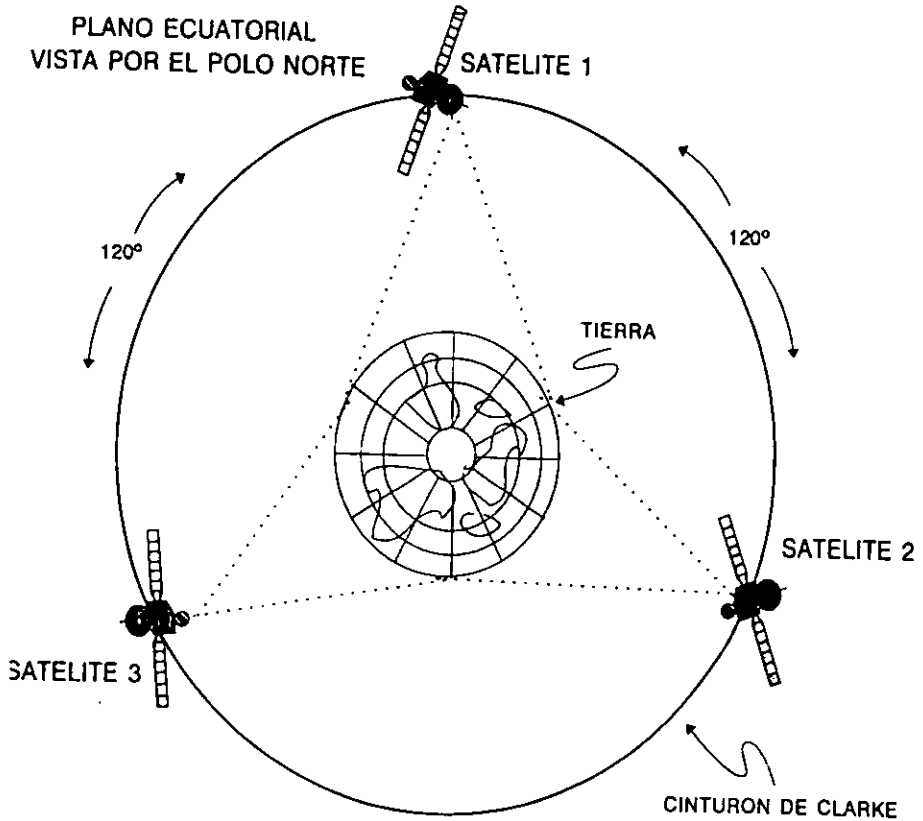


Fig. 1 Idea Original de Arthur C. Clarke

I.II ¿Qué es un satélite?

Desde el punto de vista de la astronomía se define como satélite a un cuerpo opaco, que acompaña a otro en su marcha en el espacio, desde luego aquí se aclara que el satélite es un cuerpo secundario que órbita alrededor de otro mayor llamado principal. Así por ejemplo la luna es el satélite de la tierra.



Hay dos clases de satélites naturales y artificiales, los artificiales son los creados por el hombre, distinguiéndose de los formados por el azar del Universo.

Definición de satélite.

Utilizando la definición más sencilla, un satélite es simplemente una estación repetidora que tiene un circuito de transmisión ascendente, desde la estación terrestre hasta el satélite y un circuito de transmisión descendente desde el satélite hasta la lejana estación terrestre o hasta la pequeña estación terrestre del cliente.

Aunque en teoría es posible que un satélite pueda abarcar un 42 % de la superficie de la tierra, en la práctica es habitual utilizar satélites en tándem para efectuar un circuito de larga distancia.

Por su finalidad de uso los satélites artificiales pueden ser:

- Astronómicos
- De comunicaciones
- De prospección a distancia
- Meteorológicos
- Militares
- Para laboratorios espaciales, etc.

I.III BREVE HISTORIA DE LOS SATELITES.

El siglo 20 ha sido determinado como el siglo de las comunicaciones espaciales, pues es hasta este siglo citado se alcanza la tecnología necesaria para poner en órbita los diferentes satélites artificiales. Esta proeza es el resultado de muchos años de investigación, trabajo y gran visión de muchos hombres en el mundo entero.

A continuación se proporciona una tabla resumen de los avances alcanzados en lo que se refiere a satélites artificiales durante el siglo:



Satélite	Año	Observaciones
Spuknic I (URSS)	1957	Con 84 kg de peso transmitió Telemetría por 21 días y se desintegró en la atmósfera terrestre después de 1367 vueltas. Su lanzamiento conmocionó al mundo entero.
Explorer I (USA)	Enero 1958	Transmite telemetría durante 5 meses.
Score (NASA.)	Diciembre 1958	Primer satélite de órbita baja (182 a 1048 Km.) que transmite voz.
Courier (Departamento de Defensa de los E.U.)	1960	Recibía y almacenaba la información retransmitiéndola al pasar por la estación destino.
Telstar (ATT and Bell Labs.)	Julio 1962	Con 84 Kg de peso y 87 cm. De diámetro era capaz de recibir y transmitir simultáneamente. Fue el primero en transmitir T.V. Solo opero durante algunas semanas, pues su electrónica tuvo averías.
Relay (RCA.)	1962	Satélite experimental utilizado para transmitir voz, video y datos.
Syncom II y III (NASA.)	1963	Fueron los primeros satélites geoestacionarios utilizados para múltiples experimentos. El Syncom III transmitió las señales de televisión en los juegos olímpicos de Tokio en 1964 con 34 Kg de peso y 71 cm de diámetro este satélite constaba de dos transpondedores de 0.5 MHz de ancho de banda y 2 Watts de potencia.
ATS la5 (NASA.)	Diciembre 1966 Agosto 1969	El programa ATS fue un programa cuyo principal objetivo era la investigación: <ul style="list-style-type: none"> • Probar tecnología de vuelo común a otras misiones. • Probar tecnología para la órbita geosíncrona. • Conducir experimentos del gradiente de gravedad • Conducir experimentos para ciertas aplicaciones específicas en tecnología satelital. • Estudios de comunicación y propagación.
CTS (Canadá / NASA)	Enero 1976	Su principal objetivo fue probar la tecnología de transmisión de alta potencia en banda Ku. Este satélite utilizó estabilización de tres ejes.

TABLA I. Breve Historia de los Satélites.

Justo sería incluir en la tabla anterior toda la investigación pionera de la Unión Soviética con su red de satélites Molniya, Raduga, Ekran y Gorizont. Y que decir de los logros Europeos y Japoneses; pero la finalidad de esta pequeña reseña histórica de los satélites es solo para hacer hincapié en las tendencias seguidas en los primeros años de la tecnología satelital, pues son en estas, que se basan las actuales y de aquí la importancia de conocerlas.



CAPITULO II.

II.I Compañías constructoras.

II.II Satélites Internacionales.

II.III Satélites Domésticos.



II.I Compañías Constructora de Satélites Nacionales y Regionales (1987).

Sistema Nacional	Numero de satélites	RCA	HUGHES	SPAR	FORD	MELC O	MATE A	SNIAS
Canadá								
Anik C	3		X					
Anik D	2			X				
U.S.A.								
WU westar	4		X					
RCA C band								
SBS	4	X						
ATT & Telstar	6		X					
HCI Galaxy								
GTE Gstar	3		X					
GTE Spacenet	3		X					
ASC	4	X						
RCA K band								
	4	X						
	2	X						
	3	X						
Indonesia								
Palapa	2		X					
Brasil								
SBTS	2			X				
Australia								
Ausat	3		X					
México								
Morelos	2		X					
Solidaridad	1		X					
India								
Insat	3				X			
Japón								
Sakura 2	2					X		
CS - 3	2					X		
Países Arabes								
Arabsat								
	3							X
Europa								
Eutelsat	5						X	
Francia								
Telecom	4						X	
U.K.								
Unisat	2						X	
Total	68	17	26	4	3	4	11	3

TABLA 2. Compañías Constructoras de Satélites.



II.II SATELITES INTERNACIONALES.

Básicamente se puede hablar de tres grandes consorcios internacionales: INTELSAT, INTERSPUTNIK E INMARSAT. Estos satélites tienen una huella bastante grande la cual cubre una tercera parte del globo terráqueo, como se puede apreciar en la anterior fig. 1, lo que quiere decir que con tres de estos satélites puestos cada 120 grados uno del otro, con respecto a la tierra podemos cubrir todo el planeta (Idea del celebre escritor Arthur C. Clarke).

Sistemas de comunicaciones globales vía satélite.

El 20 de agosto de 1964, 11 países firmaron una carta constitutiva dando origen a la Organización Internacional de Telecomunicaciones vía satélite **Intelsat**. La red de comunicaciones empezó ofreciendo servicios trasatlánticos en 1969 después del exitoso lanzamiento del Intelsat I (Early Bird), El primer satélite geoestacionario comercial del mundo. Actualmente la cuarta, quinta y sexta generación de los pájaros intelsat y servicios de comunicaciones domésticas reúnen a más de 114 naciones-miembro.

Según datos de 1987 se tiene, se tiene que el segmento terrestre de esta organización consistía de más de 700 estaciones terrenas en más de 500 puntos en 159 países, territorios y dependencias a lo largo de todo el mundo. El segmento espacial de intelsat está compuesto de 15 satélites en órbita ecuatoriales geosíncronas centradas sobre los océanos Atlántico, Pacífico e Indico para el tráfico de telecomunicaciones transoceánicas. Combinando éstos recursos de segmento terrestre y espacial se tienen más de 1400 rutas de telecomunicación.

Sistema de Satélites Intersputnik y Statsionar Soviéticos.

Intersputnik es una cooperativa de satélites internacional formada en Noviembre de 1971 cuando 8 naciones firmaron el acuerdo de establecimiento de la organización. Ahora pertenecen a esta agrupación más de 14 naciones miembro.

En 1985, Intersputnik acordó con la Turner Broadcasting, dueño de Cable News Network (CNN) y SuperStation WTBS, proveer su red de cable directo para el acceso de noticias,



deportes y programas de entretenimiento transmitiendo a través del segmento espacial Intersputnik.

El segmento de satélites Ruso también comprende tráfico de programas de radio, televisión, voz y datos en casi cualquier locación de la Tierra.

La estructura de intersputnik es de una organización abierta internacional e intergubernamental a la que cualquier estado soberano puede unírsele.

El Sistema de satélites Marítimos Inmarsat.

La organización de satélites marítimos (Inmarsat), es el único sistema de satélites móviles vía satélite no militar en todo el mundo. Inmarsat provee transmisión de teléfono, telex, datos, facsimil, y servicios de salvamento y desastres a embarcaciones y comunidades costeras lejanas.

Inmarsat fue establecido en 1979 cuyo objetivo era el utilizar los satélites en los enlaces con embarcaciones en cualquier parte de cualquier océano. Inmarsat también debe gran parte de su éxito a la visión y diligencia de la Organización Marítima Internacional (IMO), la cual tuvo un papel determinante en su creación.

La importancia de las telecomunicaciones marítimas es extremadamente importante para las embarcaciones en el mar. Por muchos años, los barcos atravesaban los grandes océanos dependiendo únicamente del uso de sus antenas de abordaje que utilizan radios de frecuencias medias (MF) y altas (HF) a través de la ionósfera para distantes estaciones de radio costeras.

Desafortunadamente, las manchas solares y otros disturbios electromagnéticos impredecibles pueden afectar la transmisión enviada a través de la ionósfera. Estos disturbios suelen restringir mucho las transmisiones vitales de la navegación y los radios meteorológicos por largos periodos de tiempo, incluso imposibilita la comunicación con la oficina base o con la familia de la tripulación. En los eventos de catástrofe de embarcación, la radio comunicación puede ser el único enlace con el rescate o ayuda.



II.III SATELITES DOMESTICOS.

Los sistemas nacionales que proporcionan servicios de telecomunicaciones domésticas vía satélite, han proliferado y crecido. En la tabla siguiente se listan los satélites domésticos desde octubre de 1979 hasta 1990.

País	Octubre de 1979	Octubre de 1983	Octubre de 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
Pakistan			2
U.K.			2
U.S.A.	8	21	42
Irán			4
China		2	1
Irlanda			1
Luxemburgo			1

TABLA 3. Satélites Domésticos.

La tabla no esta con lujo de detalles pero da una clara idea del auge acelerado que esta teniendo este tipo de sistemas. Esta tendencia se entiende perfectamente porque estos países tienen una forma de economía que requiere cubrir grandes distancias con una red eficiente y rápida. En algunos de estos países, debido a su geografía, esto solo es posible vía satélite. En algunos otros países como U.S.A. y Japón que cuentan con toda una infraestructura terrestre de comunicaciones, los satélites proveen una manera muy simple de establecer nuevos servicios con distintas redes a lo largo de la nación.

Las firmas industriales responsables por la construcción de la actual generación de satélites de comunicaciones regionales e internacionales son sumariados en la tabla siguiente. Este es un campo muy competido en el cual el precio siempre es un factor decisivo. Dos firmas han compartido la mayoría de los contratos de construcción de éstos satélites: Hughes y RCA de los U.S.A.



CAPITULO III.

III.I Descripción del lanzamiento.

III.II Satélites con órbita cercana a la tierra.

III.III Area de cobertura de los satélites.

III.IV Tipos de Satélites.



III.I DESCRIPCION DEL LANZAMIENTO DE LOS SATELITES.

Los satélites antes de ser colocados dentro del sistema de transportación espacial (STS), se someten a una serie de pruebas finales electromecánicas, para asegurar que todas sus partes estén en óptimas condiciones. Después de pasar éstas pruebas se colocan dentro del STS y llegado el momento de lanzamiento se inicia el despegue del STS.

La órbita geoestacionaria, o conocida también como órbita de Clarke (Arthur C. Clarke), se determinó a partir de la idea del celebre escritor Arthur C. Clarke de obras de ciencia-ficción, entre las que destaca 2001 odisea del espacio, con el objeto de que, como lo describió el escritor en 1945, los satélites giraran al rededor de la tierra, permaneciendo como objetos fijos vistos desde ella. Y la formula desarrollada por los científicos con el objeto de determinar la altura de la órbita geoestacionaria, para que los satélites parecieran fijos desde la superficie de la tierra fue:

$$T = (2\pi) / \left(\frac{GM}{(r+h)^3} \right)^{0.5}$$

donde:

T= Periodo de rotación de la tierra = 23 h 54 m 4.09 s.

G= Constante de la gravitación universal = $6.67 \times 10^{-11} \text{ Nm}^2/\text{kg}^2$.

M= Masa de la tierra = $5.98 \times 10^{24} \text{ kg}$

r= Radio terrestre = 6378.16 Km

h= Altura de la órbita.

Despejando la altura de la formula anterior tenemos que $h = 35786.04 \text{ Km}$.

Es muy importante el mencionar que las naves que se lanzan desde la Guyana Francesa, después del despegue, continúan con un ángulo de 90 grados, con respecto a la superficie terrestre, hasta llegar a su altitud de trabajo, (Esto por que se encuentran en el Ecuador terrestre, posición en la que se encuentran todos los satélites Geoestacionarios); Y no así las naves que despegan desde Cabo Cañaveral (Miami, E.U.A.), las cuales después de haber realizado su despegue toman un ángulo de 28.5 grados, con el objeto de llegar al ecuador terrestre y realizar sus maniobras desde ahí. La siguiente fig. 2 muestra lo anterior.

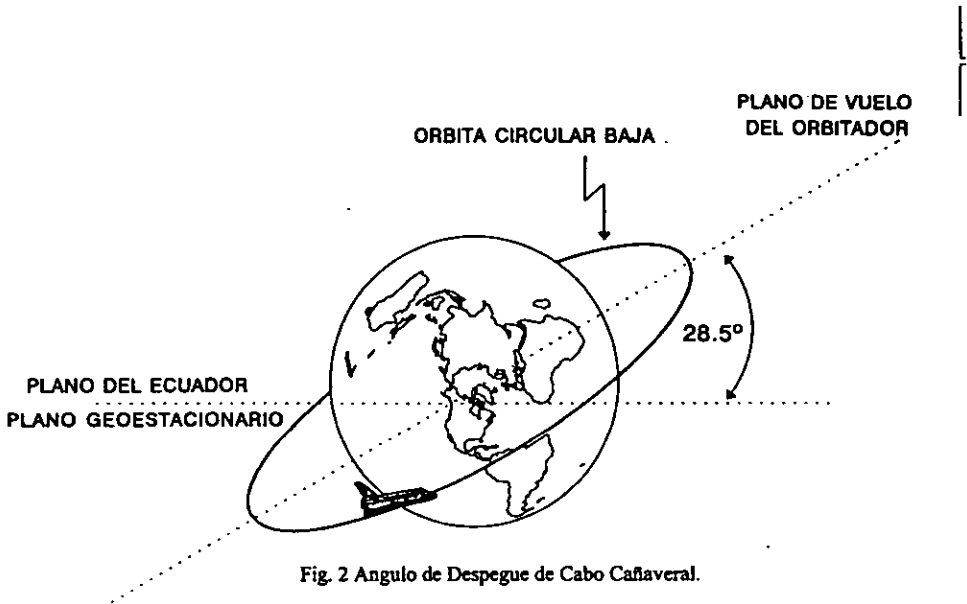


Fig. 2 Angulo de Despegue de Cabo Cañaveral.

El STS llega a una altitud de operación de 257 Km, en una órbita de estacionamiento completando una vuelta a la tierra cada 90 minutos.

El piloto del STS debe orientar la nave adecuadamente para liberar al satélite de su compartimiento espacial, acción que debe efectuarse en puntos precisos de tiempo y de posición en el espacio. 14.5 minutos antes de ser liberado el satélite, se pone a girar a 50 rpm, esto con el objeto de darle una estabilidad física al cuerpo del satélite.

Dos minutos después de que el satélite es liberado del STS, despliega la antena omnidireccional y enciende su equipo de telemetría.



Todos los satélites llevan un motor de empuje llamado de perigeo (PKM o "Perigee Kick Motor"), programado para encenderse 45 minutos después de desprenderse de STS y poner al satélite en órbita elíptica de "transferencia". El PKM es separado 1 minuto después de que terminó de encenderse.

La órbita de transferencia tiene su apogeo a 36,800 Km de altura sobre la tierra y su perigeo a 300 Km. El satélite completa una vuelta a la tierra cada 10.7 horas y permanece durante ésta órbita durante tres días aproximadamente, periodo en el que el centro de control en la tierra reorienta al satélite para proceder al encendido del motor de apogeo (AKM, "Apogee Kick Motor").

Este motor se enciende al pasar el satélite por el apogeo de la órbita de transferencia y lo coloca en una nueva órbita de "deriva", casi circular y muy parecida a la órbita final o "geoestacionaria" que necesita para operar comercialmente.

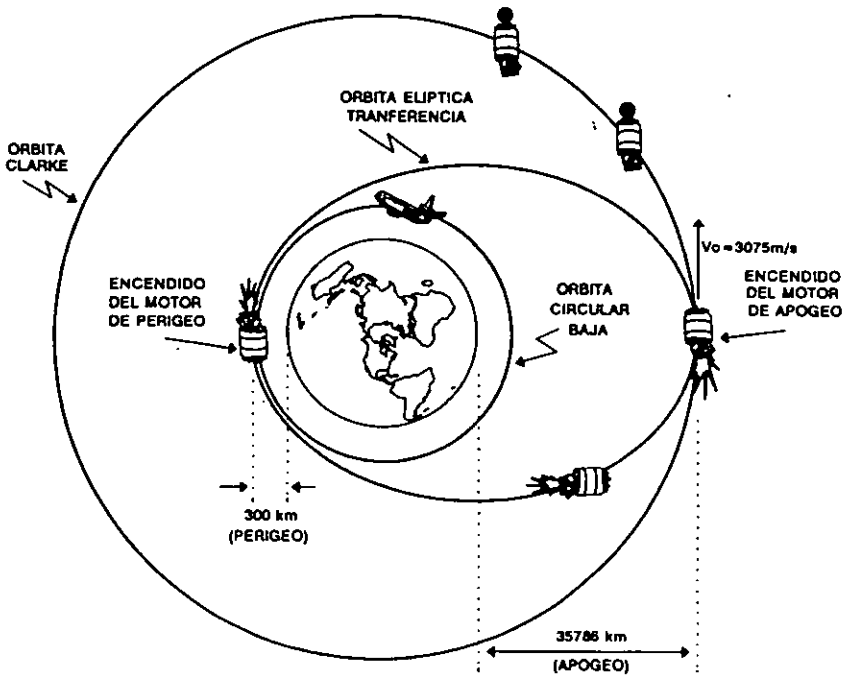


Fig. 3 Inyección en Órbita del Satélite por el STS.



Mientras el satélite deriva hasta su longitud asignada, se desgira la plataforma se despliega el reflector y se extiende el panel solar.

Cuando el satélite alcanza su longitud asignada, se utiliza el impulsor radial para obtener una órbita geoestacionaria, en la que completa una vuelta a la tierra cada 24 horas, por lo que el satélite parece permanecer estático, visto por un observador desde la tierra. En la siguiente figura se muestra lo anteriormente expuesto.

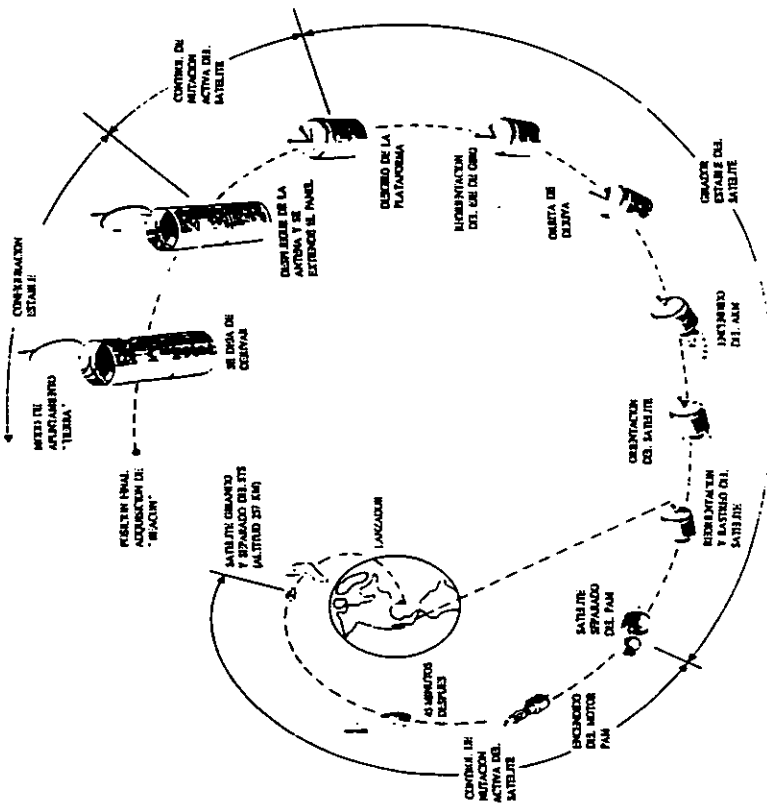


Fig. 4 Puesta en Orbita del Satélite.

Por último se efectúan las pruebas para comprobar que todos los componentes estén en buenas condiciones de operación. Debemos mencionar que, los satélites en su órbita geoestacionaria se mueven de posición original, (por diversas causas el viento solar, por las fuerzas gravitacionales del Sol, Tierra y luna, y por la mima tierra error este-oeste), por que como sabemos la tierra no es una esfera perfecta y por lo tanto contiene concentraciones de fuerza gravitacional, así como atenuaciones de la misma, estas variaciones son hechas por las montañas y valles que se encuentran en la superficie terrestre; A consecuencia de éste y otros



factores los satélites son constantemente vigilados por medio de su subsistema de telemetría, (del cual se hablara mas ampliamente después), para tener un posicionamiento adecuado, los rangos aceptables del satélite son los que se muestran en la siguiente figura.

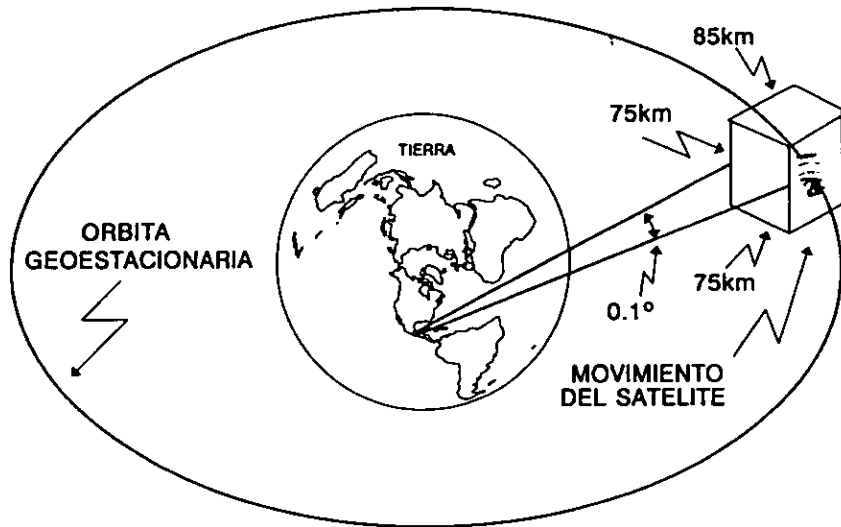


Fig. 5. Tolerancia en Movimiento del Satélite



III.II SATELITES DE ORBITA CERCANA A LA TIERRA.

Este tipo de satélites encuentra escasa aplicación en las comunicaciones por satélite de nuestros días, pero hay algunas de las cuales, los satélites de órbita baja es particularmente adecuado. Una de estas es la previsión meteorológica.

El satélite ERS-1 es un satélite de órbita baja, el cual fue lanzado en Mayo de 1991, la puesta en marcha de éste satélite marca el comienzo de una nueva fase de recopilación de datos sobre la Tierra, porque cada 90 minutos describe una órbita completa a una altura de 800 Km. El satélite opera en lo que se denomina una órbita inclinada, esto significa que cada vez que pasa sobre la tierra ve una parte ligeramente distinta de la superficie terrestre y en varios días se crea una imagen completa de la pautas meteorológicas sobre la masa terrestre y los océanos, una síntesis imposible por cualquier otro medio.



III.III AREA DE COBERTURA.

El área de cobertura es el área principal de servicio que cubre el satélite. La zona de servicio relacionada con cualquier transmisión del satélite en particular normalmente se presenta en términos de líneas de contorno, representando cada línea una calidad de servicio. Esta calidad de servicio a veces se expresa en potencia isotrópica irradiada efectiva. A esto se le conoce como la medida de intensidad de la señal que un satélite transmite hacia la tierra. PIRE tiene su mayor intensidad en el centro del haz y va disminuyendo al alejarse de esta mira de alineación, el centro del haz local donde se produce la máxima densidad de flujo se le conoce como mira. De forma alternativa, las líneas de contorno pueden representar la densidad del flujo de potencia recibida en dB (vatios/m), como se puede observar en la figura siguiente.

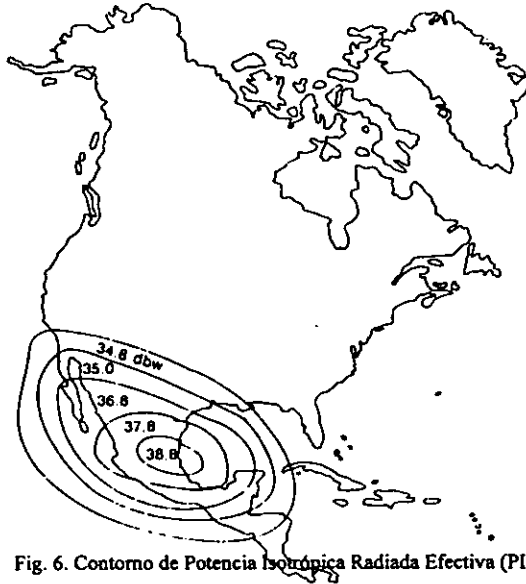


Fig. 6. Contorno de Potencia Isotrópica Radiada Efectiva (PIRE).

La potencia de salida del repetidor es normalmente el nivel de salida de potencia saturada, mientras que en la práctica los repetidores normalmente funcionan con un retroceso, o



reducción de potencia hasta la porción lineal del tubo que crea ondas de radiofrecuencia (TOR, tubo que crea ondas de radiofrecuencia).

La forma y la zona del área de cobertura puede variar en la fase de diseño del satélite para dar cobertura a una región específica del mundo; esta puede ser circular, arrifionada u oval, dependiendo del diseño de la antena de transmisión del satélite. Aunque es posible abarcar un máximo teórico del 42 % de la superficie de la tierra con un satélite, la potencia de la señal recibida sería muy baja, siendo necesario el empleo de estaciones terrestres muy potentes, con antenas parabólicas receptoras muy grandes para compensar la insuficiencia del rendimiento global. Alternativamente, la antena del satélite puede diseñarse para conseguir mayor potencia a expensas de la cobertura de la zona.

La generación actual de satélites de comunicación normalmente va equipada con sistemas de haces múltiples (HM), que permiten que varios haces sean transmitidos simultáneamente. Un satélite también puede tener amplios haces globales y locales dirigibles y altamente direccionales. La frecuencia de un satélite específico puede utilizarse para dos, cuatro o incluso seis haces.

La cobertura de los satélites puede subdividirse de la manera siguiente:

1. Cobertura Global, es decir el 33% de la superficie terrestre, (Intelsat, etc.).
2. Cobertura hemisférica, es el 20% de la tierra.
3. Cobertura zonal, normalmente definida como parte de un continente.
4. Cobertura local, esta concentrada la zona de cobertura del satélite en un país en particular de, por ejemplo Europa, o en una región de gran extensión, como Norte América.

En la figura siguiente se muestran los tipos de haces, de los cuales se hablo anteriormente.

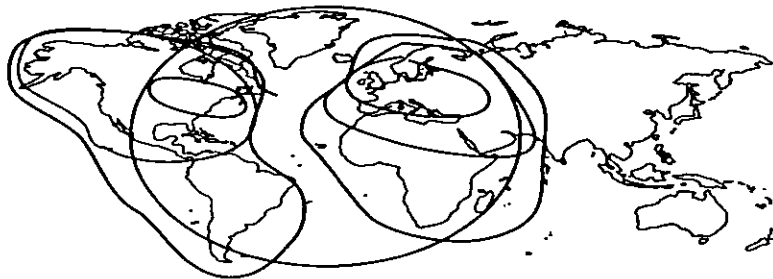


Fig. 7 Tipos de Haces.



Cabe señalar que los sistemas de cobertura, anteriormente descritos, entre mas superficie terrestre abarquen se reduce la intensidad de la señal proveniente del satélite hacia los bordes de su huella, así pues, en el centro de ésta tendremos la máxima intensidad de potencia en la señal, esto es, que se necesitaran antenas menos grandes y receptores menos sensibles en el centro que en la periferia.



III.IV TIPOS DE SATELITES.

Existen diferentes tipos de satélites, como ya mencionamos anteriormente los hay Astronómicos, de comunicaciones comerciales, de prospección a distancia, Meteorológicos, Militares, satélites de órbita baja, y para laboratorios espaciales, etc.; pero solo nos remitiremos a los satélites más comunes de tipo comercial, como lo son el "Cilíndrico", y el de "Tres ejes balanceado", por razones de que si analizamos todo los tipos de satélites profundamente nos llevaría varios tomos de una enciclopedia, no obstante podemos analizarlos desde el punto de vista de que éstos tienen varias similitudes en los subsistemas. Los satélites utilizan éstos subsistemas con pequeñas variantes de un a otro, pero que en esencia cumplen en términos generales con las mismas funciones de otros tipos de satélites para su óptimo funcionamiento y el cumplimiento de su misión.

Por lo tanto la mayoría de los satélites están configurados con los mismos subsistemas, con variantes dependiendo del tipo de satélite y fabricante, particularmente para un satélite con estabilización por giro o por tres ejes.

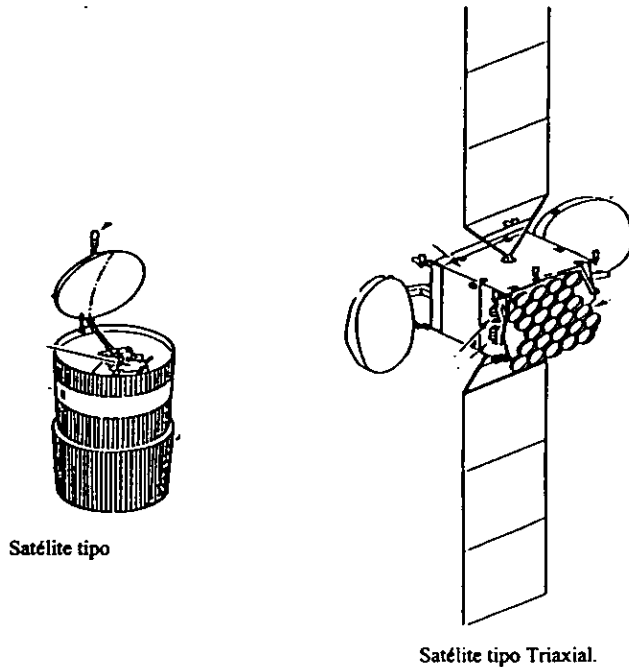


Fig. 8 Tipos de Satélites.



CAPITULO IV.

IV. Subsistemas, constitución y estructura satelital.

IV.I Subsistema de telemetría comando y rango.

IV.II Subsistema de potencia.

IV.III Subsistema de control de orientación.

IV.IV Subsistema de propulsión.

IV.V Subsistema Térmico.

IV.VI Subsistema de Comunicaciones.



IV. SUBSISTEMAS, CONSTITUCION, FUNCIONAMIENTO Y ESTRUCTURA SATELITAL.

Cada uno de los satélites esta formado por diversos subsistemas, tales como el de comunicaciones, telemetría, rastreo y comando, orientación, propulsión, potencia y térmico.

IV.I SUBSISTEMA DE TELEMETRIA, COMANDO Y RANGO.

Este subsistema proporciona la recepción y demodulación de comandos, generalmente en la banda C, comandados durante toda la fase de la misión.

TES La función de comando de banda base está implementada con decodificadores redundantes de comandos, unidades de manejador de válvula, y una unidad internamente redundante de guía de liberación/corte, el equipo de comando banda base realiza dos funciones:

Procesa y distribuye los comandos recibidos de tierra a través de los receptores de comandos (redundantes) o del procesador del control del satélite (SCP).

Amplificar la corriente de comandos de bajo nivel adecuados para la activación de válvulas de latch y detonación de dispositivos.

Los decodificadores de telemetría proveen flujos de telemetría que contienen todos los requerimientos de telemetría para operar y analizar al satélite. Durante la órbita de transferencia cuando los reflectores están plegados, la comunicación con el subsistema de telemetría y comando se efectúa a través de la antena omnidireccional en banda C. En su órbita geosíncrona, los enlaces de telemetría y comando se establecen a través de las antenas de comunicaciones de alta ganancia. TES

*Cilíndrico En la figura siguiente se muestra un diagrama a bloques del subsistema, el cual está dividido en tres partes:

La sección de antenas.

La sección no giratoria.

La sección giratoria.



IV.I.I Antenas.

Las antenas con las que cuenta el subsistema de telemetría comando y rango son dos, la antena omnidireccional y la antena del reflector parabólico, esta última es usada en la operación nominal del satélite.*

Las señales son enrutadas por medio de guía de onda hacia el FMA, (Ferrite modulador assembly) o modulador de ferrita, el cual produce una modulación en amplitud proporcional al error de apuntamiento de la antena de reflector con respecto a una referencia que es fijada desde la tierra.

Posteriormente la señal es filtrada en la unidad llamada diplexor y enrutada al CTR (Command/Track Receiver, Receptor de Comando y Rastreo).

En la órbita de transferencia o como respaldo a la forma normal de operación, las señales viajan a través de la antena omnidireccional entrando a ésta en una polarización horizontal y viajando hacia el diplexor de comando en donde es filtrada y posteriormente dirigida al CTR.

En operación nominal la salida de los transmisores de telemetría es enrutada por medio de guía de onda al multiplexor de salida para posteriormente ser enrutada a los alimentadores de la antena de reflector.

Durante la órbita de transferencia o como respaldo al modo nominal de operación la salida de los transmisores de telemetría es enrutada a los transpondedores para posteriormente dirigir la señal a la antena omnidireccional dándole la polarización vertical. Como se puede observar en la figura 9 de la página siguiente.

Los tonos de rango enviados desde la tierra son enrutados a un transmisor de telemetría regresando así a tierra nuevamente.

La polarización de la señal depende de la antena que se utilice, teniéndose lo siguiente:

ANTENA	SUBIDA	BAJADA
OMNIDIRECCIONAL	HORIZONTAL	VERTICAL
PLATO PARABOLICO	VERTICAL	HORIZONTAL

TABLA 4. Polarización de la antena de Telemetría Comando y Rango.

Las señales de telemetría, Comando y Rango no causan interferencia a las señales comerciales ya que están fuera de su banda de operación.

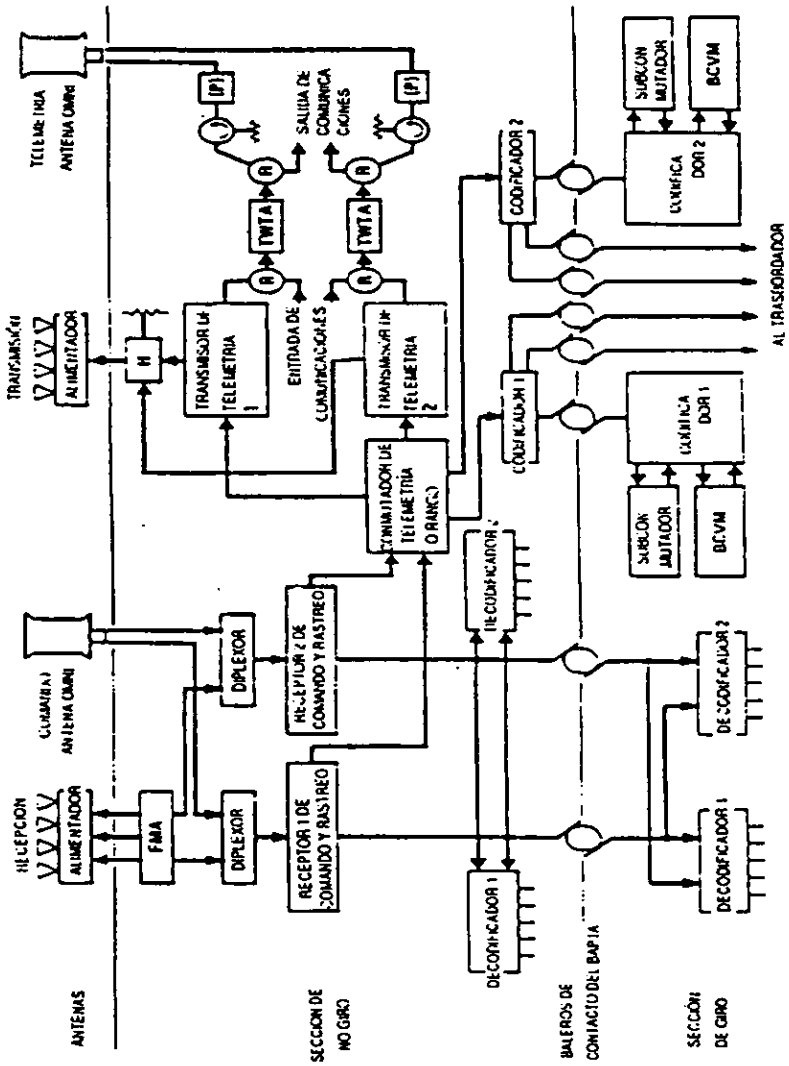


Fig. 9. Subsistema de Telemetría Comando y Rango.



IV.I.II Comando.

La sección de comando del subsistema en su parte de radio frecuencia donde se aprecia el trayecto de la señal, es importante notar que el FMA solo se activa si se trabaja con la antena de plato.

En el diagrama a bloques se puede notar que la mayoría de los equipos que son vitales cuentan con un respaldo, así, se tienen dos CTR'S, y dos decodificadores.

Para seleccionar que CTR va a ser usado existe lo que se denomina grupos de tono, los cuales se determinan en tierra.

Cada CTR tiene la posibilidad de accesarse a cualquiera de los decodificadores, que se encuentren para éste uso, donde será almacenado el comando o instrucción generado desde tierra.

Las instrucciones o comandos enviados al satélite se almacenarán en los decodificadores. Una vez ejecutado el comando éste seguirá cargado en el registro siendo necesario un nuevo comando para limpiar los registros.

IV.I.III Telemetría.

En la figura fig. 9 se puede observar que se cuenta con transmisores de telemetría que son casi redundantes, es decir, la información que lleva cada flujo es muy similar a lo que representa un respaldo en caso de falla de uno de los dos flujos.

Siguiendo la ruta de la señal de telemetría vemos que los transmisores reciben la información de los codificadores.

La salida de los transmisores de telemetría puede ser enrutada por la antena de plato directamente a través de un acoplador o bien por la antena omnidireccional pasando antes a través de un transpondedor y así tener la potencia suficiente para poder llegar a la tierra.



IV.I.IV Interfaz de la Sección de Telemetría.

La interfaz del subsistema de Telemetría la compone básicamente el conmutador conocido como Switch de Telemetría y Rango.

Dependiendo de la posición de éste el satélite es configurado para que uno de sus dos flujos sea utilizado para la medición del rango o bien para que transmita los datos de telemetría.

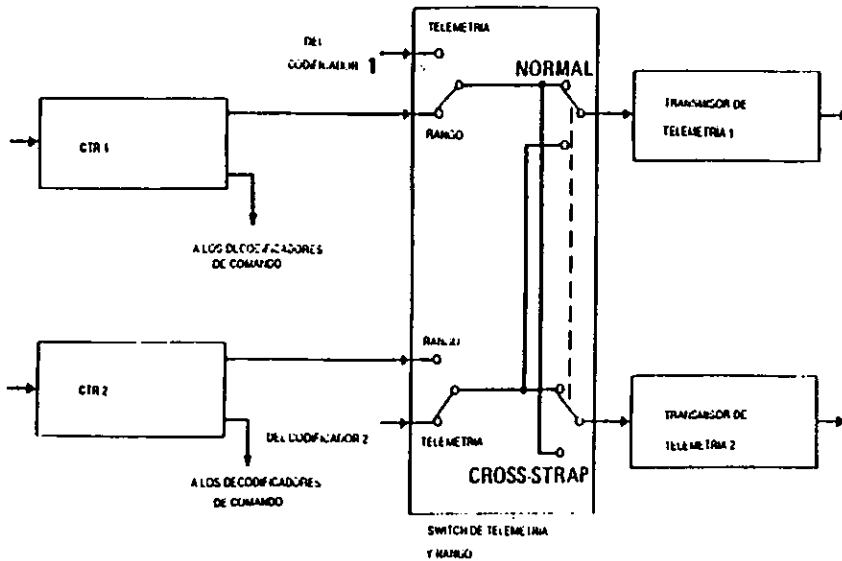


Fig. 10 Interfaz de la Sección de Telemetría.



IV.I.V Rango.

La figura fig. 11 muestra el diagrama a bloques de la ruta que sigue la señal del rango. Uno de los flujos de telemetría ha sido destinado para conducir esta señal que es originada en la estación terrena para posteriormente entrar y volver a salir del satélite retornando a la tierra nuevamente. Esta medición se basa en el retardo de la señal enviada al satélite y tiene un error de ± 15 mts., en cuanto a la distancia de la tierra al satélite, lo cual es mínimo considerando que la distancia es aproximadamente 36,500 kilómetros.

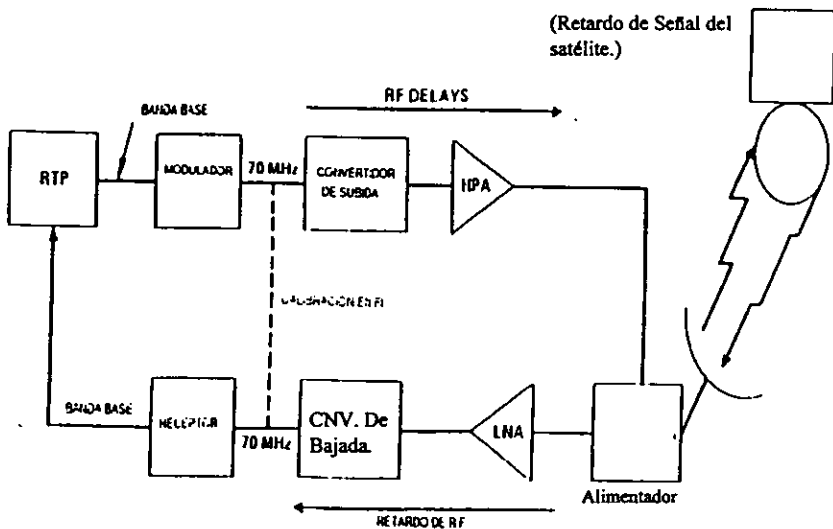


Fig.11 Rango.

IV.I.VI Telemetría (parte digital).

En esta parte encontramos las siguientes unidades:

- Codificadores.
- Subconmutadores de Telemetría.
- Monitores de voltaje de celdas de baterías.
- Transmisores de telemetría.
- Conmutador de Telemetría.



Los codificadores suministran el flujo de datos a los transmisores de telemetría en uno de los siguientes modos:

- Modo PCM.
- Modo FM de tiempo real (detección de orientación por sensores).
- Modo FM nutación (detección de estabilidad por acelerómetros).

Los subconmutadores de telemetría introducen datos adicionales a los codificadores que están controlados por el mismo codificador.

Los monitores de voltaje de celdas de batería miden el voltaje de cada celda y están también controlados por el decodificador.

IV.I.VII Procesado de Datos de Orientación (ADP).

* Para el caso del Cilíndrico.

El ADP mide intervalos de tiempo entre pulsos de sensores de orientación, en el caso del Cilíndrico, cada codificador de la sección de no giro cuanta con un ADP.

Los datos del ADP nos sirven para la orientación del satélite efectuándose 10 mediciones en forma secuencial. El ADP puede ser comandado a tres modos de referencia:

- a) Sensor de Sol.
- b) Sensor de Tierra Norte.
- c) Sensor de Tierra Sur.



En la figura fig. 12 se puede observar que los datos de ADP están contenidos en tres palabras:

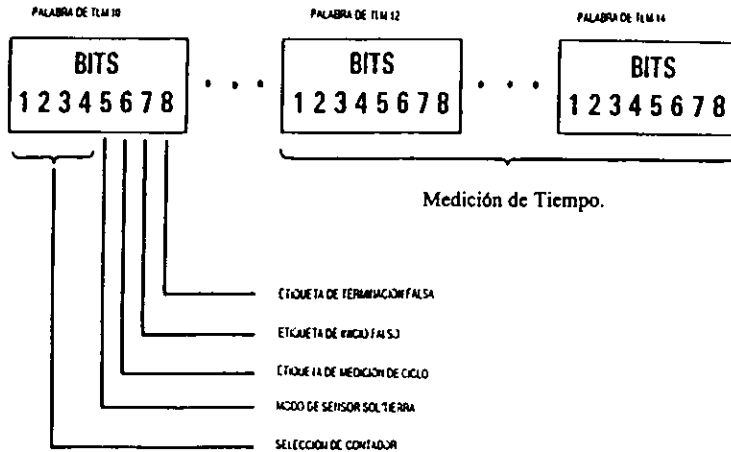


Fig. 12 Formato de Datos de ADP.

- La palabra 10 proporciona el modo ADP.
 - a) Los bits 1 a 4 identifican la medición.
 - b) El bit 5 indica el sensor de referencia.
 - c) Los bits 6 a 8 validan la medición.
- Las palabras 12 y 14 contienen el dato del intervalo de tiempo medido (16 bits).

IV.I.VIII Telemetría en modo FM de tiempo Real.

Este modo provee de señales en tiempo real de los sensores de orientación y señales de ejecución de los comandos.

Estos datos son usados para:

- a) Proporcionar datos de orientación como respaldo al ADP.
- b) Verificar la sincronía de disparo de los impulsores.
- c) Verificar la operación y desempeño de los sensores.

Para el caso del Cilíndrico, el pulso maestro (MIP) indicador de la velocidad relativa entre la sección de giro y no giro, se transmite a la tierra con un retraso de 138 mseg para evitar la superposición con el pulso de tierra. (ver fig.13).

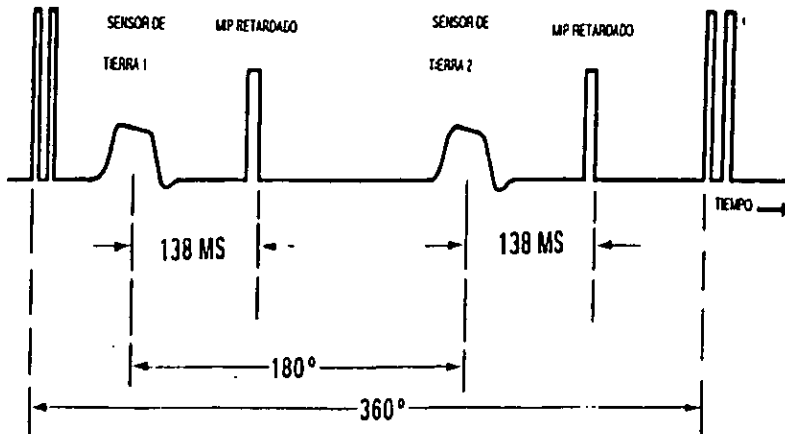


Fig. 13 Datos de los Sensores de Modo FM de Tiempo Real.

IV.I.IX Telemetría en modo FM nutación.

Este modo proporciona representación en tiempo real de la nutación (cabeceo del satélite). En el caso del Cilíndrico Los datos son usados para conocer la frecuencia, amplitud y fase de la nutación y determinar al mismo tiempo la velocidad de giro del satélite.

IV.I.X Codificación de la sección de no giro.

- a) Datos en PCM.
- b) Datos en F.M. de sensores.
- c) Datos en F.M. de acelerómetros.

El decodificador de no giro proporciona información sobre la energía eléctrica, sensores de temperatura, posicionadores de los paneles solares y posición de válvulas.



IV.I.XI Codificación de la sección de giro.

Este codificador genera datos en PCM y los intercala con los datos de la sección de giro, proporcionando información de sensores de temperatura y del mecanismo posicionador de antena.

IV.I.XII Comando (parte digital).

El subsistema de comando consta de las siguientes unidades:

- a) Decodificadores redundantes.
- b) Accionadores de explosivos (los cuales encienden el motor de apogeo, liberen sujetadores de los paneles solares y los del o los paltos parabólicos.
- c) En el caso del Cilíndrico, Accionadores de bobinas de la sección de giro.



IV.I.XIII Grupo de tonos.

Un grupo de tonos consiste en tres frecuencias que se utilizan para indicar los unos y los ceros lógicos, y para indicar la ejecución de un comando cargado en el satélite. Existen dos grupos de estas frecuencias ya que cada grupo accederá a uno de los receptores de comandos. Existe una frecuencia más, común a ambos receptores conocida como tono pseudo-tierra.

IV.I.XIV Formato del comando

La figura fig. 14 muestra el formato de los comandos.

Un comando consta de 25 bits, de los cuales 9 son de introducción:

- a) Borrado de registros del decodificador.
- b) Borrado de registros lógicos.
- c) Iniciación del decodificador para procesamiento de la parte restante de la palabra de comando.

Los siguientes 8 bits son para la dirección del decodificador y los últimos 8 son para determinar el comando, lo que permite disponer de hasta 255 ordenes diferentes. Estos últimos 8 bits son los que quedan cargados en los registros del decodificador.

FUNCION	INTRODUCCIÓN*	DIRECCIÓN DEL DECODIFICADOR**	COMANDO**
BITS	1 2 3 4 5 6 7 8 9	10 11 12 13 14 15 16 17	18 19 20 21 22 23 24 25
FORMATO.	0 0 0 0 0 0 0 0 1	X X X X X X 1 1	X X X X X X X X

* BIT 1-PRIMER BIT RECIBIDO

**BIT 10-BIT MENOS SIGNIFICATIVO DE LA DIRECCIÓN DEL DECODIFICADOR

**BIT 18 + BIT MENOS SIGNIFICATIVO DEL COMANDO

Fig. 14 Formato del Comando.



IV.I.XV Ejecución en tiempo real.

Cuando un comando válido es cargado en el registro del decodificador, se habilita una salida determinada y hasta que un pulso de ejecución es recibido, la salida habilitada será activada el tiempo que dure dicho pulso.

Este retroceso es necesario para el disparo de los impulsores, la sincronización de los comandos y el movimiento de los motores de pasos.

IV.I.XVI Modo pseudo-Tierra.

El Modo pseudo-Tierra es una señal enviada por el generador de comandos la cual es independiente de los demás tonos de comando, y sirve para el control de orientación del satélite.

IV.I.XVII Detonador de explosivos.

Los detonadores suministran la corriente necesaria para activar los explosivos de liberación de los sujetadores y para encender el motor de apogeo.

En la fig. 15 podemos ver que para realizar su función el activador requiere de dos comandos, uno de habilitación y otro de encendido.

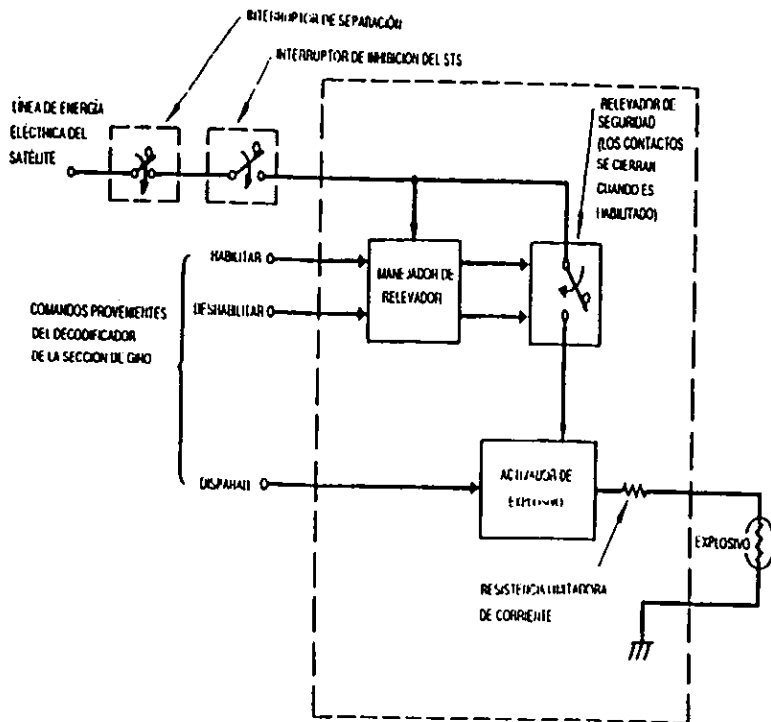


Fig. 15 Activador de Explosivos.



El activador cuenta con dos interruptores de seguridad para inhibir su funcionamiento:

- a) Interruptor de separación (se cierra cuando el motor de perigeo se separa del cuerpo del satélite).
- b) Interruptor del transbordador espacial (se cierra mediante comando de tierra).

Los detonadores requieren comandos de ejecución de 5000 mseg de duración (exceptuando el despliegue de la antena omnidireccional), la corriente que genera el detonador tiene una duración de 10 mseg, existiendo una diferencia de 20 mseg entre el inicio del pulso de ejecución y el inicio del pulso de corriente, como prevención contra señales de ruido.

los detonadores son activados por comando (excepto el despliegue de la antena omnidireccional).

IV.I.XVIII Activador de solenoide.

Estos dispositivos actúan sobre las válvulas del subsistema de reacción, por lo tanto los impulsores actúan sólo durante el tiempo del pulso de ejecución.

El activador cuenta con un interruptor de seguridad el cual es mantenido abierto desde el transbordador espacial durante el viaje.

El activador tiene también internamente interruptores redundantes como prevención a la falla de uno de ellos.

La siguiente tabla muestra los dispositivos que son manejados o liberados por los explosivos o solenoides:

FUNCION	EXPLOSIVOS	SOLENOIDES
Encendido del motor de apogeo.	2	
Liberación de plataforma.	8	
Liberación de panel solar.	6	
Despliegue de la antena omnidireccional.	2	
Liberación el plato parabólico.	8	
Válvula de impulsor axial		2
Válvula de impulsor radial.		2
Válvula de interconexión		1
Válvula de aislamiento		2
Total	26	7

TABLA 5. Dispositivos Liberados por Explosivos o solenoides.



IV.II SUBSISTEMA DE POTENCIA

El subsistema de potencia eléctrica genera y distribuye la potencia de corriente directa requerida para soportar las operaciones del satélite durante todas las fases de la misión. La cantidad de energía eléctrica requerida por el sistema de un satélite obedece directamente a la finalidad para la cual fue diseñado.

En casos particulares de comunicaciones vía satélite, los requerimientos de potencia oscilan entre los 500 y 200 Watts dependiendo de la capacidad del canal, además la potencia debe ser ininterrumpida para el tiempo de vida, para el cual fue diseñado.

IV.II.I Estructura general de la fuente de energía.

- fuelle primaria de energía, tal como la radiación solar directa ó generadores de potencia nuclear, baterías químicas, etc.
- Un subsistema para convertir la energía primaria en eléctrica.
- Un subsistema para almacenar energía eléctrica, que será demandada durante los periodos de eclipse del satélite.
- Un subsistema para acondicionar, carga, descarga, regular y distribuir la energía eléctrica generada en los niveles de voltaje especificados.

Una configuración básica del sistema de potencia del satélite basado en el uso de los paneles solares es representada en la fig.16.

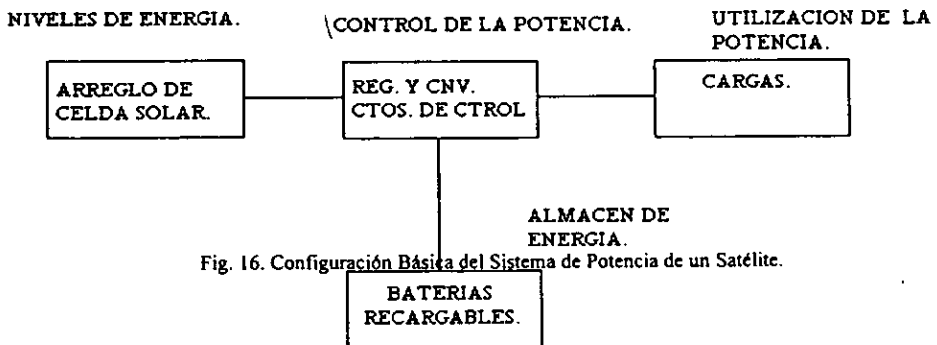


Fig. 16. Configuración Básica del Sistema de Potencia de un Satélite.

Fig. 16 Configuración Básica del Sistema de Potencia de un Satélite.



IV.II.II Conversión de energía.

IV.II.II.I Celdas solares.

La celda solar trabaja básicamente bajo el principio del efecto voltaico y convierte la radiación incidente solar en energía eléctrica. Las celdas solares se han hecho utilizando diferentes materiales, pero a pesar de los excelentes desarrollos en varios materiales tales como el Si, Ga, As, desde 1957 se han utilizado las celdas de silicio, debido a que ningún otro material ofrece tantas ventajas de duración y eficiencia como este.

Las últimas investigaciones en este campo han revelado que las celdas de GaAs dan una mayor producción de energía eléctrica por unidad básica de área, teniendo una duración y resistencia igual que las de silicio.

Las celdas de GaAs son menos dependientes de la temperatura debido a su alta densidad (2.2 veces, comparadas con las de silicio) y su alto costo (de 2 a 5 veces más).



IV.II.II.II Descripción de una celda solar.

La celda solar consiste de una película delgada de cristal de silicio (tipo-p) en la cual la unión (superficie) es formada por fósforo (tipo-n). La resistencia nominal del silicio es de 10 Ohms-cm. La unión es usualmente del tamaño de una micra, tal que la energía del fotón es bastante para crear un hueco cerca de la unión. Los electrones atraviesan la unión y se esparcen en la región p. Similarmente, los huecos se esparcen en la región n. este cambio de carga eléctrica fluye hasta la unión reduciendo la resistencia eléctrica en la carga externa. Esta corriente es proporcional a la magnitud del flujo luminoso incidente y el ángulo de ésta incidencia.

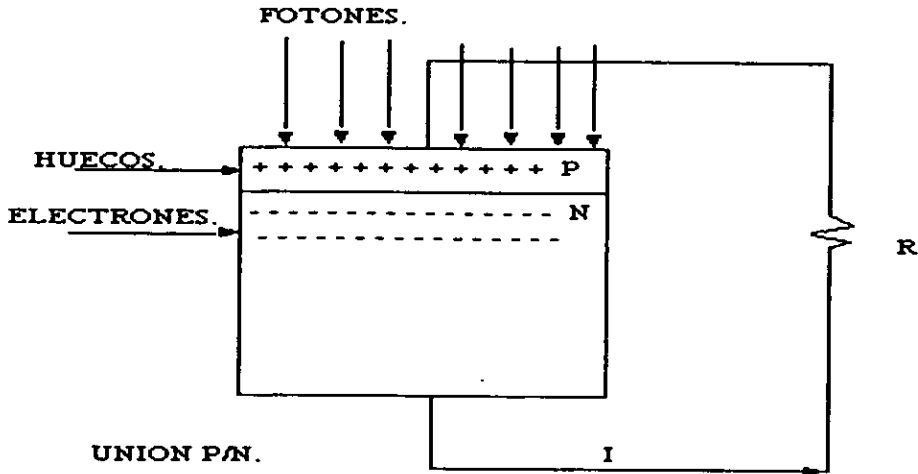


Fig. 17 Celda Solar.

La cubierta de vidrio es generalmente hecha de cuarzo con un grosor de 150 a 300 micras, unida a la celda con adhesivo resistente para fines de control térmico y protección del bombardeo de los micrometeoritos.

IV.II.II.III Daños por radiación.

La eficiencia de una celda solar decrece en función del tiempo en el espacio, debido a la susceptibilidad por radiación de las partículas. Un flujo largo de protones y electrones levantan la temperatura en el satélite debido a la radiación atrapada la mayoría de los efectos de la degradación ocurren debido a la luz solar, a los protones y los electrones atrapados.



Los bombardeos de ésta energía producen defectos cristalinos en las celdas. Las partículas de baja energía crean daño cerca de la unión. Las partículas de alta energía penetran en la base y reducen el tiempo de vida de los electrones y de los huecos, por esto decrece la corriente de corto circuito y a consecuencia de esto, tenemos una reducción del voltaje de salida de la celda.

Estos defectos han sido minimizados combinando la configuración de las celdas solares de Silicio p-n anteriormente usadas por la configuración n-p, estas celdas n-p son considerablemente más tolerantes a la radiación que las de tipo p-n.

Esto es a causa de:

- a) La alta movilidad de los electrones, los cuales transportan la energía eléctrica los cuales transportan la energía a la región p.
- b) la radiación de la energía incidente requerida para dañar la cubierta de las celdas de tipo n es mas alta que las de tipo p.

IV.II.II.II Celdas almacenadoras.

En los satélites que usan la radiación solar, se utilizan baterías recargables como fuente de poder, cuando el satélite entra en temporadas de eclipse.

Una diferencia de potencial suministrada entre dos metales sumergidos en un electrolito y conectada una resistencia externa entre ellos, producirá un potencial sobre dicha resistencia y causará el flujo de una corriente a través de ella, a esto se le conoce como una celda almacenadora o mas comúnmente conocida como batería. Así una celda es un elemento electroquímico que almacena energía eléctrica para su descarga.

Las celdas almacenadoras de energía están clasificadas en dos tipos:

- a) Celdas primarias, este tipo de celdas convierte la energía química en energía eléctrica y no al contrario.
- b) Celdas secundarias, en este caso se convierte energía química en energía eléctrica y viceversa.



Algunos tipos de celdas almacenadoras son:

Níquel-Cadnio.
Níquel-Hidrógeno.
Plata-Zinc.
Plata-Cadnio.
Plata-Hidrógeno.

IV.II.III Sistemas de Control de Potencia.

Esta formado por dos subsistemas que son:

- a) Disipativos.
- b) No disipativos.

Disipativos.

Son aquellos que no extraen la máxima potencia del arreglo solar. Están clasificados en dos tipos dependiendo de la naturaleza del bus de voltaje:

- Bus regulado.
- Bus no regulado.

La figura fig. 18 presenta un esquema simplificado de tipo disipativo de un sistema de bus regulado.

El regulador Shunt mantiene el voltaje de bus constante.

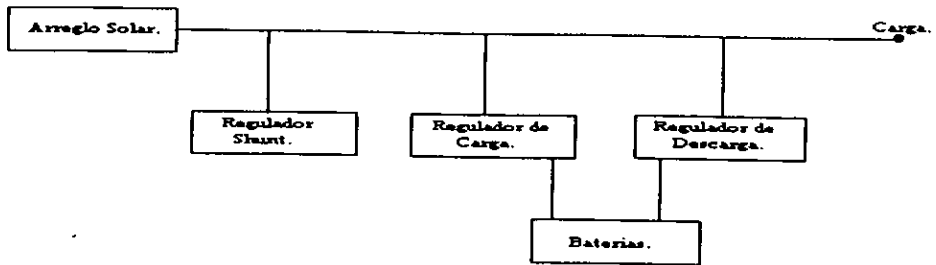


Fig. 18 Esquema de un Sistema de bus Regulado tipo Disipativo.

La potencia extra a temperatura fría en el comienzo del funcionamiento es absorbida por el regulador Shunt.

En la figura 19 se muestra un esquema simplificado de tipo disipativo de un sistema de potencia de bus no regulado.

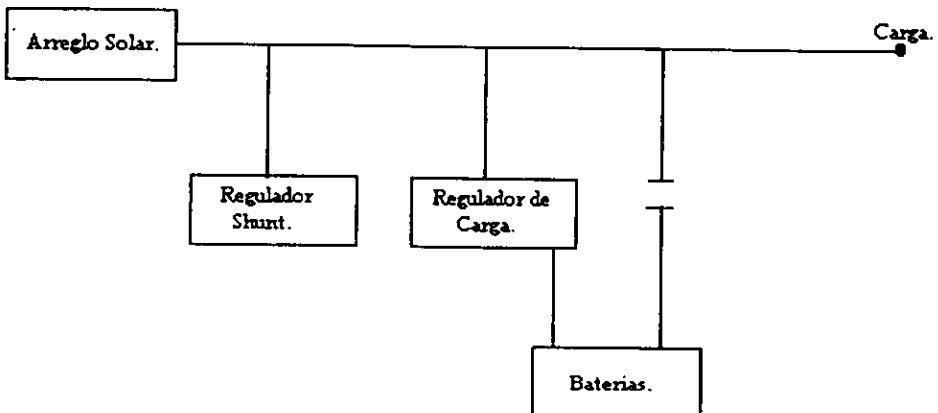


Fig. 19 esquema de un Sistema disipativo tipo bus Regulado.

El regulador Shunt entra en acción al término de la carga de la batería para protegerla de sobrecarga.



No Disipativos.

Estos extraen la máxima potencia del arreglo solar y por lo tanto disipa menos potencia intrínseca un esquema simplificado del tipo no disipativo de un sistema de potencia de un bus regulado es mostrado en la figura fig. 20. El arreglo solar es cargado a la máxima potencia. El satélite requiere diferentes voltajes, positivos o negativos. Así el bus es nivelado positivamente o negativamente utilizando reguladores, inversores y convertidores de dc-dc.

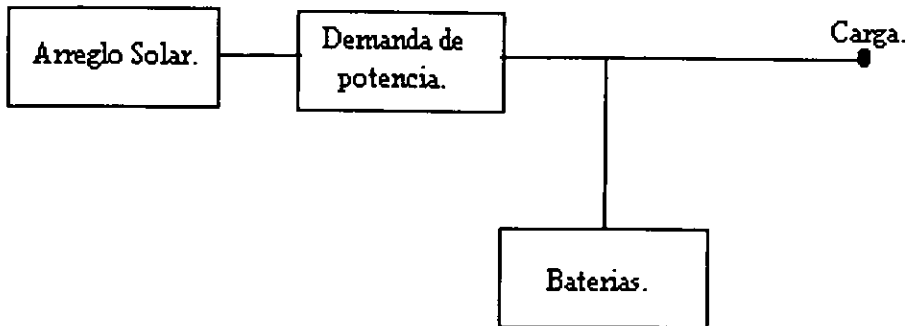


Fig. 20 Esquema de un Sistema de bus regulado tipo no Disipativo.

IV.II.III.I Reguladores.

Son clasificados en:

- 1) Disipativos. La disipación está en función del voltaje de entrada, del voltaje de salida y las fluctuaciones de carga.

Pueden ser divididos en:

- Tipo serie.
 - tipo Shunt.
- 2) No disipativos. Este tipo de reguladores opera bajo el modo de conmutación, resultando una alta eficiencia y pueden ser construidos muy ligeros y pequeños. Su voltaje de salida puede ser más grande, igual o menor que el voltaje de entrada.



Convertidores de dc-dc.

Este es un multivibrador que utiliza la propiedad de saturación y conmutación de un transformador para generar una onda de forma cuadrada. El voltaje de forma cuadrada puede ser transformado positiva o negativamente y rectificado para producir solo dc, como en la práctica se necesitan.

Paneles Solares.

En el caso del satélite de **Tres ejes balanceado** (ver figura 21) sus celdas solares las lleva montadas en dos arreglos de alas desplegables de tres paneles cada uno que siguen al sol durante toda la órbita del satélite.

Durante la órbita de transferencia las dos alas están plegadas en los paneles Norte-Sur, de tal forma que solo los paneles solares exteriores están iluminados, generando potencia en una forma senoidal rectificada como los giros del satélite.

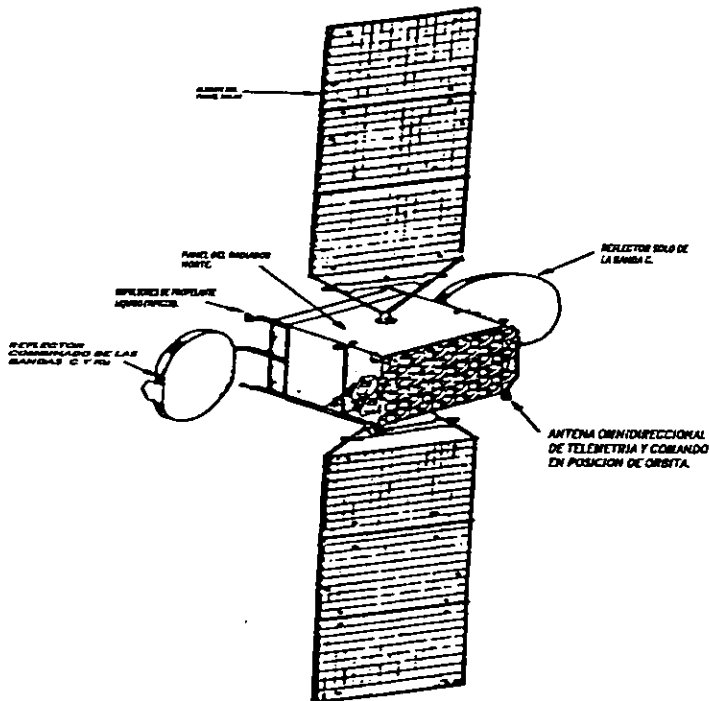


Fig. 21 Paneles Solares Satélite Tipo Triaxial.



En la figura fig. 22 se puede apreciar las dimensiones de los paneles solares del satélite de tipo Cilíndrico, delantero (panel A y panel B) y del panel solar trasero (panel C), además de que se observan las dimensiones del tambor radiador cuya función principal es la de radiar el calor generado por los TWTAs y las baterías. La figura muestra la disposición de los paneles una vez que han sido desplegados, pues durante el lanzamiento el panel trasero cubre casi en su totalidad la delantero y solo deja descubiertas ciertas ventanas para los sensores de Sol.

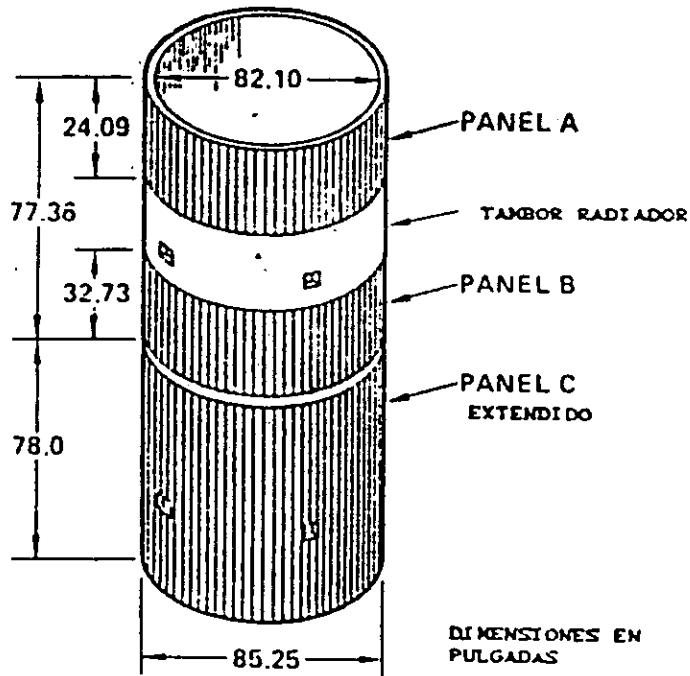


Fig. 22 Paneles Solares de un Satélite Tipo Cilíndrico.

Eléctricamente, el panel delantero contribuye con un 48% del total de la carga generada y el panel trasero con el 52%.



Los paneles solares son diseñados para satisfacer los requerimientos a carga completa del satélite durante el periodo de vida útil para el cual fue diseñado, pues después de este tiempo factores como celdas dañadas o baja eficiencia de conversión resultará en menor producción de energía eléctrica.

IV.II.IV.I Limitador de bus.

El limitador de bus es el encargado de sensar el voltaje del bus y drenar parte de la corriente excedente para regular a un valor predeterminado.

Controlador de carga y descarga de Batería.

Después de un eclipse una unidad del controlador de carga de batería (BCC) automáticamente recarga el sistema, comenzando tan pronto como el voltaje del bus alcanza o sobrepasa el punto del controlador de descarga de batería, este se activa, (BDC). La carga de la batería es inhibida durante los eclipses por algunas señales del BDC al BCC.

Los tiempos y valores promedio de recarga son controlados por el procesador de control del satélite del subsistema de Control y Orientación.

Las transiciones de entrada y salida al eclipse son suaves y automática. El BCC proporciona la corriente de carga del arreglo solar al sistema de batería, y al salir del eclipse la carga completa del satélite es soportada por el arreglo solar. Una vez que la corriente de carga de las baterías y las cargas del satélite sean abastecidas, el exceso de corriente en los paneles es drenado por los limitadores de voltaje del bus.

La carga de la batería es desarrollada siempre que la potencia del arreglo solar exceda las cargas de potencia de corriente directa requerida por el satélite.

La potencia en descarga soporta las cargas requeridas cuando la potencia del arreglo solar está por abajo del umbral de potencia requerido por el satélite.

IV.III SUBSISTEMA DE CONTROL DE ORIENTACION.

Este subsistema incluye los sensores, el control de actuadores y el equipo microprocesador digital necesarios para controlar la orientación del satélite durante todas las fases de la misión.



CILINDRICO.

El subsistema de control de orientación (ATTITUDE CONTROL SUBSYSTEM, ACS), provee el control de velocidad, control de orientación del eje de giro y estabilización del satélite, así como el control del apuntamiento de la antena. Las maniobras del control de velocidad y orientación son ejecutadas mediante comandos enviados desde la tierra que accionan los impulsores del satélite a través de la telemetría.

IV.III.I Conceptos Básicos Relacionados con el Subsistema de Orientación.

Tomaremos como ejemplo el HS 376, que es de los satélites de tipo giratorio, que fue desarrollado por la Hughes Aircraft Company; Este sistema basa su estabilización en un momento de giro de alrededor de 55 rpm, sin embargo para el control de apuntamiento de la antena, esta provisto de una plataforma no giratoria, o bien de desgiro, es decir el satélite se compone de dos partes, una giratoria y otra que aparentemente esta estática o sin giro. Véase figura 23.

SECCION DE NO GIRO

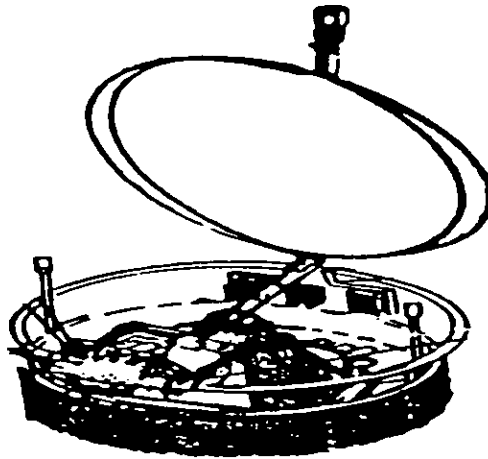


Fig. 23 Sección de no Giro. (Cilíndrico).



En la parte giratoria encontramos los siguientes equipos asociados con el Subsistema de Orientación: Sensores de Sol, Sensores de Tierra, Acelerómetros, impulsores radiales y Axiales y otros equipos de soporte.

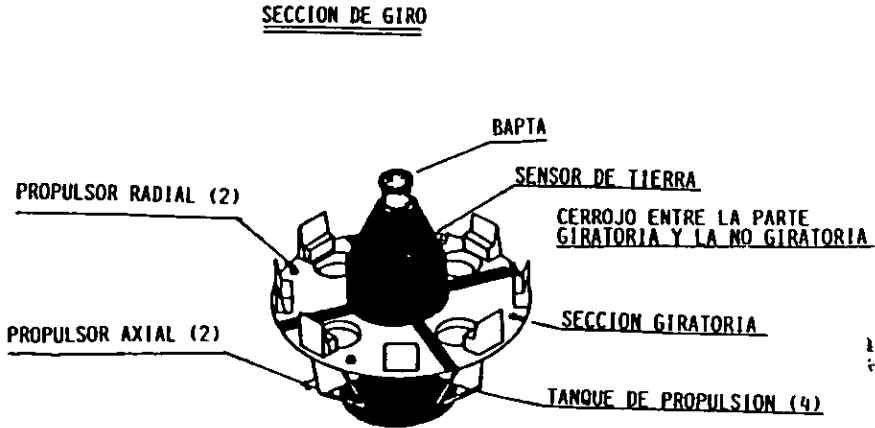


Fig. 24 Sección de Giro (Cilíndrico).

En la plataforma o parte no giratoria encontramos las antenas de comunicaciones con su electrónica asociada, y el equipo de desgiro que esta elaborado a base de un motor eléctrico que gira en sentido contrario del cual lo hace la parte giratoria y a la misma magnitud de velocidad, lo cual aparenta estar fijo. Así mismo, encontramos un equipo que provee un pulso maestro que nos proporciona la posición relativa de la sección giratoria con la no giratoria y nos da un índice de posición relativa de una sección con respecto a la otra, por lo que se le nombra MIP, de sus siglas en inglés Master Index Pulse. Otro indicador de posición que guarda el satélite se logra a través de la recepción por parte de la antena de la señal de Radio-Frecuencia, (antena omnidireccional o plato parabólico, en cuanto a la telemetría).



IV.III.II Descripción Funcional del Subsistema de Orientación.

Las funciones generales del sistema son las siguientes:

- Determinación de la orientación.
- Estabilización de la orientación.
- Apuntamiento de la antena.

IV.III.II.I Determinación de la Orientación.

La determinación de la orientación depende de la orientación o ubicación asignada del satélite X grados este u oeste dependiendo del meridiano de Greenwich como se puede observar en la siguiente figura fig. 25.

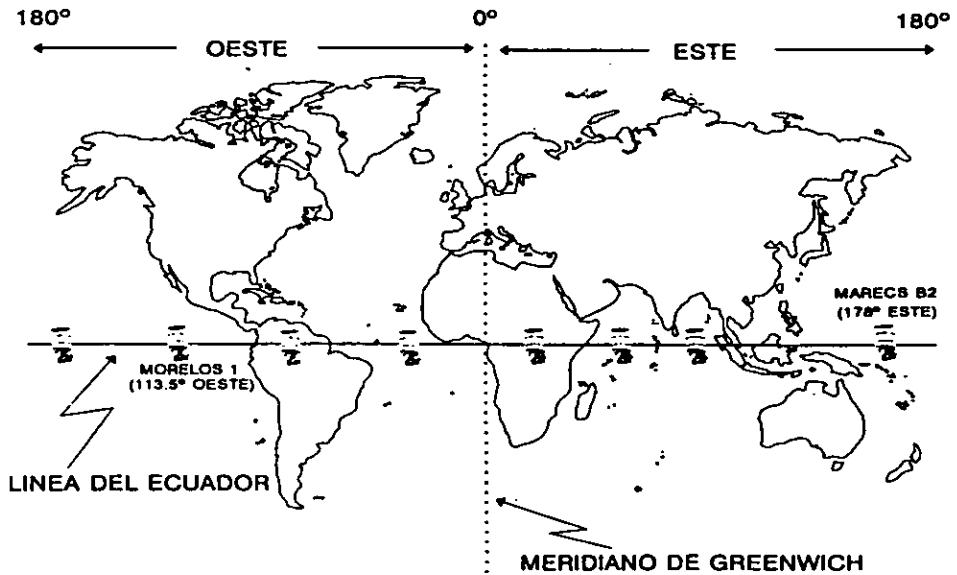


Fig. 25 Determinación de la Orientación.

Fig. 25 Determinación de la Orientación.



IV.III.II.II Errores de orientación y su corrección.

Los errores que el satélite experimenta son los siguientes:

- Precesión.
- Error Norte-Sur.
- Error Este-Oeste.

Son tres los errores corregidos a través de un sistema de control de malla abierta por medio de los impulsores del satélite.

Todas las maniobras se realizan a través del envío de comandos de control desde la tierra.

IV.III.II.II.I Error de Precesión.

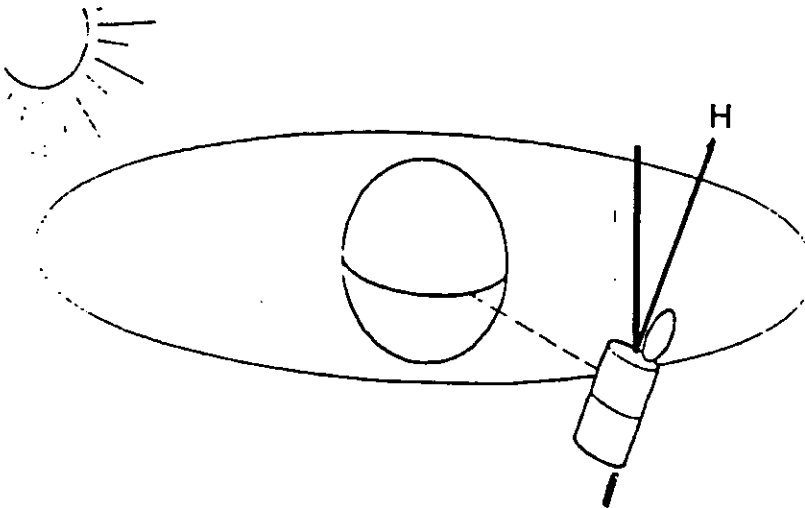


Fig. 26 Error de Precesión.

El error de precesión es debido al viento solar que tiende a "tirar" al satélite inclinando su eje de giro, es decir, se produce un "torque solar" y la corrección se realiza encendiendo un impulsor axial, esta maniobra se realiza en el peor de los casos cada tres días, y en el mejor de los casos cada 9 días.



IV.III.II.II Error Norte-Sur.

El error Norte-Sur también conocido como la inclinación de la órbita del satélite es causado por efectos gravitacionales de la luna, tierra y el sol, su corrección se realiza encendiendo los impulsores axiales, realizando esta maniobra en períodos aproximados de cada 28 días.

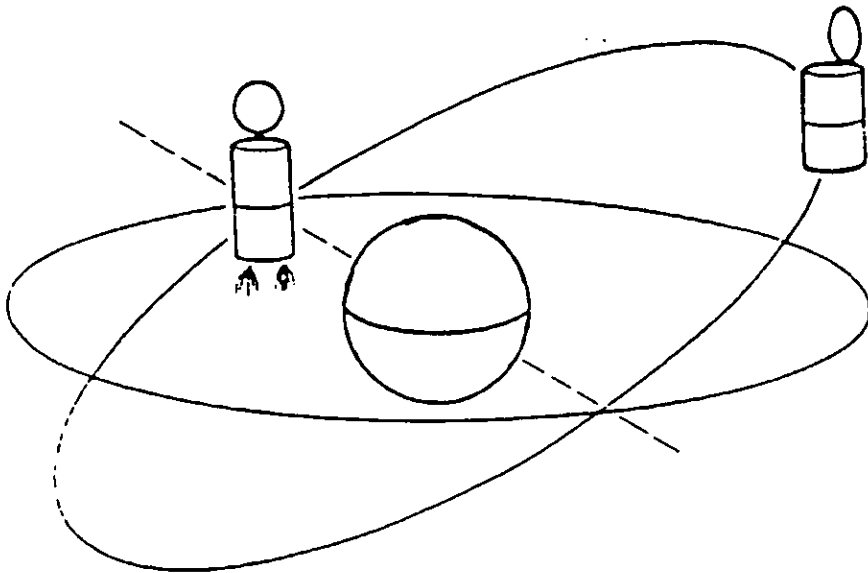


Fig. 27 Error Norte Sur.



IV.III.II.III Error Este-Oeste.

Este tipo de error es el deslizamiento que sufre el satélite en su longitud orbital, es decir sufre un corrimiento. Esto es debido, como ya lo habíamos explicado anteriormente, a que la masa de la tierra no es uniforme por lo que actúan fuerzas de diferente tipo sobre el satélite. Su corrección se realiza mediante el encendido de los impulsores radiales.

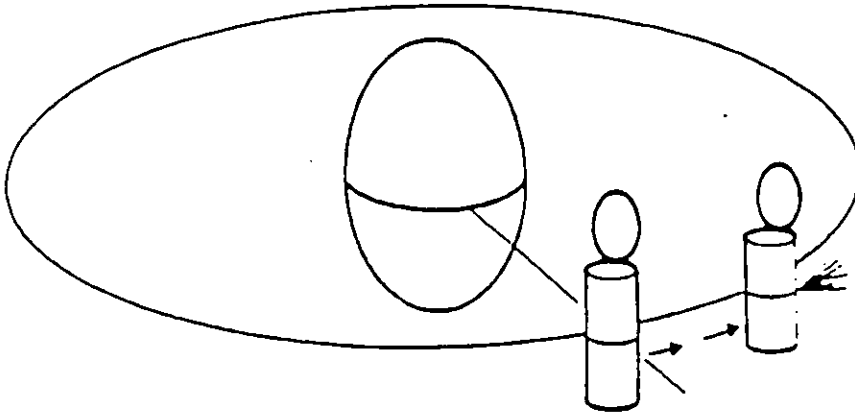


Fig. 28 Error Este Oeste.

IV.III.II.III Estabilización de la Orientación.

Son dos tipos de movimientos los que afectan la estabilidad del satélite, y si estos no se mantienen en márgenes tolerables pueden atentar contra la vida del satélite, son los siguientes:

- Nutación.
- Wobble.

IV.III.II.III.I Nutación.

El movimiento de nutación lo podemos entender si lo comparamos al movimiento que experimenta un trompo, el cual gira en un inicio en forma estable, sin embargo, después de un cierto tiempo, éste se empieza a inclinar al ir perdiendo estabilidad, una característica de éste movimiento es que la punta de éste cuerpo permanece en un mismo punto, es decir, el eje de giro en uno de los extremos permanece fijo mientras que el otro extremo se empieza a alejar de



su posición inicial describiendo una circunferencia que tiende a crecer. Un fenómeno muy similar ocurre con el satélite, pero en éste caso circunferencia que describe el extremo superior del eje de giro del satélite debe ser mínima. El movimiento de Nutación, puede poner en peligro primeramente al tráfico de comunicaciones, y posteriormente a la estabilidad del satélite y por ende a su vida misma.

Cabe señalar que éste movimiento siempre esta presente dado que el satélite esta en continuo movimiento, por lo que es necesario corregirlo constantemente, esto se logra a través de dos equipos:

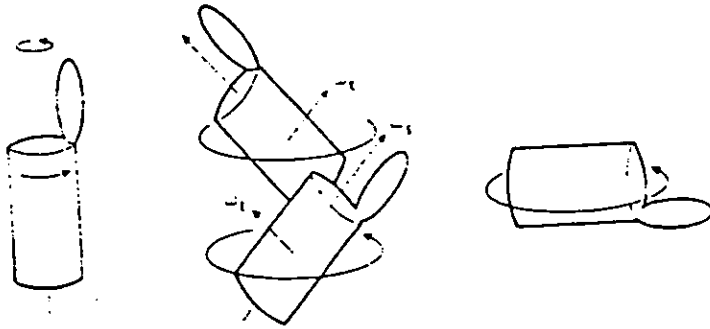


Fig. 29 Movimientos de la Nutación.

- Uno es el Control Activo de Nutación, al cual nos referimos como ANC.
- Y el otro es el Amortiguador de la Nutación Activando Torques, conocido como DANDE (Despin Active Nutation Damping Electronics).



IV.III.II.III.II El ANC.

Este subsistema de control es un subsistema de malla cerrada, el cual actúa cuando el movimiento de Nutación es mayor de lo permitido en el umbral determinado.

La Nutación es continuamente censada por uno de los acelerómetros, éste genera una señal a la cual se le denomina señal de Nutación. La señal de Nutación pasa a través de un filtro pasa banda cuya frecuencia central es la del acelerómetro, éste filtro entrega la señal al DANDE y a un comparador, el cual se puede ajustar a dos niveles, un que se le llama bajo y otro que se le llama alto con la finalidad de que éste control gane o pierda sensibilidad. Si el DANDE no ha corregido el movimiento de Nutación la señal de Nutación puede llegar a rebasar el umbral preestablecido, con lo que el comparador generara una señal que es entregada a una unidad cuya misión es generar un pulso lógico que servirá para accionar un impulsor, que en el caso de estar en órbita de transferencia será un impulsor radial el que se encienda y en caso de estar en órbita geostacionaria o de operación será un impulsor radial el que se active.

Nuevamente se censa la Nutación por parte de los acelerómetros y se repite el ciclo. El inconveniente de éste control es que consume combustible y además actúa una vez que el DANDE no pudo corregir la Nutación.

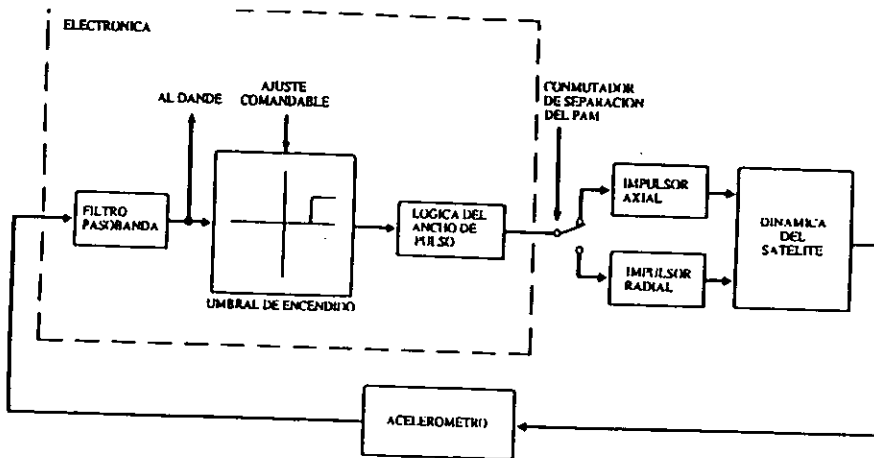


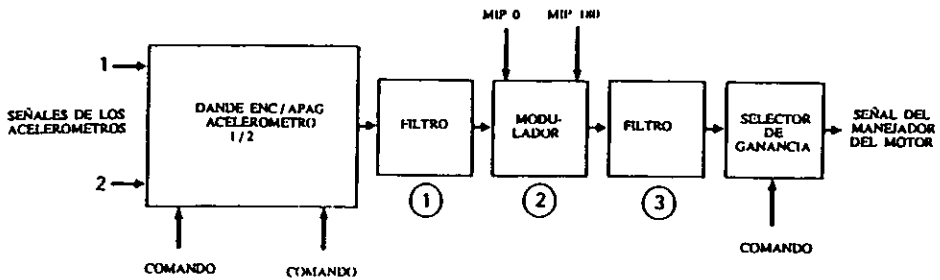
Fig. 30 Modelo del Loop del ANC.



IV.III.II.III.III El DANDE.

Este control de la Nutación es el control que normalmente amortigua a dicho movimiento, por lo que la corrección la realiza constantemente evitando que el movimiento aumente y salga de los parámetros permitidos.

Al DANDE le llega la Nutación censada por uno de los acelerómetros, éste la pasa a través de un filtro pasabanda que esta ajustado a la frecuencia del acelerómetro, la salida de éste filtro se modula con la señal del MIP a 0 grados y con la señal del MIP a 180 grados con la finalidad de establecer una razón del la parte giratoria con la no giratoria, logrando así tener una referencia. Para poder mover la plataforma esta señal es filtrada, amplificada y enviada a la circuitería del motor de giro.



- ① SEÑAL A LA FRECUENCIA DE NUTACION DEL ROTOR
- ② MODULADOR MAS LA FRECUENCIA DE GIRO
- ③ FILTRO POSTMODULADOR MAS EL CAMBIO DE FASE

Fig. 31 Circuito del DANDE.



IV.III.II.IV WOBBLE.

Este movimiento no es peligroso intrínsecamente, solo que si no se corrige puede convertirse en un movimiento de Nutación, este movimiento se diferencia del anterior en que el extremo del eje de giro que antes permanecía fijo ahora también tendera a describir una circunferencia al mismo tiempo que lo hace el otro extremo, en éste caso lo que tiende a permanecer fijo es el centro de la masa del satélite. La causa de éste movimiento es que el satélite una vez estando en operación no es un cuerpo simétrico, por lo que su centro de masa no coincide con su centro geométrico. Su corrección se realiza moviendo la parte inferior del panel solar para compensar de alguna forma el desbalance del satélite.

IV.III.II.IV Apuntamiento de la Antena.

Son dos las coordenadas que se necesitan para apuntar la antena del satélite, la Elevación y el Acimut, estas coordenadas también las podemos representar como el apuntamiento Norte-Sur y el apuntamiento Este-Oeste.

- Apuntamiento Norte-Sur = Elevación.
- Apuntamiento Este-Oeste = Acimut.

IV.III.II.IV.I Apuntamiento Norte-Sur (Elevación).

El apuntamiento Norte-Sur se controla por medio de un motor de pasos, el cual puede ser accionado desde tierra mediante el envío de comandos.

Otro modo de trabajo de control de la elevación es el de lazo cerrado, el cual implica un control automático de rastreo, este modo es conocido como Automatic Beacon Tracking, o Rastreo Automático de Señal.

IV.III.II.IV.II Apuntamiento Este-Oeste.

El apuntamiento Este-Oeste en este caso es mucho más complejo que el Norte-Sur, debido a que para corregirlo o modificarlo es necesario mover toda la plataforma de la sección no giratoria. Para lograrlo se tiene varios modos de operación.

- Control por razón de giro entre secciones e satélite.
- Control a base de las cuerdas de tierra.
- Control de seguimiento de la señal de RF.



IV.III.II.V Control por razón de giro entre secciones del Satélite.

Este tipo de control se basa en la información almacenada en un registro del satélite que es fijado desde la tierra mediante comando, esta información es en realidad un número de revoluciones lo más cercano posible al número de revoluciones que el satélite está realizando, así en el caso de caer en éste modo de operación al cual se le denomina Relative Rate Despin Control, el satélite basándose en la información que le proveen los MIP's de 0 y 180 grados, mandará al BAPTA torques para mantener esta posición relativa.

IV.III.II.VI Control a base de las cuerdas de la Tierra.

Este modo de control es un control más preciso que el anterior, ya que su funcionamiento es a base de la información que proporcionan los sensores de tierra.

IV.III.II.VII Control de seguimiento de la señal de RF.

Este modo de control es el modo normal de operación, ya que es el más exacto porque se basa en el seguimiento de la señal portadora de la estación terrena de rastreo comando y rango, este modo de operación es el mismo explicado en el caso del ajuste de elevación, o sea, es el modo de Automatic Beacon Tracking, sólo que en éste caso la señal de corrección generada se envía al BAPTA.

TRES EJES BALANCEADO.

El diseño del ACS está basado en un control de tres ejes para su operación en órbita en estado estable, con estabilización de giro durante la fase de órbita de transferencia de la misión. El ACS también opera el despliegue de las antenas, el posicionamiento de las alas solares y un sistema autónomo de manejo de detección de fallas y respuesta de funciones que permiten al satélite mantenerse en servicio con un mínimo de actividades desde tierra.

El ACS nos proporciona exactitud, seguridad y control autónomo del satélite durante la duración de su misión. El sistema actúa con un alto grado de autonomía operacional, incorporando la auto-revisión y la detección de fallas para ejecutar acciones correctivas pertinentes.



El control de orientación es mantenido controlando el momento de giro de la rueda y los ángulos del balancín, (ruedas giratorias generadoras de momentum, movidas por un motor). Una técnica de rastreo de las celdas solares es controlada por los procesadores de control del satélite, y reduce las excursiones de los ángulos del balancín de la rueda de momento y limita el encendido de los impulsores a los requerimientos de corrección de la órbita a un intervalo mínimo de 14 días.

Los procesadores de control del satélite son el corazón del subsistema. Ellos procesan las entradas de los sensores, controlan los actuadores y los impulsores, y procesan datos de la órbita durante las fases de la misión. Bajo condiciones normales, los procesadores del control del satélite pueden controlar al satélite y mantener las operaciones por un largo periodo sin intervención desde la tierra. Los sensores adicionales incluyen sensores de tierra en la órbita de transferencia y sensores de sol, giroscopio para la medida de balanceo y cabeceo, y un sensor de adquisición de sol. Las antenas del satélite son apuntadas con exactitud orientando el cuerpo del satélite con la plataforma. Durante la puesta en órbita, los alineamientos residuales de la antena son calibrados para proporcionar un óptimo apuntamiento de la antena.

IV.IV SUBSISTEMA DE PROPULSION.

IV.IV.I SUBSISTEMA DE CONTROL DE REACCION.

IV.IV.II Diseño y Funcionamiento.

El subsistema de control de reacción ejecuta las maniobras de control de orientación, velocidad de órbita, inclinación de órbita del satélite y en caso del Cilíndrico velocidad de giro, todos estos en respuesta a sensores internos o comandos de tierra.

El combustible está contenido en cuatro tanques de aleación de titanio, una vez conectados a través de válvulas de paso que permiten la transferencia del combustible que este disponible para cualquiera de los propulsores. La capacidad del combustible es suficiente para soportar la vida de la misión.



CILINDRICO.

El propulsor radial opera individualmente durante la puesta en órbita para su posición Este-Oeste y para el control activo de la Nutación del satélite, antes de la separación del propulsor PAM. Una vez que se encuentra en órbita geoestacionaria el propulsor que será mas utilizado es el axial que provee el control de la inclinación de la órbita y corrige el error N-S en la órbita estacionaria debido a la precesión solar. Todos los propulsores son operados en modo de comando pulsado síncrono, aunque pueden ser también operados en modo continuo. Los requerimientos de operación son derivados de las necesidades de control en la posición del satélite y su ubicación dentro del cubo imaginario.

El subsistema esta equipado con sensores de temperatura uno en cada válvula de los propulsores y uno en los tanques. Dos transductores de presión accesan al subsistema dando el estado y diagnostico de fuga u operación anormal.

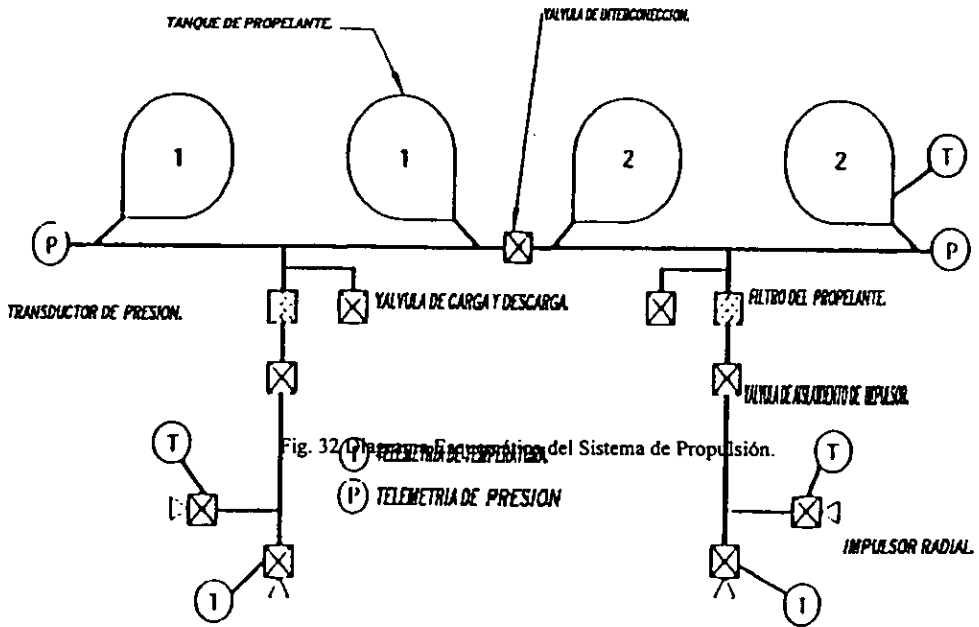


Fig. 32 Diagrama Esquemático del Sistema de Propulsión.

Fig. 32 Diagrama Esquemático del Sistema de Propulsión.



En el improbable caso de que alguna válvula de algún propulsor fallara quedando obstruida o cerrada, la válvula de interconexión puede ser comandada para abrirse y todo el combustible remanente esté disponible para un propulsor redundante.

La válvula de interconexión en cada línea de alimentación para el propulsor está abierta, y si una válvula del propulsor fallara y se mantuviera abierta, o una condición de fuga excesiva fuera detectada por un rápido decremento en la presión del sistema siempre sería posible aislar los impulsores dañados cerrando la válvula de interconexión para después determinar la causa de la falla.

Los sistemas operan a través de un rango de presión de 350 psi al inicio hasta 40 psi al final de su vida útil, a una temperatura nominal de funcionamiento de 70 grados F con un máximo de 100 grados F.

TRES EJES BALANCEADO.

Los propelantes almacenados son consumidos por 12 impulsores de control de orientación y por un motor de apogeo.

La carga del propelante esta calculada para tres casos de ejecución de la misión. Un sistema de tanque común es aprovechado completamente para el lanzamiento del satélite a la vez que el propelante no empleado en la órbita de transferencia es para las operaciones en su órbita geosíncrona.

El combustible y el oxidante están contenidos en cuatro tanques esféricos los cuales son presurizados después del lanzamiento desde dos tanques cilíndricos de helio.

Los dispositivos de manejo del propelante, localizados en los tanques, aseguran un suministro estable del propelante en los modos de giro y de estabilidad del satélite. Los cuatro tanques del propelante tienen válvulas aisladas en el distribuidor del líquido.

Doce impulsores están configurados para el control total en todo momento en los tres ejes. Estos proporcionan el impulso necesario para girar al satélite, para reorientaciones, para el desgiro del satélite, para las maniobras de mantenimiento en su órbita geosíncrona y para el control de orientación con completa redundancia funcional. Un motor de apogeo líquido (LAM) proporciona el impulso necesario para mantener las maniobras de apogeo. Los cuatro impulsores axiales proporcionan respaldo al LAM.



Los impulsores están deshabilitados durante las maniobras para prevenir disparos inesperados en los impulsores.

IV.IV.III Descripción del subsistema.

IV.IV.IV Características del propulsor.

En la figura fig. 33 se muestra la estructura general de un impulsor HE-54 que dependiendo del radio de expansión de la boquilla será utilizado como axial o como radial. El propulsor consiste de un tubo con un orificio ajustable, una cámara catalizadora dual, una cámara de soporte y una boquilla de escape. Con excepción del tubo, el catalizador y las pantallas, todas las demás partes son fabricadas con una aleación de cobalto-níquel, la cual tiene una excelente resistencia a los puntos extremos de presión y de temperatura.

El combustible es enrutado hacia el inyector a través de la válvula, entonces el combustible fluye a la primera cámara del propulsor y es distribuido equitativamente por 9 orificios de cada inyector en el interior de la cámara catalítica, el combustible fluye de cada inyector, en todas direcciones resultando 18 corrientes de flujo.

Cada ensamble del inyector controla la temperatura ambiente del mismo durante la explosión del combustible y al momento que entra la hidracina en la cámara.

La boquilla es fabricada con dos configuraciones: Con radio de expansión de 40:1 para los propulsores radiales y con radio de expansión de 100:1 para los propulsores axiales.

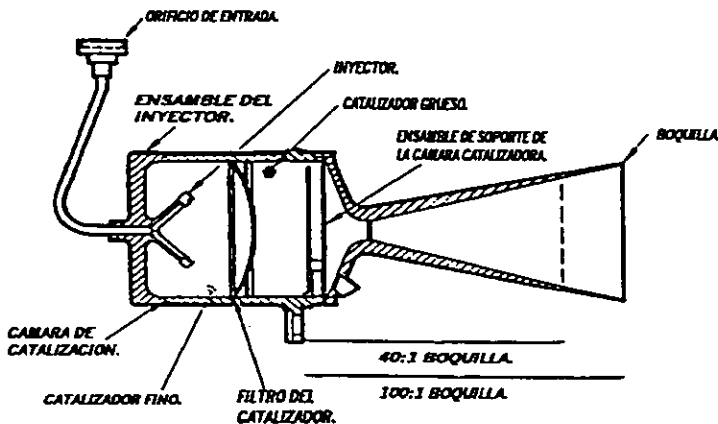


Fig. 33 Configuración del impulsor.



Válvula para el combustible del propulsor.

La válvula del propulsor está compuesta por asientos, buje y una bobina eléctrica. Los asientos y el buje son fabricados con carburo de tungsteno para asegurar una larga vida sin degradación. Los asientos son sellados sobre un cuerpo de acero inoxidable con anillos de aluminio. Todos los materiales en la válvula son compatibles con la hidracina y a prueba de varios fluidos como el alcohol isopropílico y el agua. Esta compatibilidad elimina la necesidad de blindar la válvula.

Cuando la válvula es energizada la corriente eléctrica fluye a través de las bobinas de la válvula. El campo electromagnético generado provoca que la fuerza mecánica del muelle mueva el vástago en el tubo flexible, venciendo la fuerza de un resorte, esto provocará que el combustible fluya a través de la válvula. Cuando la señal eléctrica es retirada se cierra la válvula.

IV.IV.V Calentadores.

El sistema de calentamiento es el sistema de control de reacción, consiste de circuitos calentadores independientes, alambrados hacia un bus del satélite.

Se tiene una línea de circuitos calentadores redundantes, sirviendo a: los transductores de presión, los filtros, al aislamiento de las válvulas de paso de los propulsores, a la válvula del propulsor radial.

La válvula del propulsor axial tiene un calentador separado.

IV.V SUBSISTEMA TERMICO.

El subsistema térmico ayuda a que el satélite pueda disipar el calor y no afecte la funcionalidad de éste.

IV.V.I Breve Descripción del sistema.

El control térmico se realiza mediante elementos pasivos. El control pasivo de la temperatura es obtenido a través del uso de materiales probados en misiones espaciales.

Todas las superficies eléctricas conductoras de las multicapas térmicas están aterrizadas. El uso de limitadores de bus (vía principal de conducción eléctrica) permite minimizar la disipación térmica debida a las variaciones en la incidencia de luz solar sobre los paneles solares.



La estructura de soporte esta toda pintada de negro para evitar la absorción de calor despedido por los equipos.

Una capa aislante sobre los equipos protege los puntos calientes de la misma. La parte exterior de ésta capa es negra con el fin de minimizar la energía solar reflejada.

Los contenedores de los equipos electrónicos están hechos de materiales de alta conductividad térmica con la finalidad de maximizar la emisión térmica hacia el radiador de la estructura del satélite.

Todas las superficies de la estructura de soporte están pintadas de negro excepto las superficies de montaje de las unidades. Las unidades a su vez son recubiertas de pintura de alta emitancia y son acopladas conductivamente a la estructura.

El plato parabólico esta protegido en su parte trasera con una cubierta aislante multicapa y por la parte frontal con un protector solar hecho de un material llamado Kapton. La superficie interna de este protector está cubierta de vapor de aluminio depositado en un patrón de rejilla el cual permite el paso de la energía de radiofrecuencia mientras rechaza la mayoría de la energía solar. La parte frontal del protector tiene una capa de germanio con el fin de incrementar la reflexión solar. Estas protecciones aíslan a las antenas de la carga solar, reduciendo la distorsión térmica.

Los alimentadores tiene una cobertura aislante al rededor de las cornetas y además cuentan con protectores de entrada los cuales tienen en su superficie interna vapor de aluminio depositado y en su superficie externa germanio. Las bases de las cornetas, las guías de onda y todos los acopladores están pintados de negro para maximizar la radiación de energía térmica introducida por los alimentadores y la energía disipada por la señal de radiofrecuencia.

El control térmico del subsistema de propulsión es llevado a cabo mediante una selección apropiada en el terminado de las superficies, de la conductividad de los materiales y de los calentadores.

Los tanques de combustible están recubiertos con aislantes térmicos multicapa, la tubería, las válvulas y los calentadores tienen un terminado con material de baja emitancia. Existe una cobertura de acero inoxidable al rededor de los impulsores para proteger la estructura adyacente del satélite durante los disparos.

La degradación del radiador de un satélite es un factor determinante para que este esté mas caliente al final de la vida. Para la mayoría de los componentes las temperaturas mas bajas ocurren al inicio de la vida durante los eclipses más prolongados.



IV.V.II Prelanzamiento/Ascenso.

Durante el prelanzamiento y el ascenso el ambiente térmico es controlado mediante el sistema de aire acondicionado del contenedor espacial. Cuando se abren las puertas del contenedor espacial y el protector solar continúa cerrado, el satélite se encuentra desenergizado por lo que experimentará las más altas temperaturas si el contenedor está de frente al sol y las más bajas si está de frente al espacio.

CILINDRICO.

En la parte media del panel solar superior tiene una banda de cuarzo para radiación térmica.

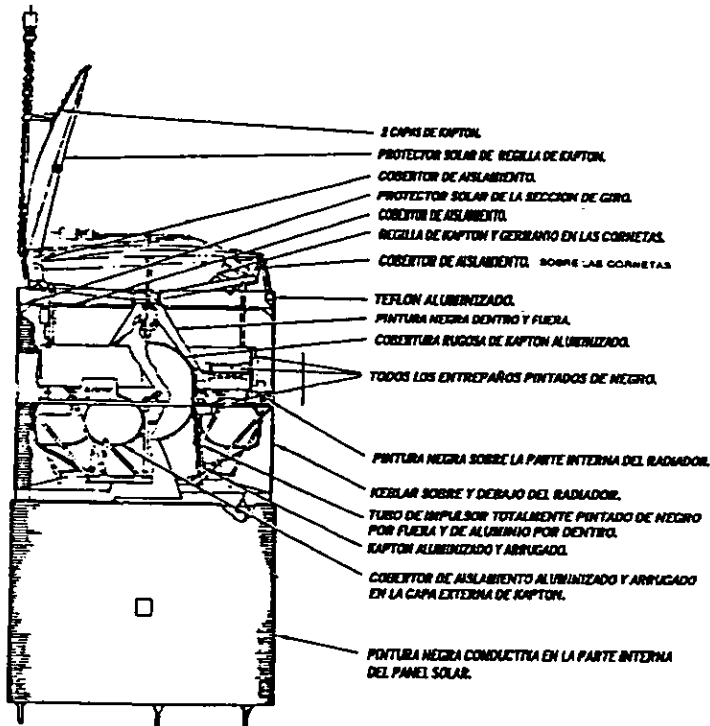


Fig. 34 Descripción del Diseño Térmico.



TRES EJES BALANCEADO.

El control térmico es realizado por el uso de radiadores multizona Norte y Sur equipados con tubos de calor.

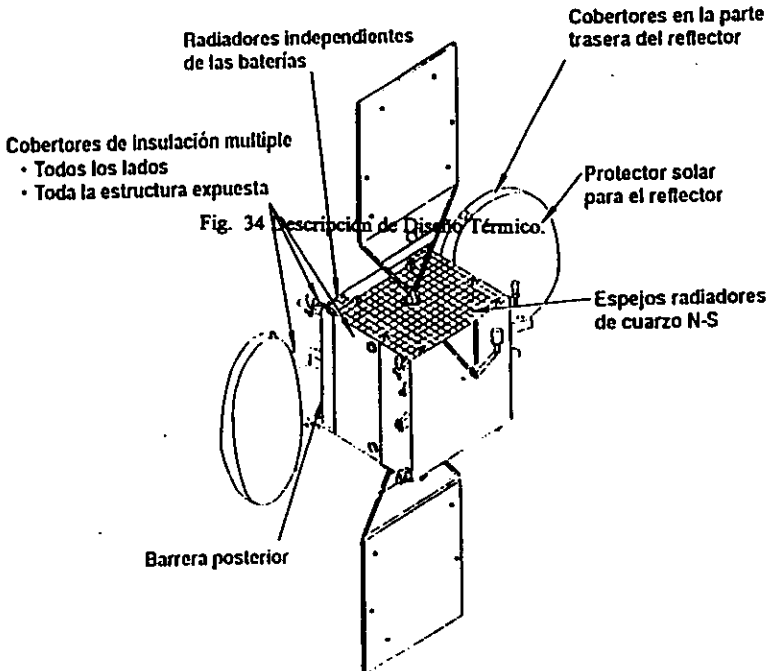


Fig. 35 Configuración Térmica.



IV.VI SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES.

IV.VI.1 BREVE DESCRIPCION DE LAS PARTES QUE INTEGRAN AL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES.

El subsistema de comunicaciones en un satélite es de gran importancia, sino el más importante y este está constituido por:

- Antena, ya sea plato parabólico, omnidireccional o de dipolo.
- Guía de onda.
- Filtro pasabanda.
- Amplificador de Banda Ancha.
- Reductor de frecuencia.
- Canalizador de entrada.
- Amplificadores TWT.
- multiplexores de salida.
- Guía de onda.
- Antena.

La antena recibe la radiofrecuencia emitida por la base terrena, esta pasa por la guía de onda llegando a un filtro pasabanda, posteriormente la señal es amplificada y desmontada de su frecuencia de la portadora y montada nuevamente en una portadora de más baja frecuencia, esto con el objeto de que las señales no choquen entre sí y tanto la base terrena como el satélite puedan distinguir la señal de transmisión y la señal de recepción, posteriormente la señal ya montada en su nueva portadora, de más baja frecuencia, es mandada a una etapa de amplificación por los TWT y multiplexada para su salida, los multiplexores de salida combinan los diferentes canales y los enrutan para la transmisión a través de la guía de onda y la antena transmisora. (ver fig. 36).

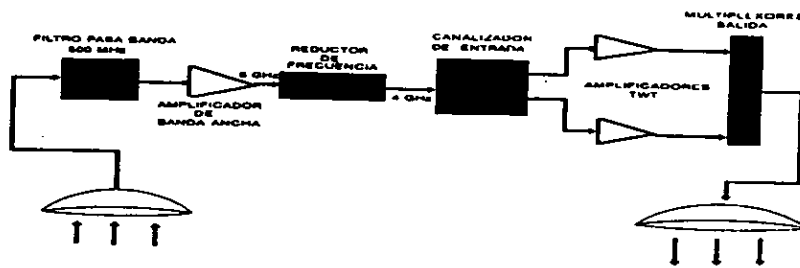


Fig. 36 Esquema Operativo de Comunicaciones de un Satélite.



La banda de frecuencias con las que puede trabajar un satélite en estaciones fijas es la siguiente:

IV.VI.II Estaciones Fijas.

Frecuencia de subida.	Frecuencia de bajada.	Banda.
6 GHz	4 GHz	C
8 GHz	7 GHz	X (uso militar)
14 GHz	12 GHz	Ku
30 GHz	20 GHz	Ka

TABLA 6. Estaciones Fijas.

IV.VI.III Estaciones móviles.

Frecuencia de subida.	Frecuencia de bajada.	Banda.
1.6 GHz	1.4 GHz	L

TABLA 7. Estaciones Móviles.



ANEXO I.

- *Figuras Descriptivas y Suplementarias del Satélite de Tipo Triaxial.*

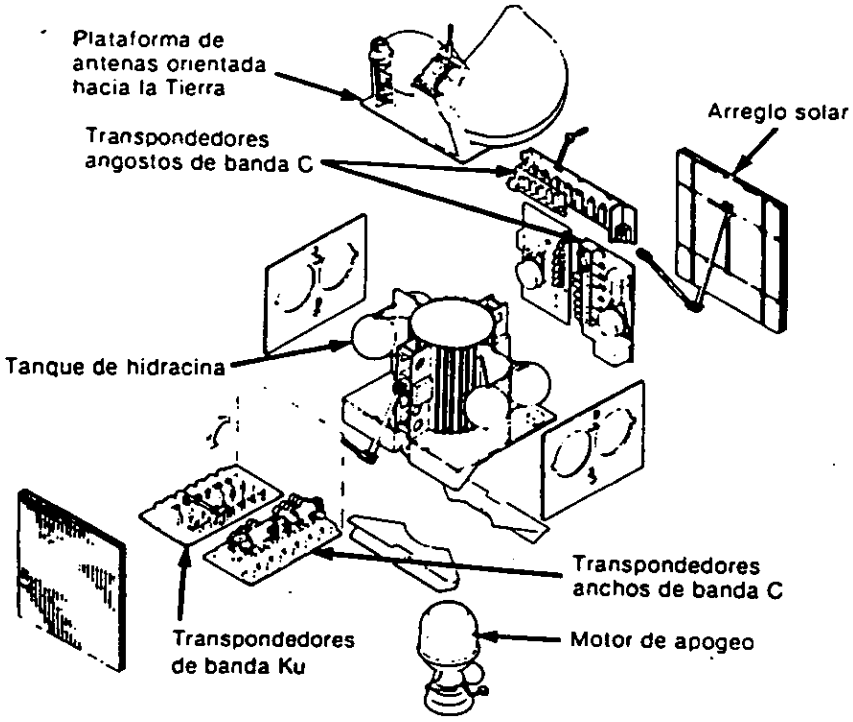


Fig. 37 Estructura Modular de un Satélite Tipo Triaxial.

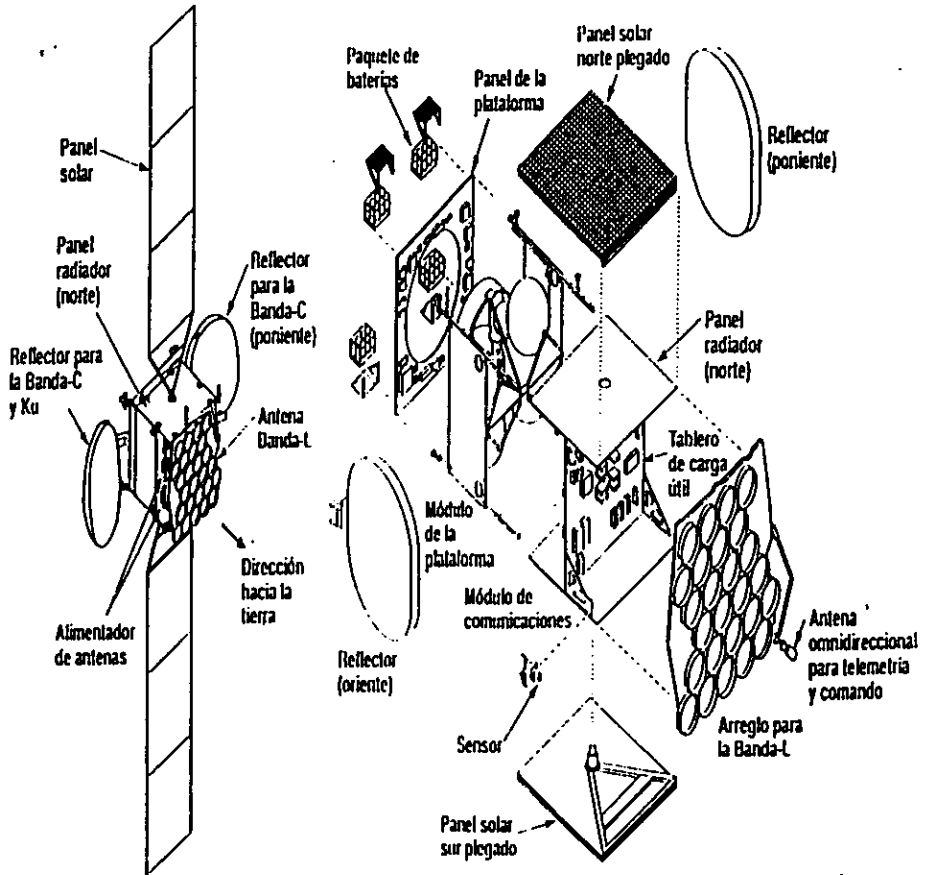


Fig. 38 Configuración Modular del Satélite Triaxial.

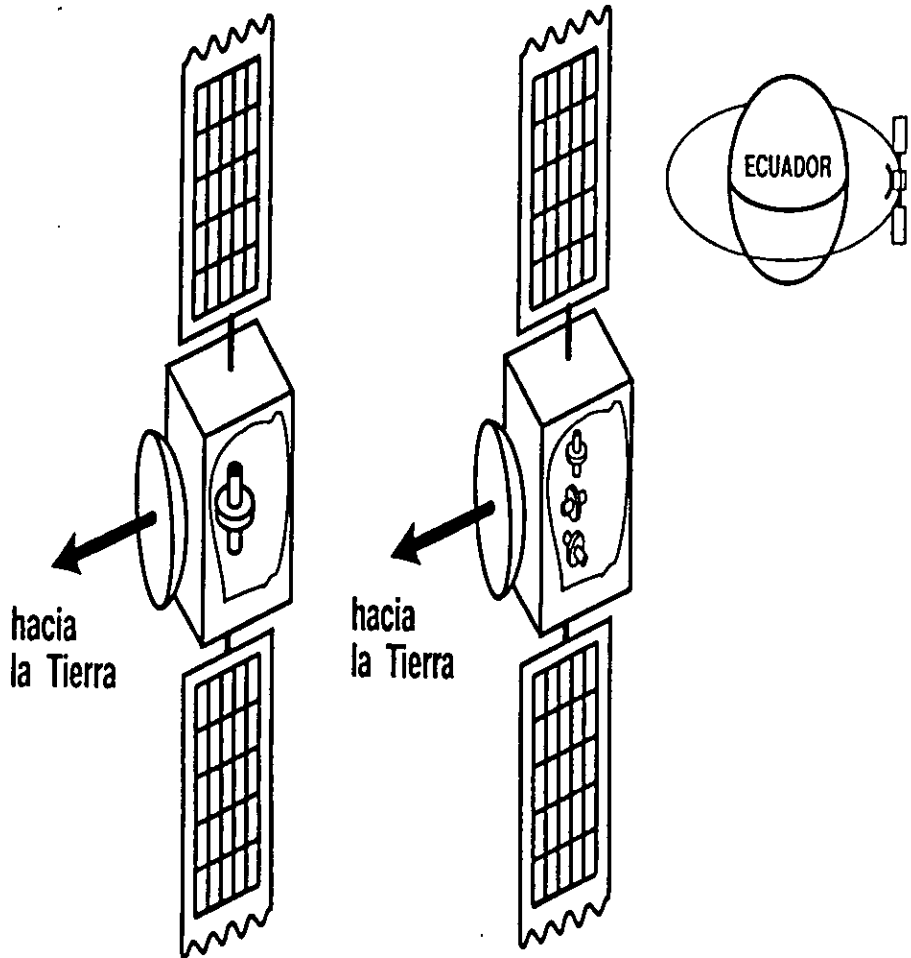


Fig. 39 Estabilización Triaxial.



SATELITES GEOESTACIONARIOS DE COMUNICACIONES BANDA Ku

NOMBRE	POSICION (LONGITUD GEOGRAFICA)	PROPIETARIO	AÑO DE LANZAMIENTO
EUTELSAT II-2	3° E	EUTELSAT	1990
TELECOM 1C	3° E	FRANCIA	1987
TELEX-X	5° E	NAC. NORDICAS	1989
EUTELSAT I-2	7° E	EUTELSAT	1987
TELECOM IB	8.5° E	FRANCIA	1985
EUTELSAT I-4	10° E	EUTELSAT	1987
EUTELSAT I-1	13° E	EUTELSAT	1983
ZENON-B	15° E	FRANCIA	-----
AMS-1	15° E	ISRAEL	1990
SICRAL 1A	16° E	ITALIA	1987
EUTELSAT L-5	16° E	EUTELSAT	1988
SABS	17° E	ARABIA SAUDITA	-----
ZENON-C	19° E	FRANCIA	-----
SES-ASTRA 1	19° E	LUXEMBURGO	1988
EUTELSAT II-3	19° E	EUTELSAT	1990
DFS-1	23.5° E	ALEMANIA OCC.	1989
DFS-2	28.5° E	ALEMANIA OCC.	1989
VIDEOSAT-1	32° E	FRANCIA	-----
EUTELSAT II-1	36° E	EUTELSAT	1990
PAKSAT 1	38° E	PAKISTAN	1989
PAKSAT 2	41° E	PAKISTAN	-----
LOUTCH 2	53° E	URSS	-----
INTELSAT VI	57° E	INTELSAT	-----
INTELSAT VI-1	60° E	INTELSAT	1989
INTELSATVA -F12	60° E	INTELSAT	1985
INTELSAT V-F5	63° E	INTELSAT	1982
INTELSAT VI-2	63° E	INTELSAT	-----
CBSS-1	65° E	CHINA	1988
INTELSAT V-F7	66° E	INTELSAT	1983
CELESTAR-2	70° E	EEUU/MCCAW	1990
GORIZONT-9	75.7° E	URSS	1984
CBSS-2	80° E	CHINA	1988
LOUTCH 3	90° E	URSS	-----
GORIZONT-13	90° E	URSS	1986
CBSS-3	92° E	CHINA	-----
BS-3	110° E	JAPON	1990
SCC 1	124° E	JAPON	1989
SCC 2	128° E	JAPON	1989
GORIZONT-14	140° E	URSS	1987
JCS-1	150° E	JAPON	1989
JCS-2	154° E	JAPON	1989
AUSSAT-1	156° E	AUSTRALIA	1985
AUSSAT-2	160° E	AUSTRALIA	1985
AUSSAT-3	164° E	AUSTRALIA	1987
PACSTAR-1	167.5° E	NUEVA GUINEA	1991
CELESTAR-1	170° E	EEUU/MCCAW	-----
INTELSAT V-F1	174° E	INTELSAT	1981
INTELSAT V-F8	180° E	INTELSAT	1984

TABLA. II Satélites Geostacionarios de Comunicaciones en Banda Ku.



ANEXO II.

- *Posición de los Satélites Geoestacionarios de Comunicaciones en las Bandas C y Ku.*



SATELITES GEOESTACIONARIOS DE COMUNICACIONES EN BANDA C

NOMBRE	POSICION (LONGITUD GEOGRAFICA)	PROPIETARIO	AÑO DE LANZAMIENTO
F-SAT 1	7° E	FRANCIA	-----
SATACIONAR-18	8° E	URSS	-----
NAT-SAT 3	14° E	NIGERIA	-----
AMS-1	15° E	ISRAEL	1990
NAT-SAT 2	16° E	NIGERIA	-----
ARABSAT-1A	19° E	PAISES ARABES	1985
NAT-SAT 1	20° E	NIGERIA	-----
ARABSAT-1B	26° E	PAISES ARABES	1985
RADUGA-17	35° E	URSS	1985
RADUGA-19	45° E	URSS	1986
MORE-53	53° E	URSS	-----
INTELSAT VI	57° E	INTELSAT	1989
INTELSAT VA-F12	60° E	INTELSAT	1985
INTELSAT V-F5	63° E	INTELSAT	1982
INTELSAT VI-2	63° E	INTELSAT	-----
INMARSAT-2 F3	64.5° E	INMARSAT	1990
INTELSAT V-F7	66° E	INTELSAT	-----
STW-2	70° E	CHINA	1986
MARISAT-F2	72.5° E	INMARSAT	1976
INSAT-1B	74° E	INDIA	1983
GORIZONT-9	75.7° E	URSS	1984
STATSIONAR-13	80° E	URSS	-----
POTOK-2	80° E	URSS	-----
INSAT-1IA	83° E	INDIA	1990
RADUGA-20	85° E	URSS	1987
CHINASAT-1	87.5° E	CHINA	-----
MORE-90	90° E	URSS	-----
GORIZONT-13	90° E	URSS	1986
INSAT-1C	93.5° E	INDIA	1988
INSAT-1IB	93.5° E	INDIA	1991
STATSIONAR-14	95° E	URSS	1987
CHINASAT-3	98° E	CHINA	-----
EKRAN 16 Y 17	99° E	URSS	1987
PALAPA B1	108° E	INDONESIA	1983
CHINASAT-2	110.5° E	CHINA	-----
PALAPA B2F	113° E	INDONESIA	1987
PALAPA B3	118° E	INDONESIA	-----
STW-1	125° E	CHINA	1984
STATSIONAR-15	128° E	URSS	-----
RADUGA-21	128° E	URSS	1987
CS-2A	132° E	JAPON	1983
CS-2B	136° E	JAPON	1983
MORE-140	140° E	URSS	-----
GORIZONT-14	140° E	URSS	1987
STATSIONAR-16	145° E	URSS	-----
PACSTAR-1	167.5° E	NUEVA GUINEA	1991
INTELSAT V-F1	174° E	INTELSAT	1981
MARISAT-F3	176.5° E	INMARSAT	1976
INTELSAT IVA-F3	177° E	INTELSAT	1976
MARECS A	178° E	INMARSAT	1981
INTELSAT V-F8	180° E	INTELSAT	1984

TABLA. 8 Satélites Geostacionarios de Comunicaciones en Banda C



SATELITES GEOESTACIONARIOS DE COMUNICACIONES EN BANDA C

NOMBRE	POSICION (LONGITUD GEOGRAFICA)	PROPIETARIO	AÑO DE LANZAMIENTO
INTELSAT V-F2	1° 0	INTELSAT	1980
TELECOM IC	3° 0	FRANCIA	-----
TELECOM IB	5° 0	FRANCIA	-----
TELECOM IIA	8° 0	FRANCIA	1985
TELECOM IA	8° 0	FRANCIA	1991
STATSIONAR-11	11° 0	URSS	1984
POTOK-1	13.5° 0	URSS	-----
GORIZONT-12	14° 0	URSS	-----
MORE-14	14° 0	URSS	1986
MARISAT F1	15° 0	INMARSAT	-----
INMARSAT-2 F1	15° 0	INMARSAT	1976
INTELSAT V-F6	18° 0	INTELSAT	1889
INTELSAT IVA-F4	21.5° 0	INTELSAT	1983
AVSAT 1	22° 0	EEUU/AERON	1977
INTELSAT VA-F10	24.5° 0	INTELSAT	-----
RADUGA-18	25° 0	URSS	1985
INMARSAT-2 F2	26° 0	INMARSAT	1986
MARECS B2	26° 0	INMARSAT	1989
STATSIONAR-17	26.5° 0	INMARSAT	1984
INTELSAT VA-F11	27.5° 0	URSS	-----
INTELSAT V-F4	34.5° 0	INTELSAT	1985
TDRS A	41° 0	INTELSAT	1982
PAS 1	45° 0	EEUU/NASA	-----
FINANSAT 2	48° 0	EEUU/PANAMSAT	1988
INTELSAT V-F3	53° 0	EEUU/FINANCIA	-----
PAS 2	57° 0	INTELSAT	1981
AVSAT 2	58° 0	EEUU/PANAMSAT	-----
SATCOM 6	62° 0	EEUU/AERON	-----
ASC-3	64° 0	EEUU/GE	-----
ASC-4	64° 0	EEUU/AMERICAN	1990
BRASILSAT-1	65° 0	EEUU/AMERICAN	1992
SPACENET II	69° 0	BRASIL	1985
BRASILSAT-2	70° 0	EEUU/GTE	1984
SATCOM 2R	72° 0	BRASIL	1886
GALAXY 2	74° 0	EEUU/RCA	1983
SATCOL 1	75° 0	EEUU/HUGHES	1983
COMSTAR D4	76° 0	COLOMBIA	-----
TDRS C	79° 0	EEUU/COMSAT	1981
NAHUEL A	80° 0	EEUU/NASA	1989
SATCOM 4	83° 0	ARGENTINA	-----
STSC 1	83° 0	EUA/RCA	1989
ASC-2	83° 0	CUBA	-----
NAHUEL B	85° 0	EEUU/AMERICAN	1990
TELSTAR 302	85° 0	ARGENTINA	-----
SPACENET III	87° 0	EUA/AT&T	1984
CONDOR	87° 0	EEUU/GTE	1988
WESTAR VI S	89° 0	PACTO ANDINO	-----
GALAXY 3	91° 0	EEUU/WESTERN	1988
TELSTAR 301	93.5° 0	EEUU/HUGHES	1984
STSC 2	96° 0	EEUU/AT&T	1983
WESTAR IV	97° 0	CUBA	-----
	99° 0	EEUU/WESTERN	1982

TABLA 9. Satélites Geostacionarios de Comunicaciones en Banda C.



SATELITES GEOESTACIONARIOS DE COMUNICACIONES EN BANDA C

NOMBRE	POSICION (LONGITUD GEOGRAFICA)	PROPIETARIO	AÑO DE LANZAMIENTO
ANIK D1	104.5° O	CANADA	1982
ANIK D2	111.5° O	CANADA	1984
MORELOS 1	113.5° O	MEXICO	1985
AVSAT 3	114° O	EEUU/AERON	-----
MORELOS 2	116° O	MEXICO	1985
SPACENET I	120° O	EEUU/GTE	1984
GALAXY 4	122° O	EEUU/HUGHES	1993
WESTAR V	122.5° O	EEUU/WESTERN	1982
TELSTAR 303	125° O	EEUU/AT&T	1985
ASC-1	128° O	EEUU/AMERICAN	1985
SATCOM 3	131° O	EEUU/RCA	1981
GALAXY 1	134° O	EEUU/HUGHES	1983
SATCOM 1R	139° O	EEUU/RCA	1983
AURORA 1	143° O	EEUU/ALSCOOM	1982
WESTAR VII	144° O	EEUU/WESTWRN	-----
POTOK-3	168° O	URSS	-----
TDRS B	171° O	EEUU/NASA	1988
PACSTAR-2	175° O	NUEVA GINEA	1991
FINANSAT 1	178° O	EEUU/FINANCLIA	-----

TABLA. 10 Satélites Geoestacionarios de Comunicaciones en Banda C.



SATELITES GEOESTACIONARIOS DE COMUNICACIONES BANDA Ku

NOMBRE	POSICION (LONGITUD GEOGRAFICA)	PROPIETARIO	AÑO DE LANZAMIENTO
EUTELSAT II-2	3° E	EUTELSAT	1990
TELECOM 1C	3° E	FRANCIA	1987
TELEX-X	5° E	NAC. NORDICAS	1989
EUTELSAT I-2	7° E	EUTELSAT	1987
TELECOM IB	8.5° E	FRANCIA	1985
EUTELSAT I-4	10° E	EUTELSAT	1987
EUTELSAT I-1	13° E	EUTELSAT	1983
ZENON-B	15° E	FRANCIA	-----
AMS-1	15° E	ISRAEL	1990
SICRAL 1A	16° E	ITALIA	1987
EUTELSAT L-5	16° E	EUTELSAT	1988
SABS	17° E	ARABIA SAUDITA	-----
ZENON-C	19° E	FRANCIA	-----
SES-ASTRA 1	19° E	LUXEMBURGO	1988
EUTELSAT II-3	19° E	EUTELSAT	1990
DFS-1	23.5° E	ALEMANIA OCC.	1989
DFS-2	28.5° E	ALEMANIA OCC.	1989
VIDEOSAT-1	32° E	FRANCIA	-----
EUTELSAT II-1	36° E	EUTELSAT	1990
PAKSAT 1	38° E	PAKISTAN	1989
PAKSAT 2	41° E	PAKISTAN	-----
LOUTCH 2	53° E	URSS	-----
INTELSAT VI	57° E	INTELSAT	-----
INTELSAT VI-1	60° E	INTELSAT	1989
INTELSATVA -F12	60° E	INTELSAT	1985
INTELSAT V-F5	63° E	INTELSAT	1982
INTELSAT VI-2	63° E	INTELSAT	-----
CBSS-1	65° E	CHINA	1988
INTELSAT V-F7	66° E	INTELSAT	1983
CELESTAR-2	70° E	EEUU/MCCAW	1990
GORIZONT-9	75.7° E	URSS	1984
CBSS-2	80° E	CHINA	1988
LOUTCH 3	90° E	URSS	-----
GORIZONT-13	90° E	URSS	1986
CBSS-3	92° E	CHINA	-----
BS-3	110° E	JAPON	1990
SCC 1	124° E	JAPON	1989
SCC 2	128° E	JAPON	1989
GORIZONT-14	140° E	URSS	1987
JCS-1	150° E	JAPON	1989
JCS-2	154° E	JAPON	1989
AUSSAT-1	156° E	AUSTRALIA	1985
AUSSAT-2	160° E	AUSTRALIA	1985
AUSSAT-3	164° E	AUSTRALIA	1987
PACSTAR-1	167.5° E	NUEVA GUINEA	1991
CELESTAR-1	170° E	EEUU/MCCAW	-----
INTELSAT V-F1	174° E	INTELSAT	1981
INTELSAT V-F8	180° E	INTELSAT	1984

TABLA. 11 Satélites Geoestacionarios de Comunicaciones en Banda Ku.



SATELITES GEOESTACIONARIOS DE COMUNICACIONES EN BANDA Ku

NOMBRE	POSICION (LONGITUD GEOGRAFICA)	PROPIETARIO	AÑO DE LANZAMIENTO
INTELSAT V-F2	1° 0	INTELSAT	1980
TELECOM 1C	3° 0	FRANCIA	-----
TELECOM 1B	5° 0	FRANCIA	1985
ZENON-A	8° 0	FRANCIA	-----
TELECOM 1A	8° 0	FRANCIA	1984
TELECOM 2A	8° 0	FRANCIA	1991
F-SAT-2	11° 0	FRANCIA	1988
LOUTCH 1	14° 0	URSS	-----
GORIZONT-12	14° 0	URSS	1986
INTELSAT V-F6	18° 0	INTELSAT	1983
TV-SAT 1	19° 0	ALEMANIA OCC.	1987
HELVESAT-1	19° 0	SUIZA	1990
TDF-1	19° 0	FRANCIA	1988
OLIMPIUS 1	19° 0	AGEN. ESPAC. EUR	1989
SARIT	19° 0	ITALIA	1989
INTELSAT VA-F10	24.5° 0	INTELSAT	1985
INTELSAT VA-F11	27.5° 0	INTELSAT	1985
EIRESAT-1	31° 0	IRLANDA	1990
BSB	31° 0	REINO UNIDO	1989
HISPASAT	31° 0	ESPAÑA	1992
INTELSAT V-F4	34.5° 0	INTELSAT	1982
ORION-1	37.5° 0	EEUU/ORION SAT	-----
PAS 1	45° 0	EEUU/PANAMSAT	1988
BRASIL-SAT C	45° 0	BRASIL	-----
INTELSAT V-F3	53° 0	INTELSAT	1981
ISI-1	56° 0	EEUU/INT. SAT.	-----
SBS-6	62° 0	EEUU/IBM	1989
BRASIL-SAT B	64° 0	BRASIL	-----
ASC-3	64° 0	EEUU/AMERICAN	1990
SPACENET II	69° 0	EEUU/GTE	1984
CANADA BSS1	70.5° 0	CANADA	-----
GALAXY K1	71° 0	EEUU/HUGHES	1989
URUGUAY-SAT	71.5° 0	URUGUAY	-----
WESTAR A	73° 0	EEUU/WESTERN	-----
SAT MOBILE 2	75° 0	EEUU/SAT MOBILE	1991
EXPRESSTAR B	77° 0	EEUU/FEDERAL EX	1990
NAHUEL A	80° 0	ARGENTINA	-----
SATCOM K2	81° 0	EEUU/GE	1985
BRASIL-SAT A	81° 0	BRASIL	-----
ASC-2	83° 0	EEUU/AM SAT	1989
SATCOM K1	85° 0	EEUU/GE	1986
NAHUEL B	85° 0	ARGENTINA	-----
PERU-SAT	86° 0	PERU	-----
SPACENET III	87° 0	EEUU/GTE	1988
CUBA-SAT	89° 0	CUBA	-----
SBS-4	91° 0	EEUU/IBM	1984
CANADA-BSS2	91° 0	CANADA	-----
CARIBE-SAT	92.5° 0	PAISES CARIBE	-----
ECUADOR-SAT	95° 0	ECUADOR	-----
SBS-3	95° 0	EEUU/MCI	1982
BERMUDAS-SAT	96° 0	BERMUDAS	-----
SBS-2	97° 0	EEUU/COMSAT	1981

TABLA. 12 Satélites Geoestacionarios de Comunicaciones en Banda Ku.



SATELITES GEOESTACIONARIOS DE COMUNICACIONES EN BANDA KU

NOMBRE	POSICION (LONGITUD GEOGRAFICA)	PROPIETARIO	AÑO DE LANZAMIENTO
SBS-1	99° 0	EEUU/COMSAT	1980
GSTAR IV	99° 0	EEUU/GTE	1990
PARAGUAY-SAT	99° 0	PARAGUAY	-----
GALAXY	101° 0	EEUU/HUGHES	1989
GSTAR I	103° 0	EEUU/GTE	1985
COLOMBIA SAT	103° 0	COLOMBIA	-----
VENEZUELA	104° 0	VENEZUELA	-----
GSAT II	105° 0	EEUU/GTE	1986
CHILE-SAT	106° 0	CHILE	-----
M-SAT	106.5° 0	CANADA	1992
ANIK E1	107.5° 0	CANADA	1990
ANIK C1	107.5° 0	CANADA	1985
ANIK C2	110° 0	CANADA	1983
ANIK E2	110.5° 0	CANADA	1990
MORELOS 1	113.5° 0	MEXICO	1985
ANDES-SAT	115° 0	VENEZUELA	-----
MORELOS 2	116.5° 0	MEXICO	1985
ANIK C3	117.5° 0	CANADA	1982
SAT MOBILE 1	120° 0	EEUU/SAT MOBILE	1991
SPACENET I	120° 0	EEUU/GTE	1984
SBS-5	122° 0	EEUU/IBM	1988
EXPRESSTAR A	124° 0	EEUU/FEDERAL EX	1990
GSTAR III	124° 0	EEUU/GTE	1988
MEX-SAT	127° 0	MEXICO	-----
ASC-1	128° 0	EEUU/AMERICAN	1985
GALAXY K2	130° 0	EEUU/HUGHES	1989
WESTAR B	132° 0	EEUU/WESTERN	-----
HUGHES MSS1	135° 0	EEUU/HUGHES	-----
MEX-SAT	136° 0	MEXICO	-----
CANADA-BSS3	138° 0	CANADA	-----
USA-BSS1	148° 0	EEUU/WESTERN	-----
USA-BSS2	166° 0	EEUU/WESTERN	-----
PACSTAR-2	175° 0	NUEVA GUINEA	-----

TABLA. 13 Satélites Geoestacionarios de Comunicaciones en Banda Ku.



Glosario de Términos.

Neumonicos.

IMO	International Mariner Organisation. (Organización Internacional Marítima).
MF	Medium Frequency. (Frecuencia Media).
HF	Hight Frequency. (Alta Frecuencia).
STS	Spacecraft Transport System. (Sistema de Transporte Espacial)
PKM	Perigee Kick Motor. (Motor de Perigeo).
AKM	Apogee Kick Motor. (Motor de Apogeo).
PIRE	Potencia Isotrópica Radiada Efectiva.
SCP	Satellite Control Procesing. (Procesador de Control del Satélite).
FMA	Ferrite Modulador Assembly. (Modulador de Ferrita).
CTR	Command/Track Receiver. (Receptor de Comando y Rastreo).
PCM	Pulse Code Modulation. (Modulación por Código de Pulsos).
FM	Modulación en Frecuencia.
ADP	Procesador de Datos de Orientación.
MIP	Master Index Pulse. (Indicador de Pulso Maestro).
Si	Silicio.
Ga	Galio.
Ge	Germanio.
As	Arsénico.
BCC	Batery Charge Control. (Control de Carga de Batería).
BDC	Batery Discharge Control. (Control de Descarga de Batería).
ASC	Attitude Control Subsystem. (Sistema de Control de Altitud).
DANDE	Despin Active Nutation Damping Electronics. (Detención Activa de Nutación Electrónico).
ANC	Active Nutation Control. (Control Activo de Nutación).
ABC	Automatic Beacon Tracking. (Ajuste Automático de Señal).
RF	Radio Frecuencia.
NASA	National Aeronautical and Space Administrator. (Administración Nacional Aeronáutica y Espacial).
ACS	Active System Control. (Sistema Activo de Control).
Intelsat	International Telecommunication Satellital.
Intersputnik	International Sputnik.
Inmarsat	International Mariner Satellital.



Glosario.

- Tandem** (Conexión en cascada).
Es la conexión de dos o más circuitos de forma que la salida de uno constituya la entrada del siguiente.
- Telex** Servicio automático de Comunicación que se provee entre los subscriptores, utilizando equipo telegráfico e involucra teleimpresores conectados generalmente por la línea a través de centrales de comunicación automática.
- Facsimil** Forma de telecomunicación destinada a la reproducción a distancia de un documento gráfico geoméricamente similar al original.
- Deriva** Desvío de rumbo.
- Ionosfera** Región de la superficie exterior de la atmósfera, la cual modifica en forma apreciable la propagación de las ondas radioeléctricas en ciertas bandas de frecuencia.
- Telemetría** Medición a distancia de la posición geoestacionaria de un Satélite.
- Nutación** Movimiento característico de los satélites cilíndricos.
- Modo**
- Pseudo-tierra** Señal enviada por el generador de comandos que sirve para el control de la orientación del satélite.
- Bus** Ruta, camino, trayecto común dentro de un equipo o estación por el cual pasan señales.
- Shunt** Tipo de Regulador.
- Wobble** Movimiento característico de los satélites cilíndricos.
- Hidracina**
- Propelante** Tipos de Combustibles para Satélites.

**Satélite****Cilíndrico**

(Cilíndrico). Satélite que se estabiliza mediante acciones propias de giro o rotación.

Satélite**Triaxial**

Satélite cuya estabilización se asegura mediante el uso de giroscopios internos.

Figura de

Mérito (G/T) Relación ganancia a temperatura de ruido expresado en decibeles por un grado kelvin.

Traspondedor Parte de un Satélite que tiene como función principal de amplificar la señal que recibe de la estación terrena cambiar la frecuencia y retransmitirla a una estación terrena nuevamente, con una cobertura amplia.

La función de un transpondedor es recoger la señal entrante de la antena receptora, ésta señal es amplificada por un amplificador de bajo ruido (LNA) el cual incrementa la señal recibida sin admitir ruido, a la salida del LNA la señal es pasada a un convertidor de frecuencia que reduce la señal a su frecuencia descendente, esta pasa después por un amplificador final de alta potencia (HPA), usualmente de 5 a 15 Watts, el cual tiene un tubo de ondas progresivas (TWT) como amplificador de salida.

Una vez concluido este proceso la señal es pasada a la antena descendente y se realiza el enlace descendente con la estación receptora.

TWT

(Travelin Wave Tube Amplifier).

Amplificador de potencia para estaciones terrenas. Es intrínsecamente un amplificador de banda ancha que abarca toda la banda utilizable del satélite (500 MHz o más) con la uniformidad de ganancia y retardo de grupo necesarios. Permite transmitir simultáneamente con un solo tubo varias portadoras telefónicas independientemente de los repetidores y de las frecuencias atribuidas a esas portadoras. En este tubo un haz de electrones reacciona repetida y continuamente con ondas electromagnéticas guiadas de tal manera que hay transferencia neta de energía del haz a la onda, transferencia que constituye un mecanismo de amplificación. Este tubo es el amplificador de salida de un transpondedor; al tener una vida limitada, se convierte en una limitante a la vida de un satélite.



Bibliografia.

MORELOS SYSTEM SUMMARY

Hughes Aircraft Company.
California U.S.A. 1985.

SISTEMA MORELOS CURSO 6 TOMO I.

Hughes Aircraft Company.
California U.S.A. 1985.

SISTEMA MORELOS CURSO 6 TOMO II.

Hughes Aircraft Company.
California U.S.A. 1985.

TRENDS IN SATELLITE COMMUNICATIONS.

Albert D. Wheelon.
Space and Communication Group.
Hughes Aircraft Company.
Los Angeles California U.S.A.
Dec. 1987.

WORLD SATELLITE ALMANAC.

Written and Compiled by Mark Long.
Howard W. Sams & Company.
Indianapolis, Indiana 1987.

SATELLITE TECNOLOGY AND ITS APLICATIONS.

P.R.K. Chetty.
Fairchild Space Company.
Germantown, Maryland 1988.

SOLIDARIDAD SYSTEM "SYSTEM"

Hughes Aircraft Company.
California U.S.A.
August 1991.

SOLIDARIDAD SYSTEM "PAYLOAD SYSTEM"

Hughes Aircraft Company.
California U.S.A.
August 1991.

SISTEMAS DE TELECOMUNICACIONES VIA SATELITE.

Paraninfo.
James Wood.
España 1994.