

33
Zej



**UNIVERSIDAD NACIONAL
AUTONOMA DE MEXICO**

**FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES
CUAUTITLAN**

**ESTRUCTURA Y FUNCIONAMIENTO
DE UN SATELITE EN LA ORBITA
GEOESTACIONARIA**

TRABAJO DE SEMINARIO
QUE PARA OBTENER EL TITULO DE
INGENIERO MECANICO ELECTRICISTA
P R E S E N T A :
OSCAR HERNANDEZ LOPEZ

ASESOR: ING. JUAN GONZALEZ VEGA

CUAUTITLAN IZCALLI. EDO. DE MEXICO

270158
1999

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**



Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

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

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



UNIVERSIDAD NACIONAL
AUTÓNOMA DE
MÉXICO

FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES CUAUTITLAN
UNIDAD DE LA ADMINISTRACION ESCOLAR
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:

Comunicaciones.Estructura y funcionamiento de un
satélite en la órbita geoestacionaria.

que presenta el pasante: Oscar Hernández López

con número de cuenta: 9130528-4 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 10 de Diciembre de 1998

MODULO:	PROFESOR:	FIRMA:
<u>I</u>	<u>Ing.Vicente Magaña González</u>	<u>[Firma]</u>
<u>II</u>	<u>Ing. Juan González Vega</u>	<u>[Firma]</u>
<u>III</u>	<u>Ing. Jorge Ramirez Rodriguez</u>	<u>[Firma]</u>

AGRADECIMIENTOS

A mi madre, por todo el amor y apoyo que siempre me ha brindado.

A la memoria de mi padre.

A todos y cada uno de mis 6 hermanos, por que siempre cuento con ellos.

A cada uno de mis sobrinos, esperando que este trabajo sirva como aliento y sea un buen ejemplo a seguir.

A Montserrath, por el poco tiempo que compartiste conmigo. Nunca te olvidare.

A mis mejores amigos : Leonel, Ricardo, Daniel, Alfredo, Hernan, Octavio y muy en especial a mi unica amiga Yeni, por todos los momentos tan agradables que hemos compartido juntos.

A todas las personas que de alguna u otra forma participaron en la realización de una de mis tan anheladas metas, mi profesión.

¡ GRACIAS ¡

INDICE

Introducción

1 Antecedentes históricos

- 1.1 Los pioneros
- 1.2 La física del satélite

2 El viaje hacia las orbitas

- 2.1 Inyección directa en órbita geoestacionaria
- 2.2 Inyección inicial en órbita elíptica
- 2.3 Inyección inicial en órbita circular baja
- 2.4 El orbitador y la órbita de Hohmann
- 2.5 En la órbita geoestacionaria
- 2.6 El satélite y su nuevo hogar
- 2.7 Las fuerzas perturbadoras
- 2.8 La temperatura del satélite
- 2.9 Otros factores de perturbación

3 Estructura y funcionamiento de un satélite

Introducción

- 3.1 Subsistema de antenas
- 3.2 Subsistema de comunicaciones
 - 3.2.1 Acceso múltiple por división en frecuencia
 - 3.2.2 Acceso múltiple por división en el tiempo
 - 3.2.3 Acceso múltiple por diferenciación de código
 - 3.2.4 Acceso múltiple por división en el tiempo con comunicación en el satélite
- 3.3 Frecuencias asignadas y reutilización de frecuencias
- 3.4 Subsistema de energía eléctrica
- 3.5 Subsistema de control térmico
- 3.6 Subsistema de posición y orientación
- 3.7 Subsistema de propulsión
- 3.8 Subsistema de rastreo, telemetría y comando
- 3.9 Subsistema estructural

4 Tipos de satélites y servicios de comunicaciones

- 4.1 servicio fijo
- 4.2 Servicio móvil

Conclusiones

■ INTRODUCCION -

El hombre ha podido desarrollar un patrimonio cultural rápidamente creciente gracias a su gran potencial para la comunicación. Pero las diferentes culturas lograron su mayor o menor expansión de acuerdo con el nivel de la tecnología desarrollada o asimilada en su ámbito.

Precisamente las características de la vida y el mundo modernos, con una tendencia creciente hacia el entendimiento entre naciones y personas, se deben en buena medida a la expansión en la aplicación de la tecnología a las comunicaciones en general, pero fundamentalmente a las telecomunicaciones y al aumento de su rapidez y posibilidades.

Como medio singular con que cuentan las telecomunicaciones modernas, los satélites pueden coadyuvar eficazmente al logro de estos trascendentes objetivos, además de otros fines puramente económicos y políticos.

Las radiocomunicaciones espaciales, desarrolladas por la necesidad de controlar a distancia los satélites artificiales y de intercambiar información de todo tipo con ellos, muy pronto alentaron la utilización de los propios satélites en la nueva aplicación de facilitar las radiocomunicaciones entre "terceros", aprovechando su demostrada capacidad de recibir y transmitir información, dadas sus posiciones privilegiadas, desde y hacia amplísimas coberturas -zonas con posibilidad de comunicación- sobre países y hasta continentes completos, y dando pie a nuevas formas de interrelación entre las naciones. Se entiende esta ventaja teniendo en cuenta, entre otros motivos, que las señales radioeléctricas se propagan en línea recta, pero la curvatura de la superficie terrestre y los obstáculos orográficos suponen un fuerte debilitamiento -adicional al propio de la dispersión de la energía en el espacio libre-, hasta hacer imposible su recepción más allá de pocos cientos de kilómetros en el mejor de los casos.

Los satélites artificiales no fueron posibles hasta disponer de cohetes suficientemente avanzados y capaces de situarlos en órbitas deseadas. A su vez, la tecnología de los cohetes no habría podido avanzar sin la técnica de las radiocomunicaciones, como bien se comprende ante la necesidad del contacto con los artefactos en vuelo para el seguimiento de su trayectoria y su control a distancia.

La construcción de ingenios espaciales siempre ha supuesto la aplicación de las técnicas más avanzadas disponibles en multitud de ámbitos industriales:

materiales, mecanismos, óptica, electrónica, termotecnia, electrotecnia, radiotecnica, química, etc.; por eso la investigación espacial ha inducido importantes avances en prácticamente todos los campos de la tecnología.

De las numerosas utilizaciones que los satélites tienen en sus actividades científicas, militares, meteorológicas y de prospección de recursos terrestres, su aplicación a las telecomunicaciones ha alcanzado una importancia extraordinaria, y las posibilidades de estos ingenios se aprovechan intensamente, facilitando el funcionamiento y el progreso de la sociedad actual.

Más de la mitad de todas las telecomunicaciones intercontinentales y casi la totalidad de las transmisiones internacionales de televisión se realizan a través de los satélites. En muchos países los utilizan igualmente para transmisiones nacionales, reforzando y complementando sus redes terrestres.

Sin esperar al futuro, la utilización de los satélites como medio de comunicación, no sólo permite extender hasta donde se precise el alcance de las redes convencionales terrestres de telefonía, de transmisión de datos, o de distribución y difusión de radio y TV, sino que ofrece otras posibilidades especialmente adecuadas para comunicar con vehículos terrestres, aéreos o marítimos.

La utilización de los satélites supone un avance concluyente hacia unos sistemas de telecomunicación que superen definitivamente los condicionantes impuestos por las distancias.

El precio de las telecomunicaciones será independiente de la distancia y sólo se basará en la cantidad de información manejada.

La futura red mundial de intercomunicación será capaz de permitir que a todos alcance el progreso, y que cada individuo pueda contactar con quien quiera en cualquier circunstancia, tanto en las aglomeraciones urbanas como en los parajes más solitarios y lejanos, y la difusión de todo tipo de información podrá alcanzar a todos en todos los confines.

La red necesitará sistemas de telecomunicación poderosos cubriendo todas las distancias y todos los lugares, y en ellos se contará con diversas clases de satélites, por lo que el conocimiento de la tecnología y de la operatividad de los mismos habrá de generalizarse como ha ocurrido con otros medios.

Pero no es sencillo ni inmediato llegar a la materialización de esa mejora de las redes a nivel nacional e internacional. Es frente a este reto donde la tecnología de

los satélites aporta soluciones, en un plazo más inmediato, a gran variedad de requerimientos en las situaciones más dispares. De ahí la importancia de potenciar la capacidad técnica y de gestión de las entidades nacionales competentes en este campo, a fin de que puedan responder eficazmente a las necesidades reales o latentes abordables mediante soluciones vía satélite.

1 ANTECEDENTES HISTORICOS

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

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

A éstas puede ahora añadirse la era de los satélites, que se inició en 1957, 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 responsable de la creación de un nuevo mercado de comunicaciones y radiodifusión, estimulando con ello una creciente demanda global.

En 1945, sólo unos meses después del final de la II Guerra Mundial, en el *Wireless World*; boletín de la Sociedad Interplanetaria Británica (BIS), apareció un artículo denominado "Extra - terrestrial Relays" escrito por el autor Arthur C. Clarke, poco conocido en aquel entonces. En tal artículo exponía un proyecto virtual para una nueva era en la difusión de la radio, la televisión y las comunicaciones en general; estableciendo los principios de la comunicación vía satélite en órbita geoestacionaria.

En su artículo, Clarke escribió lo que ha llegado a aceptarse como la más extraordinaria profecía del siglo XX. Ésta fue su detallada hipótesis de colocar satélites artificiales en una órbita tal que al observarlos desde un punto sobre la superficie de la tierra parecería que no se moviesen. Los satélites no cambiarían aparentemente de posición y esto traería consigo grandes ventajas, ya que su operación se simplificaría y el costo de los equipos terrestres necesarios para poder utilizarlos se reduciría, en relación con el uso en otras órbitas. Además, con sólo tres satélites con una separación exacta de 120° , y viajando de oeste a este por encima del ecuador en esa órbita tan especial, podrían proporcionar un sistema de comunicación internacional de radio y televisión.

FALTA PAGINA

No. 4

La idea de Clarke se anticipaba mucho a cualquier tecnología existente en aquella época, pero en 1957, la CEI (entonces la URSS), lanzó el SPUTNIK 1, un satélite que daba la vuelta a la Tierra cada 90 minutos. Aunque de diseño primitivo comparado con los satélites que se desarrollaron varios años después, señaló el principio de la era de los satélites. Después de varias pruebas con algunos otros satélites en esos primeros años, al fin se colocó en órbita el primer satélite geostacionario del mundo, llamado SYCOM. Poco más tarde, había un satélite Intelsat III sobre cada uno de los océanos principales (Atlántico, Pacífico e Índico), intercomunicando al mundo; era el año de 1968 y los sueños de Clarke se habían convertido en realidad, 23 años después de haber publicado sus ideas.

La órbita en cuestión recibe el nombre de órbita geostacionaria, pero con frecuencia muchos autores e investigadores también se refieren a ella como el Cinturón de Clarke, en reconocimiento a su promotor. En la actualidad, ésta es la órbita más congestionada alrededor de la Tierra; muchos propietarios de satélites, si no es que todos, quieren estar ahí por obvias razones de sencillez y bajo costo de operación. En ella se encuentran satélites de apariencia física y aplicaciones muy diversas: meteorológicos, militares, experimentales y de comunicaciones.

La fórmula desarrollada por los científicos con el objeto de determinar la altura de la órbita geostacionaria, para que los satélites pareciesen fijos desde la superficie de la tierra fue:

$$T = (2 \pi) / \left[\frac{GM}{(r + h)^3} \right]^{.5}$$

donde:

T = Período de rotación de la Tierra = 23 h 54 m 4.09 seg

G = constante de la gravitación universal = 6.67×10^{-11} Nm²/Kg²

M = masa de la Tierra = 5.98×10^{24} Kg

r = radio terrestre = 6378.16 Km

h = altura de la órbita.

Despejando la altura de la fórmula anterior tenemos que h = 35 786.04 Km de altura sobre el nivel del mar.

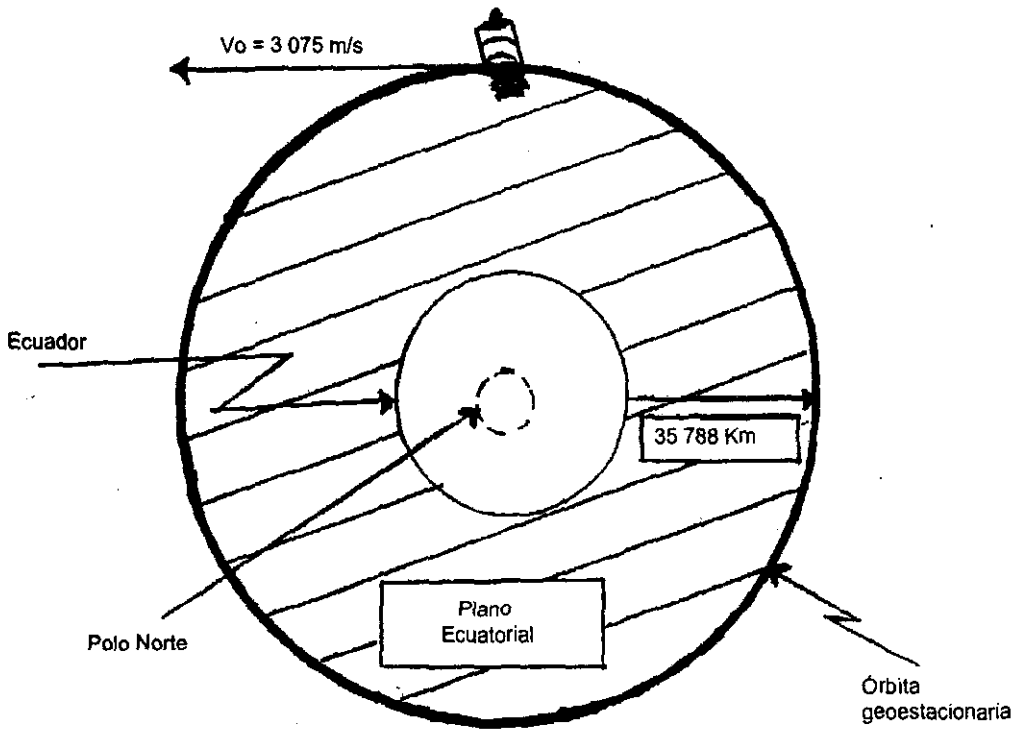


Fig. 1.1. Los Satélites geostacionarios giran alrededor de la Tierra sobre el plano ecuatorial, completando una vuelta en 24 horas. Vista superior.

1.1 LOS PIONEROS

Los primeros proyectos de sistemas de telecomunicación mediante satélites artificiales ya se estudiaban en EE.UU., URSS y U.K. en 1958; sin embargo, en 1960 los cohetes disponibles todavía no podían alcanzar alturas superiores a los $10\,000 \text{ km}$. A mucha menor altura, el satélite Courier I-B orbitaba en torno a la Tierra equipado con receptores, magnetófonos y transmisores, de modo que podía recibir y grabar los mensajes radiados hacia él, para retransmitirlos en otro momento de su vuelo, tras recibir por telemando la correspondiente petición desde la zona de recepción. Fue un veloz mensajero espacial.

En el mismo año había sido puesto en órbita el Eco I, un globo de 30 m de

diámetro y superficie metalizada con una finísima capa de aluminio. Reflejaba las señales de radio que se le enviaban para ser recibidas en otros lugares desde donde fuese visible. Pronto se deshinchó, y en 1964 se lanzó el Eco II, de 41 metros de diámetro y 258 kg de peso, que volaba a unos 1 300 km de altura, completando una órbita cada 111 minutos. Este globo conservó su forma después de perder la presión, y sirvió como reflector durante largo tiempo. La idea de los repetidores pasivos en órbita no pasó de la fase experimental.

El primer satélite que funcionó como repetidor activo propiamente dicho fue el Telstar en 1962. Como cualquier repetidor terrestre, recibía señales de radio, y tras de cambiar el valor de su frecuencia (para no interferirse a sí mismo) y aumentar su potencia (amplificarlas), las retransmitía "instantáneamente" para su recepción en tierra. El satélite se movía en una órbita elíptica, apareciendo y desapareciendo por el horizonte varias veces al día.

El Syncom I fue el primer satélite que permanecía aparentemente fijo en el cielo. En realidad sufría una oscilación diaria de 66° en sentido Norte - Sur, puesto que se situó en órbita circular geosíncrona inclinada unos 33° respecto al plano del ecuador. Quedó inútil al final del lanzamiento. En el mismo año 1963 le siguió el Syncom II volando en una órbita semejante al primero y cursando con éxito diversos tipos de comunicaciones.

El tercer satélite geosíncrono que llegó a funcionar satisfactoriamente en 1964 fue el Syncom III. Situado sobre el Pacífico sirvió para enviar programas de televisión con imágenes de las Olimpiadas desde Tokio a la costa Oeste de EE.UU.

Una vez demostrada la viabilidad de los satélites geosíncronos para las comunicaciones transoceánicas, se constituyó la primera corporación estadounidense para su explotación comercial, COMSAT, y en breve plazo nació la primera y más importante entidad internacional mundial promotora y gestora de satélites de comunicación, INTELSAT.

El Pájaro del Alba (Early Bird) o Intelsat I, fue en 1965 el primer satélite de comunicaciones de uso público. Se situó en órbita geosíncrona encima de las costas brasileñas. El también llamado Pájaro Madrugador, era un cilindro de unos 40 Kg diseñado para prestar servicio durante 18 meses, pero funcionó satisfactoriamente durante más de 3 años.

Por su parte el 23 - 4 - 65 la URSS puso en órbita un satélite de comunicaciones no geostacionario para su propio uso nacional, el Molnya I (Relámpago) que

trazaba una elipse con alojamiento máximo (apogeo) de 39 000 Km y mínimo (perigeo) de 500 Km, en un plano inclinado 65° respecto al del ecuador. De este modo, se lograba la cobertura incluso de la zona polar, que no es visible desde la órbita geostacionaria. El sistema se completó hasta un total de tres satélites para resolver la continuidad del servicio, al contar siempre con alguno de ellos en el arco visible de la órbita.

En 1969 INTELSAT ya disponía de un satélite sobre cada uno de los océanos Atlántico, Indico y Pacífico, constituyendo la primera red de telecomunicaciones por satélite de cobertura mundial y que permitió, por ejemplo, transmitir por televisión, y en directo para todo el Planeta, la llegada del Hombre a la Luna.

Hoy en día INTELSAT utiliza más de una docena de satélites que juegan un importante papel en las relaciones internacionales. Por tales artefactos, junto con miles de conversaciones telefónicas, se transmite información de todo tipo, TV e incluso videoconferencias, complementando las redes públicas y haciendo posibles otras redes para aplicaciones especiales no públicas.

Canadá fue el primer país que dispuso de su propio satélite geosíncrono público doméstico, en un esfuerzo por cubrir la necesidad de comunicaciones en zonas dispersas, aisladas y con orografía difícil. La organización TELESAT nacida en 1969 lanzó el primer satélite de su serie Anik en 1972.

En EE.UU. la Western Union hizo lo mismo con el Westar I en 1974, y siguieron otras grandes empresas y consorcios con sus propios satélites.

Otra de las primeras regiones que se beneficiaron de las posibilidades de los satélites fue Alaska. La nieve, el hielo, las montañas y las grandes extensiones inhóspitas, planteaban dificultades enormes para establecer una red terrestre convencional de telecomunicaciones.

Aquellas pequeñas aldeas remotas, disponen ahora de teléfono, dos canales de TV y otros servicios como teleconferencia, transmisión de datos entre computadores, facsímil, etc., utilizando un satélite dedicado, el AURORA (Satcom V).

1.2 LA FISICA DEL SATELITE

Un satélite, atrapado por la atracción de la Tierra, describe en general una órbita elíptica. El área barrida en cada unidad de tiempo por el radio que lo une al centro de la Tierra (uno de los focos de la elipse) es constante para cada órbita; por eso el satélite aumenta su rapidez al acercarse a la Tierra, alcanza la máxima velocidad en el punto más próximo a ella (perigeo), para ir disminuyendo de nuevo su rapidez al alejarse, llegando a su mínimo en el punto más distante (apogeo).

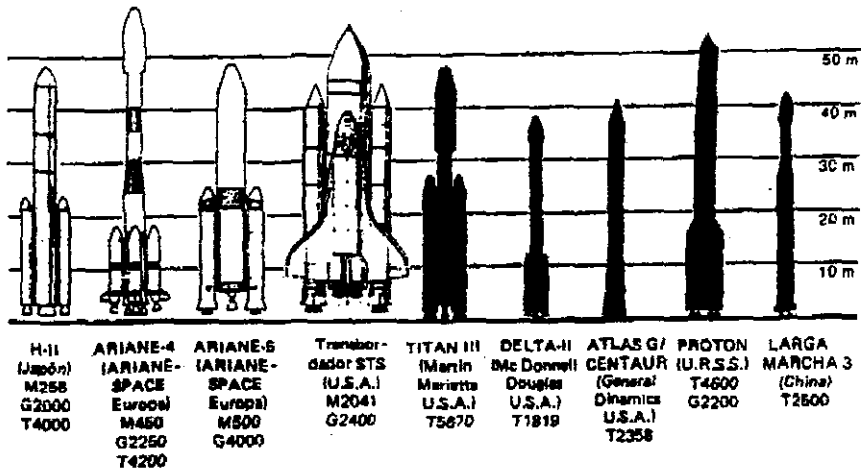
El equilibrio en el espacio de un satélite geoestacionario es el resultado de la neutralización mutua de dos fuerzas principales: una es su propio peso y la otra, de sentido opuesto, la fuerza centrífuga debida a su movimiento curvilineo. En ausencia de otras perturbaciones existe un equilibrio dinámico estable, pero en la práctica intervienen diversos factores indeseados que hacen precisa una atención constante a la posición del satélite, siendo precisas acciones correctivas cada cierto tiempo.

El peso de cualquier cuerpo disminuye en relación inversa al cuadrado de su distancia al centro de la Tierra, de modo que tanto el mismo y, por tanto, la aceleración de caída, son en la órbita geoestacionaria sólo el 2 % de sus valores a nivel del mar. La velocidad "horizontal" necesaria para el equilibrio en órbita circular a esa altura es de unos 3000 m/s, casi 11 000 Km/h. Cuando dicho movimiento es hacia el Este y exactamente sobre el ecuador.

Dados unos valores de magnitudes dinámicas tan grandes, no es de extrañar que se necesiten grandes cantidades de energía para poner en órbita geoestacionaria un vehículo espacial.

Un satélite, por el hecho de haber sido elevado desde la superficie terrestre a una altura de unos 36 000 Km, ya ha requerido el trabajo mediante propulsión para dotarle de una energía mecánica potencial equivalente a unas 12 000 kilocalorías por cada kilogramo de su masa.

Adicionalmente, y debido a su velocidad (energía cinética) en su órbita circular, ha absorbido otra cantidad de energía equivalente a unas 1100 kcal/kg, resultando una energía mecánica total aportada, y que posee un satélite geoestacionario, de unas 13 100 kcal/kg.



Lanzadores actuales con valores indicativos de su peso (M) en toneladas, la carga en kilogramos que puede colocar en órbita de transferencia T o el peso final del satélite en órbita geostacionaria .

Resulta evidente que lo más costoso (en términos de energía a emplear) es alejar el satélite de la Tierra. En el hipotético caso de poder eliminar su energía cinética en un instante, iniciaría una caída que lo estrellaría contra el suelo a 36 000 km/h, suponiendo ausencia de atmósfera, pues en realidad se destruiría mucho antes.

Pensando en cómo se le aporta esa gran energía hay que tener en cuenta que 1 Kg de oxígeno consumido totalmente al quemar 125 g de hidrógeno, origina sólo 4275 kcal, y que en los motores de "propulsión a chorro" incorporados en los cohetes lanzadores, la conversión en energía mecánica de la energía térmica de la combustión, tiene un rendimiento bajo.

En el momento del inicio del vuelo de un cohete lanzador, y a pesar de un enorme ritmo de consumo de combustible - comburente produciendo empujes de cientos de toneladas, el rendimiento de conversión térmica/mecánica es bajísimo. Los primeros kilómetros del ascenso son los más costosos, habida cuenta del peso enorme del propio cohete, cientos de veces mayor que el satélite transportado.

Con el fin de optimizar la relación entre la complejidad y fiabilidad de un cohete lanzador y la menor masa inerte posible portada en cada momento, los lanzadores se estructuran en varias "fases" o cohetes parciales, normalmente tres, progresivamente menos potentes y voluminosas. Como valores orientativos, la

primera fase produce empujes del orden de las 1000 toneladas; cuando consume su combustible y se desprende, toma el turno de la segunda fase con un empuje en torno a las 100 t; al apagado y desprendimiento de ésta se enciende la última fase con empuje en torno a las 10 t. Después aún queda el esfuerzo final de un motor del propio satélite, denominado de apogeo, para alcanzar el estado de vuelo en órbita geoestacionaria.

Cada kilogramo de un satélite implica grandes costos en el equipo lanzador; por ello su peso se limita al valor mínimo estrictamente requerido por su misión y por la fiabilidad calculada para todos y cada uno de sus elementos. El esfuerzo de su diseño es sorprendente por su complejidad y minuciosidad.

2 EL VIAJE HACIA LAS ORBITAS

Antes de disponer de un satélite operando en su posición y orientación correctas son precisas numerosas y complicadas operaciones, algunas críticas, tanto a lo largo del lanzamiento como durante el resto de las maniobras de colocación.

El primer problema básico a resolver es la determinación de la combinación óptima de los momentos en que se alcanzan los puntos decisivos de la trayectoria y de los incrementos de velocidad adecuados a impartir al vehículo en los mismos.

Durante el viaje de lanzamiento no se ha de violar ninguna de las restricciones impuestas por los márgenes de variabilidad permitidos en la misión.

Los cálculos de trayectorias se apoyan en los conjuntos de datos de las efemérides del Sol y la Luna, considerando la interacción del satélite con ellos, y la acción de la gravedad terrestre, incluyendo sus desviaciones respecto al modelo de simetría esférica debidos a los achatamientos polares y a otras irregularidades de menor importancia en la distribución de la masa de nuestro planeta.

Si bien es cierto que las ecuaciones diferenciales del movimiento tienen una solución única, existe la dificultad de predecir el comportamiento exacto del lanzador pues, ni el punto nominal de inyección en la "órbita de transferencia", ni la velocidad final al apagar la última fase, pueden predecirse con total exactitud y ha de contarse con ciertas dispersiones en los valores de tales magnitudes.

La trayectoria real habrá de ser alguna de un conjunto de las posibles con sus distintas probabilidades estimadas previamente, pero cumpliendo las restricciones impuestas en la misión.

primera fase produce empujes del orden de las 1000 toneladas; cuando consume su combustible y se desprende, toma el turno de la segunda fase con un empuje en torno a las 100 t; al apagado y desprendimiento de ésta se enciende la última fase con empuje en torno a las 10 t. Después aún queda el esfuerzo final de un motor del propio satélite, denominado de apogeo, para alcanzar el estado de vuelo en órbita geoestacionaria.

Cada kilogramo de un satélite implica grandes costos en el equipo lanzador; por ello su peso se limita al valor mínimo estrictamente requerido por su misión y por la fiabilidad calculada para todos y cada uno de sus elementos. El esfuerzo de su diseño es sorprendente por su complejidad y minuciosidad.

2 EL VIAJE HACIA LAS ORBITAS

Antes de disponer de un satélite operando en su posición y orientación correctas son precisas numerosas y complicadas operaciones, algunas críticas, tanto a lo largo del lanzamiento como durante el resto de las maniobras de colocación.

El primer problema básico a resolver es la determinación de la combinación óptima de los momentos en que se alcanzan los puntos decisivos de la trayectoria y de los incrementos de velocidad adecuados a impartir al vehículo en los mismos.

Durante el viaje de lanzamiento no se ha de violar ninguna de las restricciones impuestas por los márgenes de variabilidad permitidos en la misión.

Los cálculos de trayectorias se apoyan en los conjuntos de datos de las efemérides del Sol y la Luna, considerando la interacción del satélite con ellos, y la acción de la gravedad terrestre, incluyendo sus desviaciones respecto al modelo de simetría esférica debidos a los achatamientos polares y a otras irregularidades de menor importancia en la distribución de la masa de nuestro planeta.

Si bien es cierto que las ecuaciones diferenciales del movimiento tienen una solución única, existe la dificultad de predecir el comportamiento exacto del lanzador pues, ni el punto nominal de inyección en la "órbita de transferencia", ni la velocidad final al apagar la última fase, pueden predecirse con total exactitud y ha de contarse con ciertas dispersiones en los valores de tales magnitudes.

La trayectoria real habrá de ser alguna de un conjunto de las posibles con sus distintas probabilidades estimadas previamente, pero cumpliendo las restricciones impuestas en la misión.

Es justo reconocer que estos procesos tan complejos son hoy posibles gracias a los logros en los siglos pasados de europeos como Copérnico, Tycho Brahe, Galileo, Kepler, Huygens, Newton, Euler, Lagrange, Laplace y Gauss.

El lanzamiento de un satélite de comunicaciones es un proceso interesante y desgraciadamente aún con riesgos notables de fracaso. Esto es debido a la increíble cantidad de factores, influencias y parámetros de todo tipo que interaccionan entre sí en la aventura, y a los numerosos elementos de los más variados campos de la tecnología que han de integrarse, adaptarse y cooperar mutuamente en la operación. Todos estos elementos inevitablemente están afectados de márgenes de error, aunque minimizados al máximo, y dan lugar, a través de una complicada combinación de sus fiabilidades de comportamiento, a un riesgo calculado estadísticamente de situaciones irregulares que, cuando son incontrolables, dan al traste con los enormes esfuerzos consumidos, tanto en el satélite como en el lanzador.

El lanzamiento propiamente dicho se desarrolla bajo la responsabilidad de la organización que aporta el lanzador, y cuyo compromiso suele concluir al situar el satélite en perfectas condiciones en la denominada órbita de transferencia.

Dependiendo de la posición geográfica de la base de lanzamiento, de las estaciones terrenas de apoyo disponibles, del tipo de lanzador, y sobre todo de las propias restricciones que imponga el satélite, la operación sólo se puede iniciar en determinados períodos del día denominados ventanas de lanzamiento. Estos periodos suelen ser diariamente durante 1 a 5 horas, dependiendo de la época del año y de los factores citados.

Normalmente para determinar esas ventanas se tienen en cuenta las duraciones máximas permisibles de los eclipses solares que sufre el satélite durante la órbita de transferencia en relación con la alimentación eléctrica disponible, de acuerdo con los paneles solares (fotovoltaicos) operativos y la capacidad de las baterías del satélite. Otro condicionante viene dado por la imposición de ciertos límites al ángulo tolerable de incidencia de la radiación solar sobre determinadas zonas del satélite por razones de disipación térmica, o por interferencia indeseada en determinados sensores, etc. Todo esto es importante cuando el satélite vuela con la orientación necesaria para realizar un cambio de órbita, y en particular durante su permanencia en la órbita de transferencia, yendo ya orientado para su inyección a la órbita geoestacionaria.

De todos modos, las restricciones concretas en cada misión dependen del tipo de satélite, de la clase y precisión del lanzador y de la secuencia elegida para las

distintas etapas de la puesta en órbita. En teoría, el número de tipos de órbita en los que un satélite se puede colocar alrededor de la Tierra es infinito, pero como ya se indicó anteriormente, la más codiciada y utilizada de las órbitas posibles es la geoestacionaria. Para llevar a un satélite a esa órbita tan especial existen tres procedimientos distintos, los cuales se describen a continuación.

2.1 INYECCION DIRECTA EN ORBITA GEOESTACIONARIA

En este caso, el satélite es transportado por un cohete de varias etapas hasta el cinturón de Clarke, sin que necesite realizar esfuerzos propios, lo que en cambio sí es necesario en los otros dos procedimientos que se explican más adelante. La inyección directa en órbita geoestacionaria es muy costosa y sólo se utiliza para lanzar satélites militares; como el satélite no realiza esfuerzos propios, es decir, no lleva motores acoplados directamente a él, para pasar de una órbita a otra, la probabilidad de que llegue a su destino en buenas condiciones aumenta. El cohete Titán IIc de los EE.UU es un ejemplo de lanzador que puede emplearse con este fin.

2.2 INYECCION INICIAL EN ORBITA ELIPTICA

En este procedimiento las etapas del sistema lanzador colocan al satélite en una órbita elíptica de gran excentricidad, es decir, muy alargada, en la que el centro de la Tierra es uno de los dos focos. Una vez ahí, el satélite se separa del cohete y da una o varias vueltas en esa órbita, llamada de transferencia geosíncrona, hasta que se lleva a cabo la siguiente etapa del proceso, ya con esfuerzos propios de él mismo.

El perigeo de la órbita de transferencia geosíncrona está normalmente a una altura aproximada de 200 Km sobre el nivel del mar y su apogeo cerca de los 35 786 km, que es la altura final en la que el satélite debe quedar para funcionar. El paso siguiente es circularizar la órbita y para ello el satélite lleva acoplado un motor que se enciende precisamente en el punto de apogeo de la última vuelta elíptica que se haya programado; obviamente, el encendido se efectúa después de haber orientado al satélite a control remoto en forma adecuada, para que el empuje del motor de apogeo resulte en la dirección correcta. Al encenderse éste, el satélite recibe un incremento sustancial de velocidad y su órbita cambia, pasando de la elíptica de transferencia geosíncrona a la circular geoestacionaria (Figs. 2.1 y 2.2).

Los lanzadores Ariane de la Agencia Espacial Europea (Fig.2.2), comercializados por Arianespace, así como los cohetes Delta y Atlas - Centauro de EE.UU., entre otros, operan bajo los principios de esta segunda técnica.

2.3 INYECCION INICIAL EN ORBITA CIRCULAR BAJA

Esta es la técnica empleada por el Sistema de Transportación Espacial de la NASA de EE.UU., mejor conocido como orbitador, y consiste en tres pasos, los dos últimos son idénticos al caso anterior de inyección inicial en órbita elíptica, y el primer paso se describe a continuación.

El orbitador despegando llevando al satélite en su compartimiento de carga (Fig. 2.3) y entra en la órbita alrededor de la tierra siguiendo una trayectoria circular, a una altitud de 257 Km, sobre el nivel del mar; completando una vuelta a la tierra cada 90 minutos.

El piloto del Sistema de Transportación Espacial (STS), debe orientar la nave adecuadamente para liberar al satélite de su compartimiento espacial, posición 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.

Al momento de liberar al satélite, este queda también en órbita circular baja alrededor de la tierra, aunque separado del vehículo espacial; la velocidad inicial del satélite es la misma que la de la nave, aunque ligeramente modificada por efecto de los resortes que se emplean para arrojarlo del compartimiento de carga. La separación se efectúa cuando la nave va cruzando el plano del ecuador.

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, programado para encenderse 45 minutos después de desprenderse del STS y poner al satélite en órbita elíptica de "transferencia". El motor de perigeo es separado 1 minuto después de que terminó de encenderse, dando así las condiciones adecuadas para que, más adelante y en el momento preciso, un motor de apogeo acoplado al cuerpo del satélite se encienda para circularizar la órbita con su altura final.

En realidad, el procedimiento para colocar un satélite en la órbita geostacionaria no es tan simple como parece ser de acuerdo con los tres

métodos descritos. No solamente hay que proporcionarle cambios o incrementos de velocidad para modificar la geometría de las órbitas que forman parte del procedimiento elegido, sino que al mismo tiempo también hay que lograr pasar de un plano a otro, y todo ello haciendo el menor consumo posible de energía (combustible) para reducir los costos del lanzamiento.

2.4 EL ORBITADOR Y LA ORBITA DE HOHMANN

Una de las varias aplicaciones de los orbitadores norteamericanos es colocar satélites en órbita circular baja, y como ya se vio en la sección anterior, éstos se desplazan posteriormente con esfuerzos propios hasta llegar a la órbita geostacionaria. El compartimiento de carga o bodega de un orbitador tiene 18.3 m de largo y 4.6 m de diámetro, y en él se pueden colocar uno o varios satélites, dependiendo de las dimensiones y peso que cada uno de ellos tenga. Cada satélite - acoplado a sus propios motores de propulsión de perigeo y apogeo - se coloca sobre una mesa de giro que posteriormente será activada durante la misión, poco antes de que se deje al satélite en órbita circular baja (Fig. 2.3).

El orbitador despegue desde Cabo Kennedy, situado a 28.5° de latitud norte, y pocos minutos después entra en órbita circular alrededor de la Tierra, a una altura promedio de 300 Km sobre el nivel del mar; el plano de la órbita de vuelo forma un ángulo de 28.5° con respecto al plano ecuatorial (Fig. 2.4).

Antes de liberar o soltar al satélite del compartimiento de carga., el astronauta responsable de hacerlo debe utilizar una de las computadoras y una pantalla fosforescente para verificar que todos los elementos que forman al satélite se encuentren en buenas condiciones; es decir, se revisa su estado de salud. Ésta es una gran ventaja que presentan los orbitadores, puesto que en el caso de que durante el ascenso alguna parte del satélite se haya dañado, aún se tiene la alternativa de tratar de repararlo, o bien de traerlo de regreso a la Tierra, cosa que no es posible hacer con ningún otro tipo de lanzamiento actual.

Cuando el astronauta ha verificado que las partes del satélite se encuentran en orden, procede a dar a la computadora las instrucciones para activar los mecanismos de liberación. Se activa la mesa de giro sobre la que va colocado el satélite, hasta que alcanza una velocidad angular de aproximadamente 50 revoluciones o vueltas por minuto, y en el momento en que el orbitador intersecta al plano ecuatorial (Fig. 2.4), se desactiva un sistema de resortes a presión, que lleva una buena cantidad de energía potencial almacenada; al tratar de retomar su condición física original, los resortes empujan al satélite hacia afuera, actuando como si fueran una catapulta. El satélite se ha separado del orbitador, girando

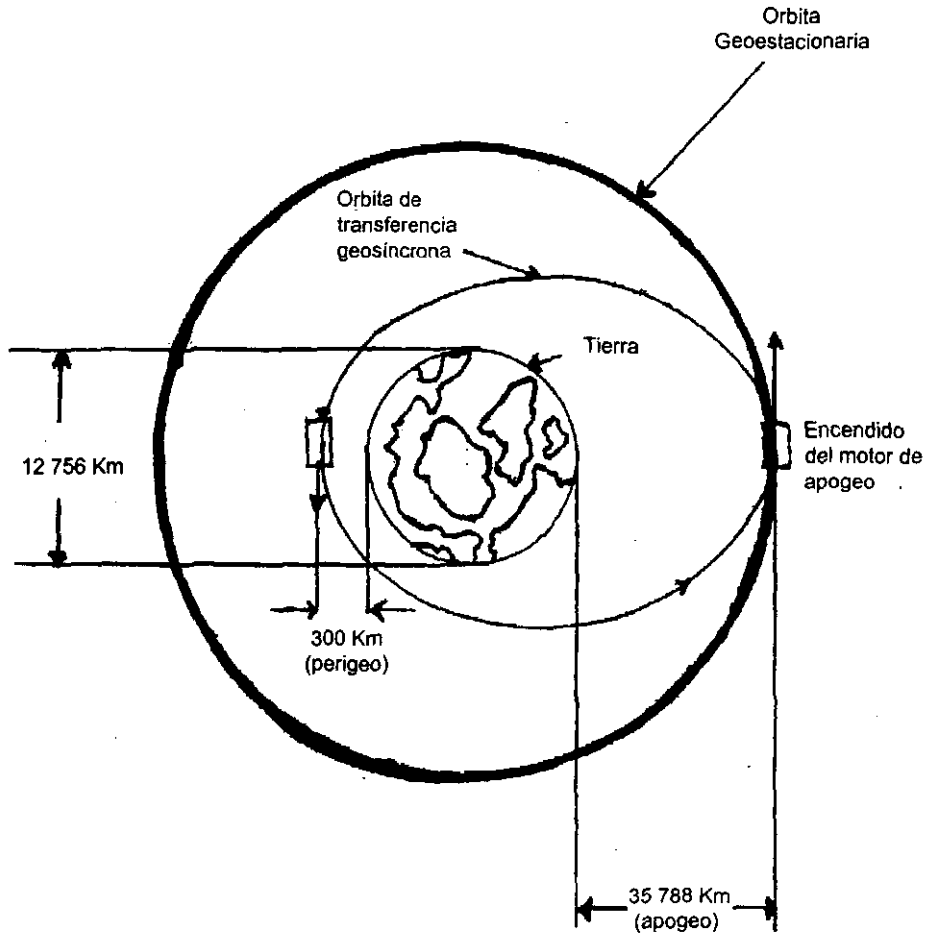


Fig. 2.1 Algunos cohetes, como los Ariane de la Agencia Espacial Europea, colocan a los satélites geostacionarios en dos pasos. a) El satélite se pone primero en órbita elíptica de transferencia geosíncrona y después de varias vueltas, b) en uno de los apogeos se enciende un motor que circulariza la órbita, quedando así el satélite en órbita geostacionaria.

como un trompo, lo cual le da la estabilidad giroscópica, y se aleja cada vez más de la nave debido al movimiento inercial adquirido.

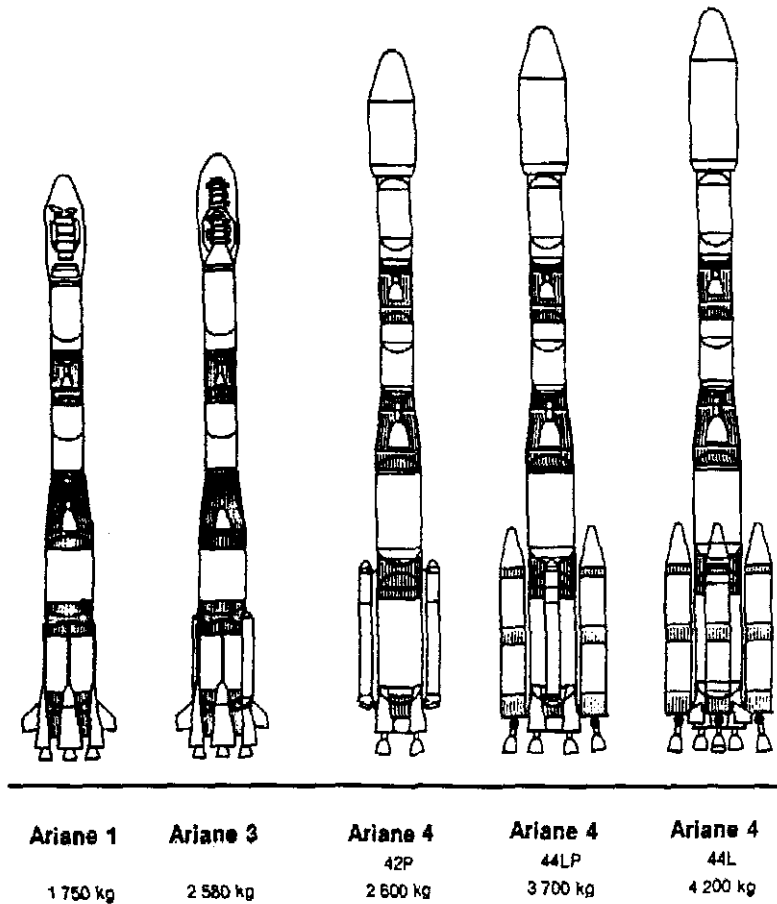


Fig. 2.2. Versiones de los lanzadores Ariane que colocan satélites en órbita elíptica de transferencia geosíncrona. La masa máxima que pueden colocar en esta órbita se indica debajo de cada versión.

Sin embargo, la órbita del satélite sigue siendo circular, como cuando iba almacenado en el compartimiento de carga del orbitador, además, el plano sobre el cual viaja sigue formando un ángulo de inclinación de 28.5° con respecto al plano ecuatorial (Fig. 2.4). ¿Cómo se modifican los parámetros de la órbita, así como el plano de vuelo?

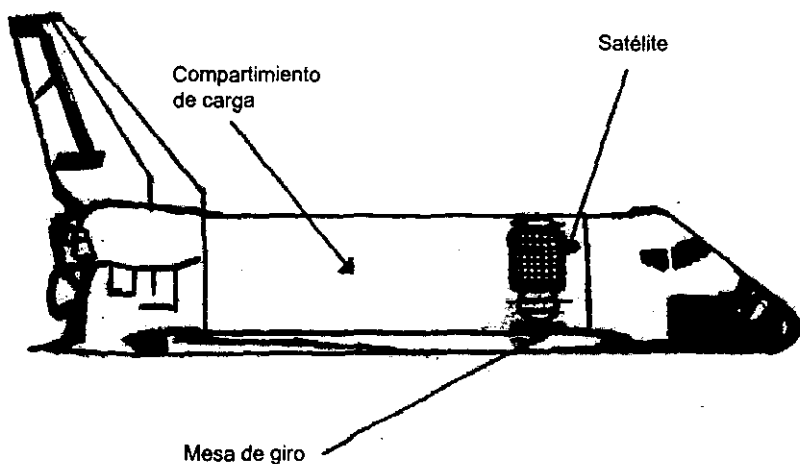


Fig. 2.3. Configuración de un satélite almacenado en el compartimiento de carga de un orbitador. Un satélite de mayores dimensiones iría en posición horizontal.

El procedimiento que se utiliza para llevar al satélite a su posición final se basa en los trabajos que el científico alemán Walter Hohmann desarrolló en los años veinte como parte de sus estudios de viajes interplanetarios. El objetivo del procedimiento es realizar los cambios de órbita y plano de desplazamiento con el menor consumo posible de energía. Para ello, la siguiente etapa debe ser pasar al satélite de su órbita circular baja a una órbita elíptica muy alargada, cuyo perigeo esté a la altura de la órbita circular baja y su apogeo esté a la misma altura que la de la órbita circular final, en este caso la geostacionaria. Como ya se indicó antes, la órbita elíptica en cuestión se llama órbita de transferencia geosíncrona, también conocida como órbita de transferencia de Hohmann.

Es evidente que para que el satélite pueda desplazarse de una órbita a otra necesita contar con un sistema propio de propulsión. El más común se conoce como PAM o módulo de asistencia de carga, del cual existen varias versiones. Se trata básicamente de un motor de perigeo desechable, que va acoplado a la parte inferior del satélite. Este módulo de asistencia debe ser capaz de empujar al satélite con la fuerza y duración necesarias para que éste tome la inercia suficiente y alcance la altura final del apogeo de la órbita elíptica de transferencia.

Cuarenta y cinco minutos después de que el satélite fue liberado del

compartimiento de carga, cuando el orbitador atraviesa el plano ecuatorial, el satélite vuelve a cruzar dicho plano. En este preciso momento, controlado por un reloj o secuenciador de ignición, el módulo de asistencia se enciende en forma automática e impulsa rápidamente al satélite, colocándolo en la órbita elíptica deseada. El encendido del motor debe durar aproximadamente 80 segundos en forma ininterrumpida; de lo contrario, el satélite no alcanza la altura final deseada y se convierte en una pérdida, pues queda como chatarra espacial alrededor de la Tierra, a menos que esto pueda remediarse de alguna manera.

Los motores del tipo PAM utilizan combustible sólido y la forma en que éste se consume en el interior del motor no siempre es uniforme, lo cual puede producir un vector de empuje no alineado con el eje del cuerpo del satélite, y en consecuencia un cambio indeseable de rumbo. Para cancelar estos efectos de un posible empuje desbalanceado se hace girar al satélite poco antes de ser liberado del compartimiento de carga.

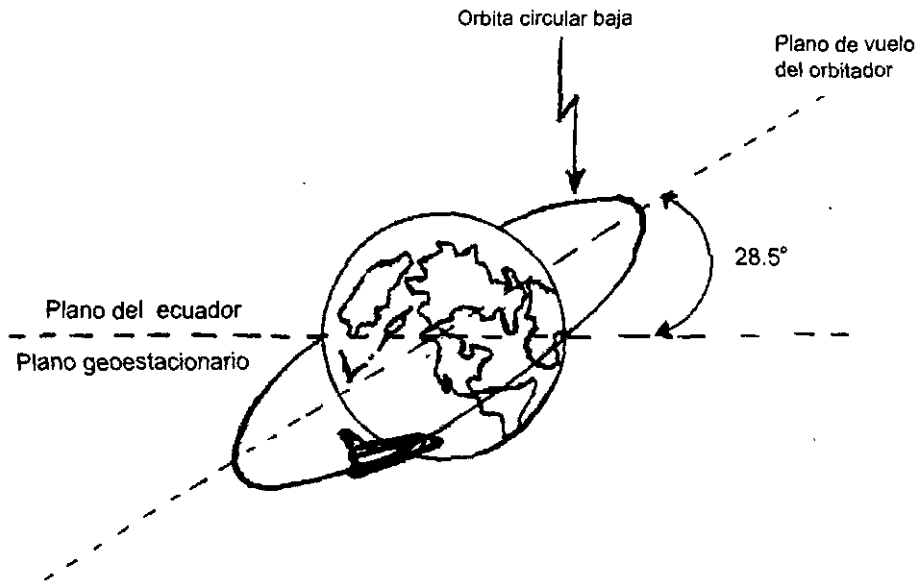


Fig. 2.4. Cuando el orbitador pasa por el plano ecuatorial, el satélite es liberado del compartimiento de carga. Al igual que el orbitador, queda en órbita circular baja, inclinada 28.5° con respecto al plano ecuatorial. Se encuentra ahora en órbita circular baja

A los 80 o poco más de segundos del encendido, el combustible del motor se termina, y para eliminar esta carga muerta, un sistema de explosivos separa al PAM del cuerpo del satélite. Éste, ya con la suficiente inercia adquirida, continúa ascendiendo por sí solo hasta alcanzar el apogeo de su nueva órbita e iniciar después su descenso hacia su perigeo (Fig. 2.5). A continuación se rastrea al satélite durante varias vueltas elípticas, para determinar sus condiciones físicas y orientarlo adecuadamente antes de iniciar el tercero y último paso, que consiste en dar la orden a control remoto para que se encienda otro motor más pequeño, que forma parte del satélite. Éste es el motor de apogeo, que le da un nuevo impulso para cambiar su velocidad y su dirección y colocarlo en órbita geoestacionaria.

La órbita elíptica de transferencia está, para este caso, sobre un plano inclinado 28.5° con respecto al plano ecuatorial. Es evidente que dos de los puntos de intersección entre ambos planos, son el perigeo y el apogeo, mismos que, respectivamente, se denominan nodos de ascenso y descenso; en un nodo debe cambiarse la velocidad del satélite para circularizar la órbita y al mismo tiempo entrar al plano ecuatorial. Cuanto menor sea la velocidad que lleve, será más fácil corregir su rumbo y menor la cantidad de combustible necesario para hacerlo; por lo tanto, el punto de apogeo es idóneo para realizar esta maniobra, ya que ahí es donde el satélite alcanza su velocidad mínima. Antes de encender el motor de apogeo, el satélite debe ser orientado de tal forma que el vector de velocidad resultante de la suma de la velocidad que lleva con la del empuje que se le aplique sea paralelo al plano ecuatorial y de la magnitud suficiente para mantenerlo en órbita geoestacionaria sin perder altura (Fig. 2.6).

La rotación de la Tierra y la posición longitudinal final del satélite en el arco geoestacionario determinan cuántas vueltas elípticas debe dar el satélite antes de elegir el apogeo apropiado para efectuar las correcciones indicadas de velocidad. Desde luego, después hay que realizar todavía varias maniobras correctivas de ajuste, para circularizar la órbita lo mejor posible y ubicar al satélite en su posición precisa, es decir, en la longitud este u oeste que se le haya asignado para operar (Fig. 2.7 y 2.8).

Los conceptos ilustrados en la fig. 2.6 también son válidos para el caso en que la inyección inicial se haga en órbita elíptica, tal como se describió anteriormente; sin embargo, el ángulo formado entre el plano ecuatorial y el plano de la órbita elíptica depende de la latitud geográfica del centro de lanzamiento utilizado. Mientras este centro esté más cerca del ecuador, dicho ángulo será menor, así como el incremento de velocidad necesario y la cantidad de combustible para generarlo; en consecuencia, el costo de colocación en órbita geoestacionaria también se reduce.

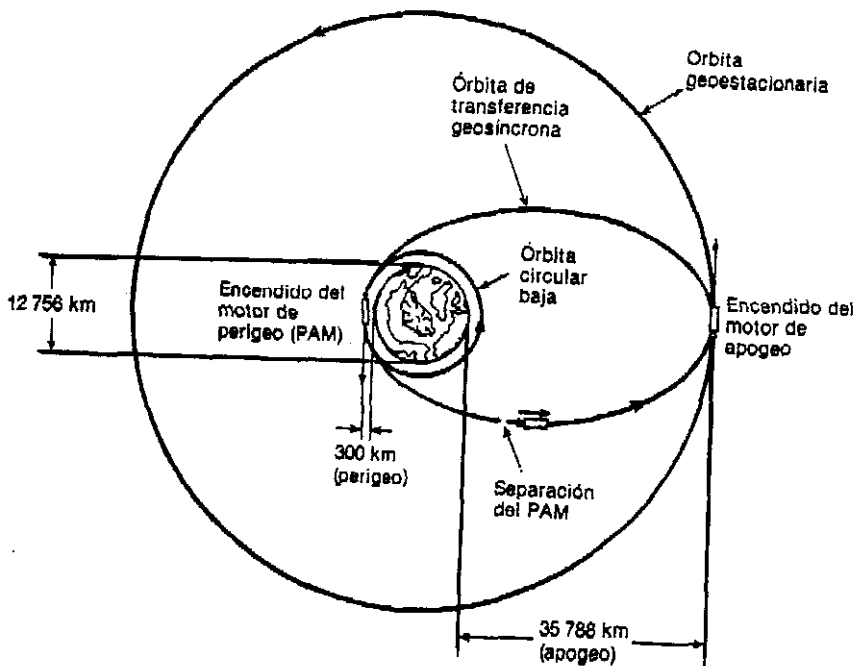


Fig. 2.5 Los orbitadores de la NASA colocan al satélite en una órbita circular baja.

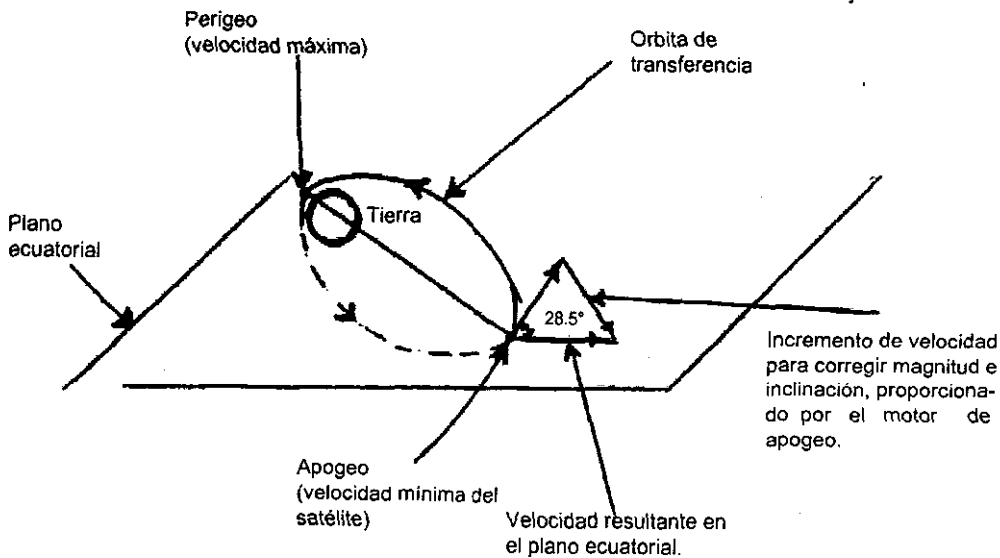


Fig. 2.6 Suma vectorial de velocidades para circularizar la órbita y pasarla de un plano inclinado al plano ecuatorial.

2.5 EN LA ORBITA GEOESTACIONARIA

Concluida la labor del motor de apogeo, el satélite se encuentra ya muy aproximadamente en la órbita geoestacionaria definitiva, desplazándose más o menos lentamente hacia el Este o hacia el Oeste respecto a Tierra.

Unas horas después, y disponiendo de mediciones precisas de la posición, orientación y velocidad, se inician las maniobras necesarias para corregir la altura al valor nominal geoestacionario, así como muchas otras operaciones de adecuación de la "postura" del satélite, orientándolo correctamente respecto a Tierra, desplegando y posicionando sus antenas, paneles solares y estabilizando sus movimientos. Multitud de medidas y comprobaciones continúan durante días, incluso meses, mientras sigue el viaje hacia la posición nominal asignada en la órbita.

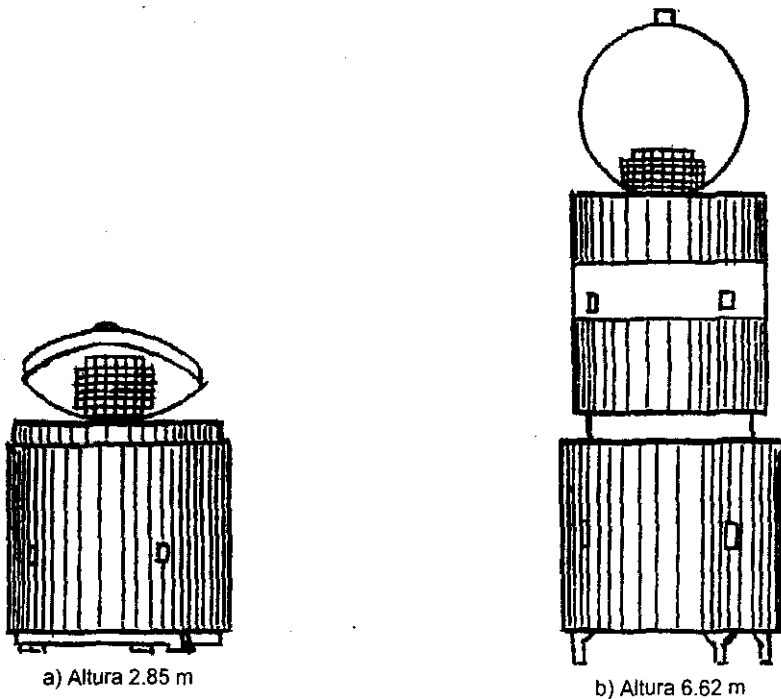


Fig. 2.7 Configuraciones de un satélite Morelos; a) en sus estados de almacenamiento y cambios de órbita; b) despliegue telescópico de las celdas solares cuando ya está en órbita geoestacionaria.

A pesar de lo costosa que resulta de alcanzar, la órbita circular geostacionaria tiene la ventaja de la visión permanente recíproca del satélite con un área fija que supone el 42.5 % de la superficie terrestre, circunstancia muy conveniente para muchas aplicaciones, y particularmente en el campo de las telecomunicaciones.

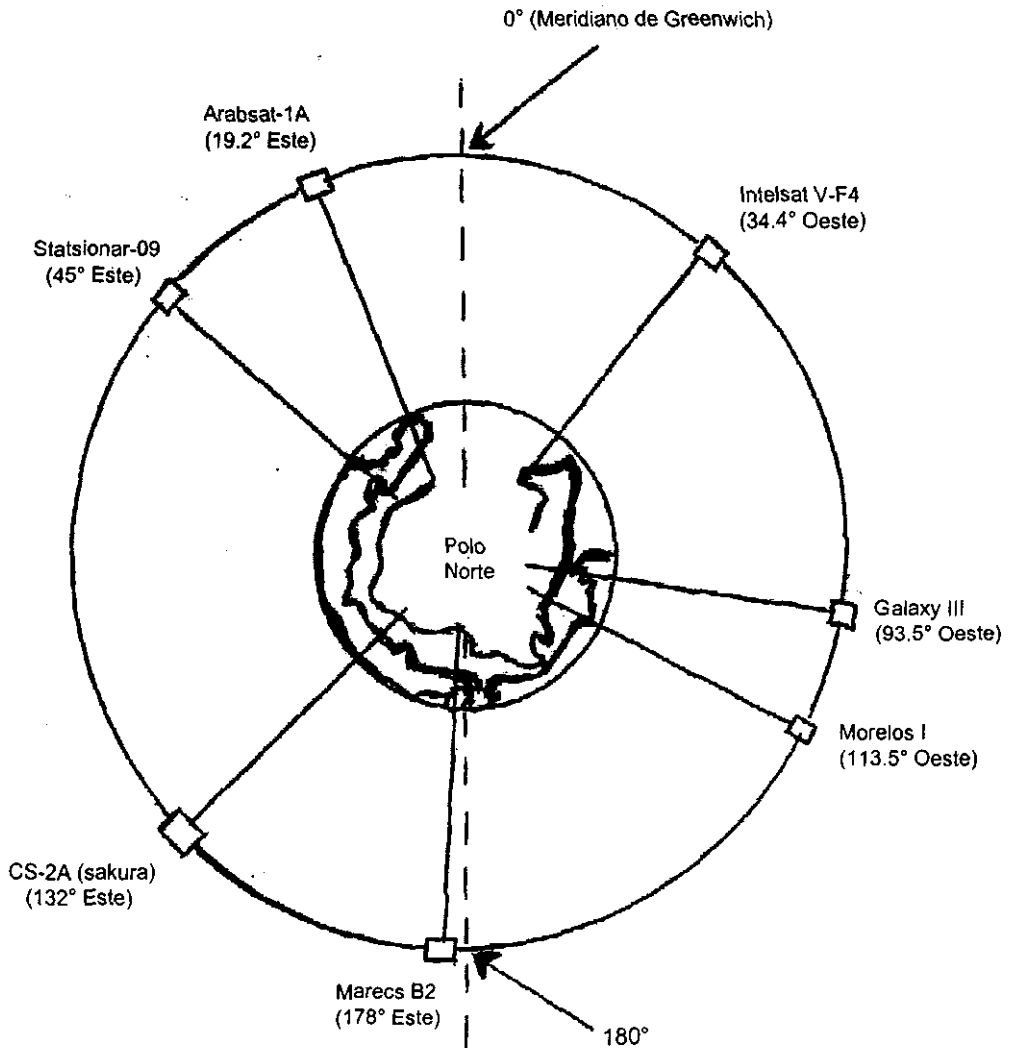
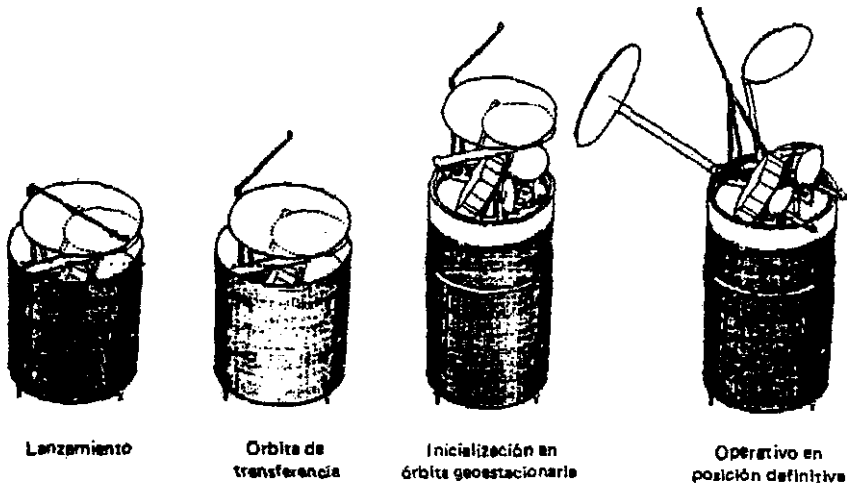


Fig. 2.8 Posición geográfica de algunos satélites en la órbita geostacionaria.



Secuencia del despliegue en órbita de los satélites Intelsat VI.

En realidad un satélite geosíncrono nunca es perfectamente estacionario debido a pequeños errores iniciales de colocación y a un conjunto de fuerzas perturbadoras que afectan la estabilidad de su órbita, y si se dejara descontrolado se desplazaría progresivamente de la posición deseada. La órbita resulta extremadamente sensible a esas pequeñas perturbaciones, pues los deslizamientos relativos respecto a Tierra son acumulativos y se manifiestan rápidamente.

2.6 EL SATELITE Y SU NUEVO HOGAR

El satélite ha llegado a su posición final en el cinturón de Clarke. Sin embargo, no es el primero en llegar ahí; hay muchos otros satélites en el mismo cinturón, algunos jóvenes y otros viejos, de configuraciones, tamaños y aplicaciones distintas; muchos de ellos reciben y transmiten señales en las mismas frecuencias que el satélite recién llegado también usará durante su funcionamiento, por muchos años. Afortunadamente, aunque todos son vecinos, no se encuentran colocados en el mismo punto; de hecho, están separados entre sí por dos o tres grados de arco, equivalentes a 1 500 y 2 200 kilómetros respectivamente, con lo cual se garantiza que no exista ningún riesgo de interferencia radioeléctrica entre ellos. Además, la posición en longitud de cada uno depende de la zona geográfica que se encargue de intercomunicar.

De cualquier forma, hay ciertas secciones del cinturón de Clarke que son más codiciadas que otras y que por lo tanto se encuentran sumamente pobladas. La zona de mayor tráfico internacional de señales radioeléctricas vía satélite es la del océano Atlántico, debido a que a sus lados se encuentran los países industrializados de América del Norte y Europa. Por lo que se refiere a tráfico interno o doméstico de señales, se incluye que una de las zonas más congestionadas, por la gran demanda de servicios que allí hay, tanto en variedad como en cantidad, es la sección del arco ecuatorial comprendida por las longitudes geográficas de México, EE.UU. y Canadá, así como las longitudes más cercanas a sus territorios.

Regresando al satélite recién llegado, éste no debe causar problemas de interferencia ni degradaciones en la calidad de las señales recibidas o transmitidas por él, y por lo tanto debe permanecer ahí lo más "fijo" que se pueda. Es decir, aun cuando se esté moviendo a gran velocidad alrededor de la Tierra para mantener su posición geostacionaria, no debe desviarse de su trayectoria y tampoco debe cambiar la orientación de su cuerpo con respecto a la superficie terrestre.



Cobertura global (ángulo de visión de $17,4^\circ$) desde la posición geostacionaria de 0° .

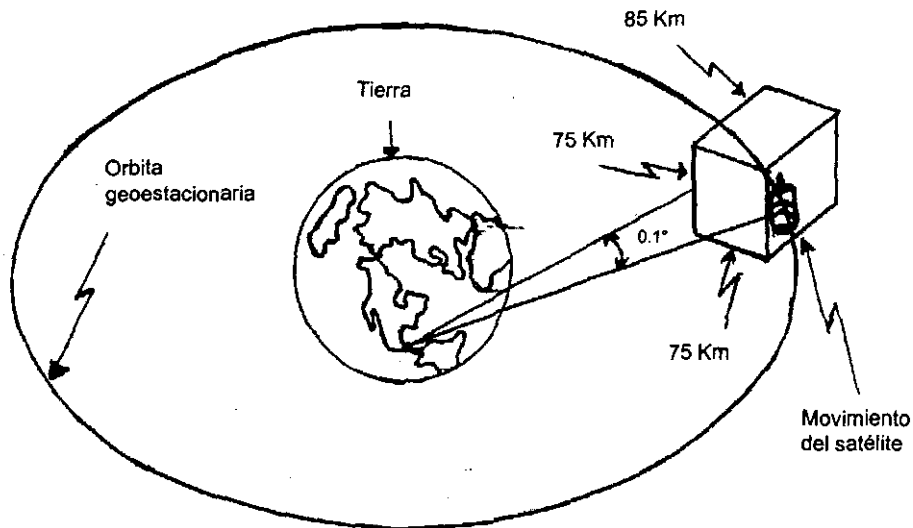


FIG. 2.9 Siempre y cuando el satélite no se salga de esta gran caja no hay ningún problema.

Sin embargo, el satélite no puede cumplir del todo con los requisitos anteriores, ya que varias fuerzas se encargan de dificultarle su tarea, empujándolo o tirando de él de un lado a otro. A través del subsistema de propulsión del satélite, es posible ayudarle a corregir su orientación y posición, enviándole comandos a control remoto en forma periódica.

En la fig. 2.9 se muestran las dimensiones de una gigantesca caja imaginaria en cuyo centro estaría colocado el satélite en el espacio; nótese que cada lado de la caja mide muchos kilómetros. Mientras el satélite se mueva dentro de ella, no habrá ningún problema, pero hay que rastrearlo permanentemente para observar su posición y encender el subsistema de propulsión a control remoto antes de que se salga, para así regresarlo hacia el otro lado de la caja. Claro está que para realizar todas estas maniobras con precisión, se necesita contar en tierra con un centro de control espacial computarizado y que el satélite le envíe cierto tipo de información, que le permite a los operadores, y a las computadoras, hacer sus cálculos y tomar las decisiones correctas.

Cada vez que el subsistema de propulsión se activa para corregir la posición y orientación del satélite se consume combustible, y poco a poco los tanques de almacenamiento se van vaciando. ¿Qué ocurre cuando ya no hay combustible en los tanques de almacenamiento, después de varios años de haber realizado gran número de maniobras correctivas? Simplemente, ya no es posible mantener al satélite dentro de la caja imaginaria, y tampoco orientarlo correctamente hacia la superficie de la Tierra a la que le debe de dar servicio; se corre el grave riesgo de causarle interferencia a otros sistemas, además de otros problemas operativos en tierra, y la única solución es apagar el satélite, concediéndole su jubilación. El número de años que pueda trabajar sin

problemas, es decir, su vida útil, depende en gran medida de la eficiencia con la que los operadores en tierra administren el combustible contenido en los tanques de almacenamiento del satélite.

2.7 LAS FUERZAS PERTURBADORAS

La fuerza que más afecta al satélite es el campo gravitacional de la Tierra. Este campo no es esféricamente uniforme, pues la distribución de la masa del planeta no es homogénea. Es decir, si se imaginase a una gran esfera en cuyo centro esté el centro de la Tierra, y si pudiese medirse de alguna forma la intensidad del campo gravitacional en todos los puntos de la superficie de esa gran esfera imaginaria envolvente, no se obtendría el mismo valor en todos los puntos de la superficie de esa gran esfera imaginaria envolvente, o sea, que la intensidad del campo gravitacional no es exactamente igual sobre un punto en el sur del océano Pacífico que sobre un punto en el continente africano, aun cuando ambos puntos de medición estén a la misma altura sobre el nivel del mar. Más aún, la Tierra no es una esfera perfecta, sino que está achatada en sus polos, y el círculo ecuatorial no es en realidad un círculo, sino una elipse, aunque de muy poca excentricidad; el eje mayor de ésta es 150 metros más largo que el eje menor. Para que se tuviese una uniformidad esférica del campo gravitacional de la Tierra, en primer lugar ésta debería de ser una esfera perfecta, y además su masa tendría que estar mezclada homogéneamente; ambas cosas son, por supuesto, imposibles, dada la manera en que se formó y a que gira sobre su propio eje.

La no uniformidad del campo gravitacional de la Tierra, combinada con el hecho de que la estructura del satélite tampoco tiene una masa homogénea, puesto que sus componentes están fabricadas con una diversidad de materiales, produce un par gravitacional. Este par o fuerza hace que el satélite gire alrededor de su centro de masa y que su velocidad o aceleración provoque a su vez que el satélite cambie de posición en longitud, es decir, que se mueva a la derecha o a la izquierda (oeste o este) sobre el arco geostacionario, dentro de la caja imaginaria de la fig. 2.9.

El campo gravitacional de la Tierra es la fuerza de mayor influencia sobre la posición y orientación del satélite, debido al gran tamaño que tiene el planeta y a la relativa cercanía del satélite al mismo, pero la Luna también ejerce una ligera fuerza gravitacional perturbadora. Sin embargo, como esta última es mucho más pequeña que la Tierra y además se encuentra diez veces más lejos del satélite que éste de la superficie del planeta, su efecto comparativo es mínimo, al igual que en el caso de la fuerza gravitacional perturbadora del Sol. De cualquier manera, la combinación de estas fuerzas produce un movimiento del satélite perpendicular al plano ecuatorial, es decir, hacia arriba o hacia abajo (norte o sur) dentro de la caja imaginaria de la fig. 2.9; esto origina una inclinación de su plano orbital de operación con respecto al plano ecuatorial en el que idóneamente debería permanecer. Tal inclinación indeseable entre ambos planos es del orden de 1° por año, medido hacia el plano de la eclíptica, un 30 % de esta

inclinación se debe al efecto del Sol y un 70 % al de la Luna. Dicha atracción combinada de la Luna y del Sol produce además una pequeña variación en la posición longitudinal del satélite, aunque no es tan importante como la causada por el campo gravitacional de la Tierra.

Otra fuerza que también produce cambios en la posición y orientación del satélite es la presión de la radiación solar sobre la superficie de su estructura. Esta fuerza acelera al satélite, y su efecto es mayor en satélites que tienen sus arreglos solares montados sobre paneles desplegables o extensibles que sobre satélites de configuración cilíndrica, puesto que en el primer caso la superficie total expuesta a la presión de la radiación solar es mucho mayor; el principal efecto de esta fuerza es cambiar la excentricidad de la órbita del satélite, y como la resultante no incide precisamente sobre su centro de masa, al mismo tiempo se produce un giro, que cambia su orientación con respecto a la superficie del planeta.

El campo magnético de la Tierra también produce un par o fuerza perturbadora sobre el satélite, pero en realidad su efecto es despreciable en comparación con los de las fuerzas comentadas anteriormente. Existen, además, otras cuya aparición y efecto son impredecibles, producidas por el impacto de meteoritos. Cuando hay una colisión de un meteorito con el satélite, el primero le transmite un momento al segundo, que modifica ligeramente su posición y orientación.

Por otra parte, la posición y orientación del satélite no son modificadas solamente por las fuerzas externas que se han mencionado, sino que el propio satélite también genera otras fuerzas perturbadoras. El simple hecho de que haya movimiento en sus antenas, sus arreglos solares o el combustible que quede dentro de sus tanques de almacenamiento, produce pares o fuerzas que afectan al satélite. Conviene apuntar que conforme los tanques de combustible se van vaciando, el centro de masa del satélite cambia; por lo tanto, cuando se activa el subsistema de propulsión para corregir errores en orientación y posición, el empuje resultante no se aplica precisamente sobre el centro de masa; esto produce pares o fuerzas igualmente perturbadoras durante la realización de las correcciones.

Por último, la misma radiación radioeléctrica de las antenas del satélite produce una presión, cuyo efecto es importante cuando la potencia de transmisión del satélite es alta y está concentrada en un haz de iluminación muy angosto. Esta fuerza origina un giro del satélite, y para reducir al máximo su efecto sobre él, se debe diseñar con antenas colocadas simétricamente con respecto a su centro de masa, o bien, el eje de radiación principal de la antena debe contener dicho centro de masa.

Como puede verse, el nuevo hogar del satélite es muy inestable, y por ello su subsistema de propulsión es sumamente importante para poder mantenerlo dentro de la habitación que le corresponde en el espacio, es decir, dentro de su caja imaginaria. Sin embargo, hasta ahora sólo se ha hablado de los efectos perturbadores mecánicos o de movimientos sobre el satélite: a continuación se mencionan otros, que también pueden alterar su funcionamiento correcto, como son la radiación solar, las partículas cósmicas y los eclipses.

2.8 LA TEMPERATURA DEL SATELITE

El satélite está integrado por gran número de elementos, todos ellos fabricados con distintos materiales y diseñados para realizar funciones diversas. Por ejemplo, las celdas solares trabajan con mayor eficiencia entre -100°C y $+50^{\circ}\text{C}$, las baterías solamente entre 0°C y $+20^{\circ}\text{C}$, y los tanques de combustible deben estar entre $+10^{\circ}\text{C}$ y $+50^{\circ}\text{C}$; el equipo electrónico y los sensores infrarrojos, entre otros componentes, también requieren rangos específicos de temperatura para funcionar bien. Por lo tanto, es preciso garantizar un control térmico eficaz en la estructura del satélite y en cada uno de sus equipos para que no falle. El mecanismo para hacerlo es muy complejo, pues se necesita mantener un balance térmico entre la energía que el satélite recibe por la radiación de fuentes externas y la energía que él mismo disipa internamente. El problema se complica aún más si se considera que la energía de las fuentes externas cambia constantemente conforme el satélite gira alrededor de la Tierra, ya que según la hora del día y época del año la magnitud de la radiación que recibe del Sol y de la Tierra es variable.

La principal fuente de radiación externa es el Sol, y aun cuando causa algunos problemas para conservar el balance térmico en el satélite, es obvio que sin él no sería posible generar electricidad a través de las celdas solares; por supuesto, sin él tampoco habría vida sobre la superficie de la Tierra y mucho menos satélites artificiales girando alrededor de ella. Por un lado, el Sol permite generar sería posible generar electricidad a través de las celdas solares; por supuesto, sin electricidad para que el satélite funcione, pero por otro complica el diseño del mismo. En todo momento el satélite tiene varias de sus partes expuestas a diferentes temperaturas; mientras la cara que está orientada hacia el Sol se calienta mucho, las partes no iluminadas se enfrían (Fig. 2.10).

En cuanto a la contribución térmica de la Tierra, ésta consiste en radiación infrarroja emitida por ella misma y de la reflexión de los rayos solares sobre su superficie, denominada albedo; sin embargo, el efecto térmico de su radiación total es despreciable en comparación con el producido por la radiación solar directa.

Por otra parte, cuando ocurre un eclipse, el satélite no solamente se enfría muchísimo al interponerse la Tierra entre él y el Sol, sino que además no puede transformar energía solar en electricidad; en estas condiciones, necesita obtener su energía de alguna otra

fuente para seguir funcionando. Esta fuente de respaldo está constituida por varias baterías que forman parte del satélite, y gracias a ellas el servicio no se interrumpe durante un eclipse o la noche terrestre.

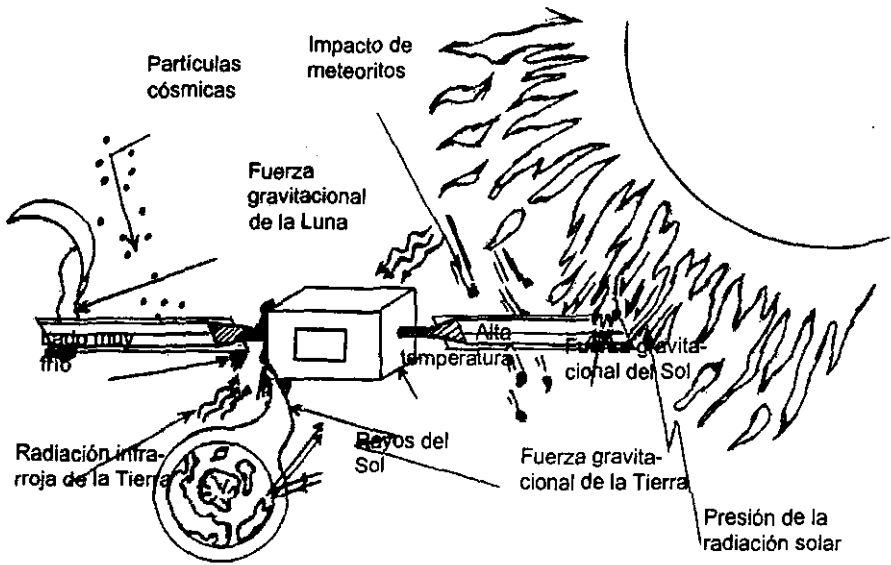


Fig. 2.10 Fuerzas y otros factores que alteran la estabilidad del funcionamiento de un satélite.

2.9 OTROS FACTORES DE PERTURBACION

A continuación se mencionan algunos otros factores importantes que complican aún más la vida operativa del satélite (Fig. 2.10).

La radiación ultravioleta del Sol causa que los materiales del satélite se ionicen, esto produce un aumento en la conductividad de los aisladores y cambios en las características de emisión y absorción de calor de los materiales protectores. Además, la misma radiación degrada poco a poco la eficiencia de las celdas solares, que después de varios años de trabajo y de estar expuestas al Sol reducen su eficiencia de un 20 % a un 30 %.

El medio ambiente de casi vacío ocasiona, por su parte, que los metales y los semiconductores se sublimen y tiendan a evaporarse. La cantidad de masa que pierden depende mucho de la temperatura, pero en realidad estas pérdidas son despreciables siempre y cuando los materiales utilizados para proteger al satélite no sean muy delgados. Hay otros efectos que pueden resultar más dañinos, como es la posibilidad de que se condensen gases en superficies frías y produzcan un cortocircuito en materiales aislantes. Como punto a su favor, el medio ambiente de casi vacío tiene la ventaja de que elimina la posibilidad de que haya problemas por corrosión.

Adicionalmente, las partículas cósmicas que inciden sobre el satélite ocasionan que sus plásticos se ionicen y que la eficiencia de sus celdas solares se degrade aún más; por si fuera poco, también pueden modificar el acabado de las superficies diseñadas para controlar su balance térmico.

Anteriormente se mencionó que los meteoritos podían modificar la orientación y posición del satélite, pero además de esto, algunos también pueden perforar partes de su exterior, por la enorme energía que traen consigo a la velocidad que viajan. Este efecto podría resultar desastroso para la supervivencia del satélite, y por ello su estructura debe tener la rigidez suficiente y capacidad de amortiguamiento para resistir impactos de gran intensidad.

Desde luego cada satélite requiere instalaciones en tierra dedicadas a su supervisión y control permanente mediante telemetría y telemando a través de una E/T de TTC, y desde donde, entre otras cosas, se llevan a cabo las diferentes maniobras correctoras para mantener la posición orbital del satélite dentro de las tolerancias prefijadas. Estas maniobras han de ser optimizadas para que el agente de propulsión consumido por los impulsores, por ejemplo hidracina, dure los 7, 10 o más años de vida útil prevista.

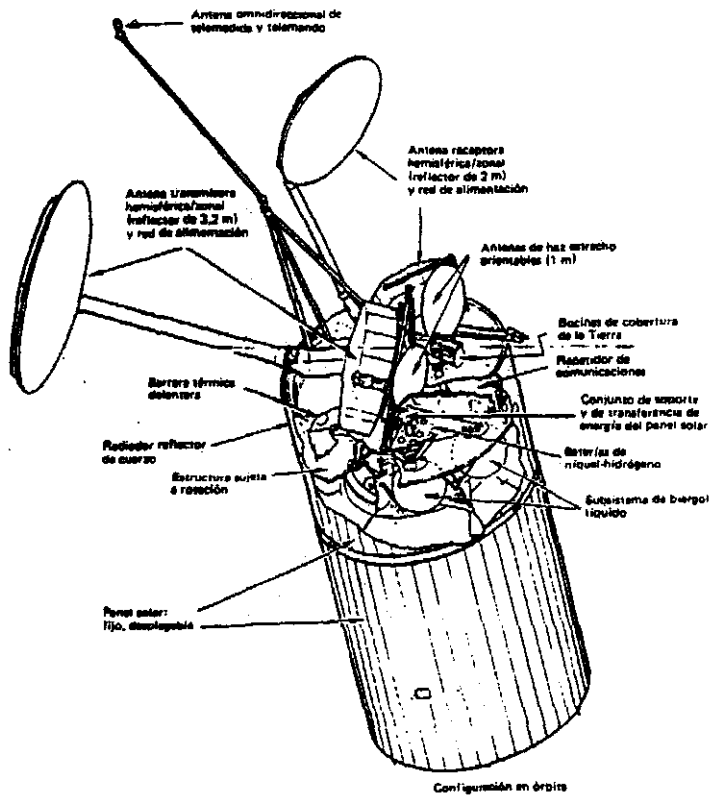
3 ESTRUCTURA Y FUNCIONAMIENTO DE UN SATELITE

INTRODUCCION

Un satélite es un sistema muy complejo y delicado, integrado por varios subsistemas; cada uno de ellos es igualmente importante, pues su probable falla podría causar la inutilidad parcial o total del conjunto. El satélite necesita energía eléctrica, disipar calor, corregir sus movimientos y mantenerse en equilibrio, ser capaz de regular su temperatura, ser resistente al medio ambiente en el que vive, y desde luego poder comunicarse con la Tierra; sus subsistemas más importantes se indican en la tabla 3.1, y en las figuras 3.1 y 3.2 se muestra su distribución, dependiendo del tipo de satélite que se tenga.

Tabla 3.1 Principales subsistemas de un satélite y sus funciones.

	SUBSISTEMA	FUNCION
1	Antenas	Recibir y transmitir señales de radiofrecuencia.
2	Comunicaciones	Amplificar las señales y cambiar su frecuencia.
3	Energía eléctrica	Suministrar electricidad con los niveles adecuados de voltaje y corriente.
4	Control térmico	Regular la temperatura del conjunto.
5	Posición y orientación	Determinar la posición y orientación del satélite.
6	Propulsión	Proporcionar incrementos de velocidad y pares para corregir la posición y la orientación.
7	Rastreo, telemetría y comando	Intercambiar información con el centro de control en Tierra para conservar el funcionamiento del satélite.
8	Estructural	Alojar todos los equipos y darle rigidez al conjunto.



Los satélites Intelsat VI son estabilizados por rotación.

Fig. 3.1 Satélites estabilizados por rotación.

3.1 SUBSISTEMA DE ANTENAS

Las antenas reciben las señales de radiofrecuencia provenientes de las estaciones terrenas transmisoras, y después de que son procesadas en el satélite, las transmiten de regreso hacia la Tierra, concentradas en un haz de potencia. En algunos casos, las antenas que reciben son distintas de las que transmiten, pero también es posible que una sola reciba y transmita al mismo tiempo, utilizando para ello frecuencias y elementos de alimentación diferentes. Los elementos de alimentación, denominados alimentadores, son generalmente antenas de corneta conectadas a guías de onda, que emiten energía hacia un reflector parabólico, o bien la captan proveniente de este último para entregársela a los equipos

receptores. Si el subsistema de antenas tuviese alguna falla, por ejemplo, si no estuviese bien orientado hacia la superficie de la Tierra debido a algún desperfecto en su mecanismo, entonces no sería factible transmitir correctamente desde el satélite ni recibir las señales provenientes de las estaciones terrenas.

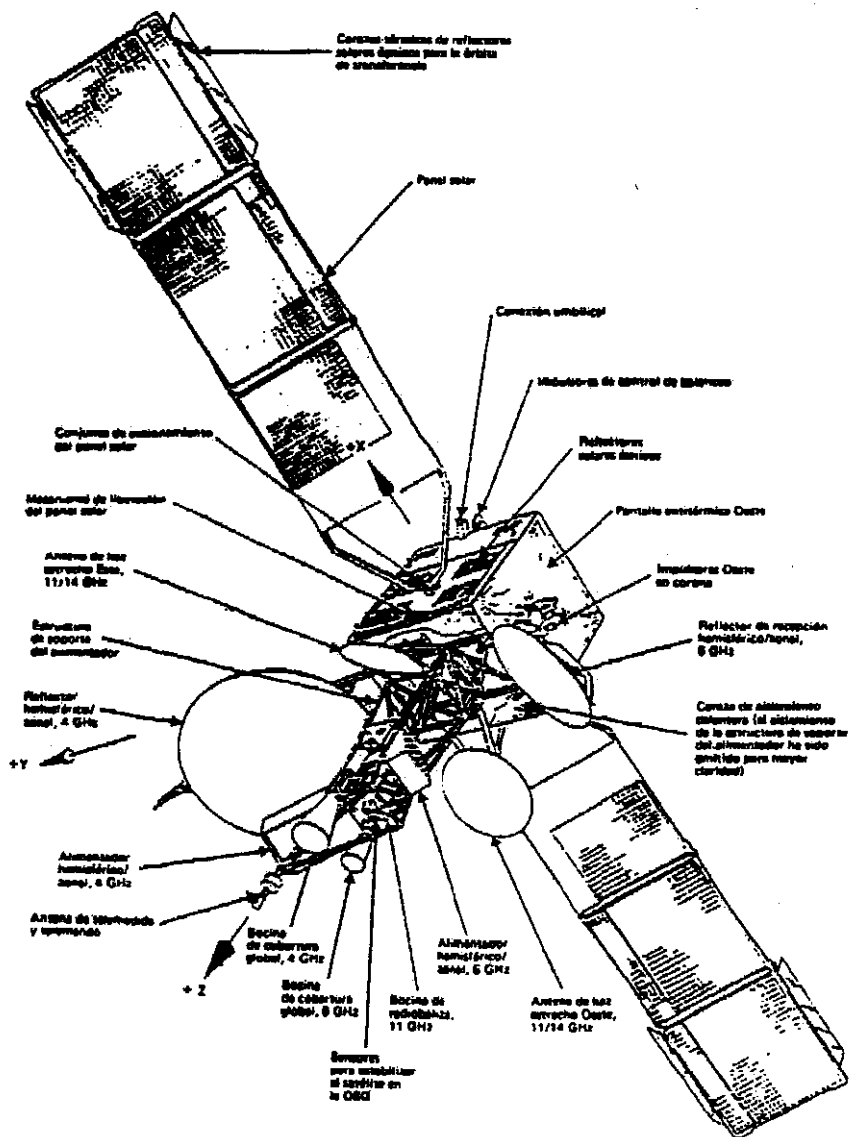
Las antenas son, al mismo tiempo, el puerto de entrada y de salida de ese mundo electrónico que es el interior del satélite; son la interfase o etapa de transformación entre las señales electromagnéticas que viajan por el espacio y las señales que circulan dentro de varios de sus subsistemas. Las hay de distintos tamaños, configuraciones y acabados, según las frecuencias a las que tengan que trabajar y la cobertura que deban tener de ciertas zonas geográficas de la Tierra.

Paradójicamente, una antena parabólica chica puede recibir y transmitir dentro de una extensión territorial muy grande, mientras que una antena de mayor tamaño, que opere a la misma frecuencia, solamente puede hacerlo dentro de una zona geográfica más pequeña. Algo debe obtenerse de una antena grande a cambio de cubrir menos metros cuadrados sobre la superficie terrestre, ¿para qué gastar en tanto material y tener que vencer complicaciones de volumen y peso en el sistema de lanzamiento que lleve al satélite al espacio? La razón es sencilla: cuanto más grande son las antenas, tienen la propiedad de una mayor capacidad para concentrar la energía en un haz electromagnético muy angosto, que ilumina pocas unidades cuadradas, pero que las irradia con niveles muy altos de densidad de potencia. Por otra parte, cuanto más alta sea la frecuencia a la que una antena de dimensiones constantes trabaje, mayor es su capacidad de concentración de energía.

La dimensión eléctrica de una antena es igual a su dimensión física dividida entre lo que mide la longitud de onda a la frecuencia de operación, o sea, es el número de longitudes de onda que cabrían alineadas en su apertura o boca.

Hay satélites que tienen varias antenas de características distintas para poder cubrir una vasta extensión territorial e intercomunicarla eficientemente al menor costo posible. De estas antenas, algunas pueden ser globales, hemisféricas, de zona y puntuales.

La cobertura de cada haz, denominada huella de iluminación, está limitada por un contorno muy irregular. La irregularidad de estos contornos está hecha a propósito por los diseñadores de antenas del satélite, aunque es mucho más sencillo construir una antena cuya huella de iluminación sea un círculo o una elipse; de esta forma no se desperdicia potencia transmitiéndola a puntos geográficos en los que no hay tráfico o estaciones terrenas transmisoras y receptoras, y en cambio se aprovecha mejor concentrándola para que ilumine sólo los lugares geográficos en los que sí hay densidades importantes de población,



Los satélites Intelsat V, ejemplo de estabilización según tres ejes.

Fig. 3.2 Satélites de estabilización según tres ejes (triaxial).

equipos y gran demanda de servicios de comunicación. Como las huellas de iluminación tienen ciertos contornos, al haz que irradia cada una de estas antenas también se le llama haz de contorno, independientemente de la extensión territorial que abarque.

La huella de iluminación es la intersección del haz radiado por la antena con la superficie de la Tierra.

Existe otro tipo de antena muy importante, que no tiene nada que ver con la recepción y transmisión de señales telefónicas, programas de televisión, etc. Se trata de la antena de telemetría y comando, encargada de recibir las señales que contienen órdenes emitidas por el centro de control en la Tierra, para que se efectúe alguna corrección a bordo; también es responsable de enviarle al centro de control señales que contienen información vital sobre el estado de operación de todo el satélite, con el fin de que en la Tierra se pueda saber qué ocurre en su interior, donde está y cómo está funcionando en general.

La antena de telemetría y comando no es parabólica ni de corneta, pues estas últimas son altamente direccionales; normalmente es una antena bicónica, cuya radiación es casi omnidireccional, es decir, que emite más o menos con la misma intensidad en todas direcciones; de esta forma, aun cuando el satélite cambie bruscamente de orientación, su comunicación con el centro de control no se interrumpe y se sigue teniendo control sobre el mismo.

3.2 SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES

Las señales de comunicaciones (telefonía, televisión e información digital) recibidas por el satélite entran a él a través de sus antenas, y ellas mismas se encargan de retransmitir toda esa información hacia la Tierra, después de procesarla debidamente. Los principales pasos del proceso son amplificar las señales a un nivel de potencia adecuado, para que puedan ser recibidas a su regreso con buena calidad, así como cambiarlas de frecuencia, para que salgan por el conjunto de antenas sin interferir con las señales que estén llegando simultáneamente. El subsistema de comunicaciones realiza estas funciones mediante filtros, amplificadores, convertidores de frecuencia, conmutadores y multiplexores.

El diagrama de la fig. 3.3 muestra la relación entre las antenas y el equipo de comunicaciones. Para mayor sencillez, en él solamente se ilustra una de las posibles trayectorias o cadenas de los equipos que hay en el subsistema de comunicaciones; es normal que algunos de estos equipos se instalen repetidos, o sea, que sean redundantes, para que en el caso de que uno de ellos se descomponga, exista aún la posibilidad de tener una trayectoria ininterrumpida

entre las antenas de recepción y transmisión; para efectuar el cambio se cuenta con conmutadores que hacen la conexión de un elemento a otro. A la trayectoria completa de cada repetidor, comprendiendo todos sus equipos desde la salida de la antena receptora hasta la entrada de la antena transmisora se le da el nombre de transpondedor, o sea que el subsistema de comunicaciones consta de muchos transpondedores, y su número depende del diseño del satélite. En realidad, cada cadena es más compleja de lo que se muestra en el diagrama, además de que puede haber ligeras variantes en las etapas de amplificación y conversión de frecuencia, pero lo que se ha incluido por el momento es suficiente para explicar a grandes rasgos cuál es su función.

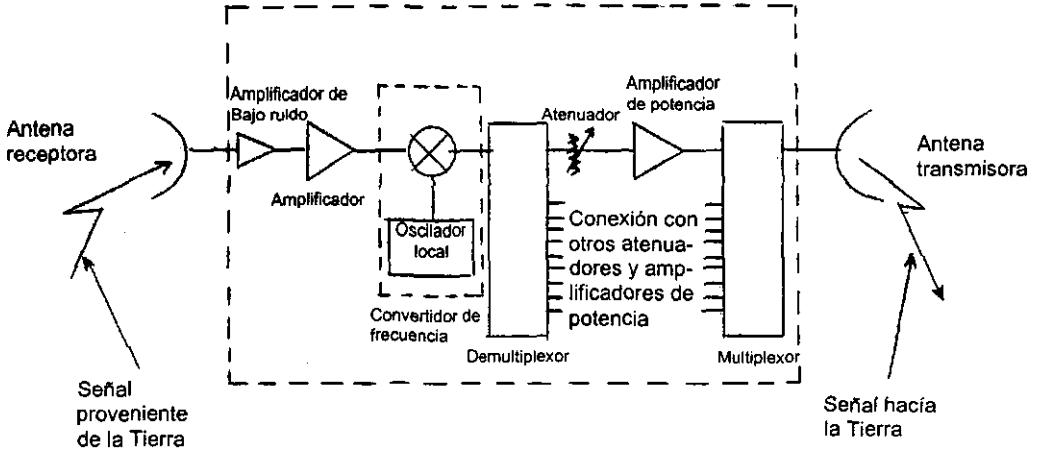


Fig. 3.3 Relación entre los subsistemas de antenas y comunicaciones.

La señal proveniente de la Tierra que entra por la antena receptora puede contener muchos canales de televisión, o miles de canales telefónicos o de datos, todos ellos enviados en frecuencias diferentes; al rango de frecuencias que hay entre la frecuencia más baja y la más alta de las que se transmiten se le da el nombre de ancho de banda. Cuanto mayor sea el ancho de banda del equipo, éste será más capaz de trabajar de igual forma dentro de un mayor rango de frecuencias.

Las antenas receptoras, y lo mismo se aplica a las antenas transmisoras, tienen un ancho de banda muy grande, suficiente para operar a las frecuencias asignadas para los satélites de comunicaciones, cuya mayor parte funciona actualmente en las bandas de frecuencia C y ku. En cada una de estas bandas, el ancho de banda de operación o sea, el rango de frecuencias disponibles, es de 500 MHz para transmisión y 500 MHz para recepción. Existen satélites denominados híbridos, que tienen los equipos necesarios para trabajar simultáneamente tanto en la banda C como en la ku, con lo cual se duplica la capacidad en el número de canales que puede manejar el sistema al mismo tiempo.

Es fácil intuir que estos satélites, por el hecho de duplicar su capacidad de trabajo, requieren más energía eléctrica, y en consecuencia necesitan más metros cuadrados de celdas solares para efectuar la conversión suficiente de energía solar en electricidad.

¿ Cómo se numeran los transpondedores ? Recuérdese que el ancho de banda de un satélite usual es de 500 MHz en total. Cuando un canal de televisión se transmite por satélite, al modularlo en frecuencia ocupa normalmente 36 de los 500 MHz disponibles, y técnicamente esa ocupación puede hacerse en cualquier parte dentro de ese rango. Por conveniencia, el ancho de banda de 500 MHz se divide en espacios o ranuras, cuyo número depende de la aplicación del satélite.

En la fig. 3.4 se muestra una división usual del ancho de banda de un satélite en 12 ranuras o espacios iguales de 36 MHz de ancho de banda cada uno. Los espacios libres entre ranuras adyacentes se dejan para disminuir la posibilidad de interferencia entre las señales que cada una contiene. Cada ranura puede trabajar con un canal de información independientemente, por lo que la capacidad total del satélite en la banda C de operación sería igual a 12 canales de información. También sería posible que en cada ranura cupiesen 2 canales de televisión o cientos de canales telefónicos y de datos. De acuerdo a la fig. 3.4, la frecuencia central del transpondedor número 4 es de 6.085 GHz; o sea, que ésta es la frecuencia central con la que se estaría enviando el canal de televisión, con la película o el partido de tenis, de la Tierra hacia el satélite.

Recuérdese que la antena receptora del satélite no capta solamente las frecuencias que corresponden al rango del transpondedor número 4, sino todas las frecuencias de los 12 transpondedores. Es decir, por ella entran diferentes clases de señales al mismo tiempo. Para la antena esto no representa ninguna dificultad, pero no es fácil construir aparatos electrónicos de alta potencia que realicen sus funciones de amplificación óptimamente con todas esas señales al mismo tiempo. Por tanto, es necesario aislarlas, para procesarlas y amplificarlas por separado, y ésta es una de las razones principales por las que se divide el

ancho de banda del satélite en transpondedores; después del proceso, todas las señales se vuelven a juntar o agrupar, para que la antena transmisora las envíe hacia la Tierra.

Tal como se muestra en la fig. 3.3, el primer dispositivo electrónico importante que encuentran las señales recibidas por la antena es un amplificador de bajo ruido, con poca potencia de salida; este aparato genera internamente muy poco ruido, que se suma a las señales originales que entran a él para amplificación. La primera etapa de amplificación es muy importante, porque cualquier señal recibida por la antena es muy débil; después de haber recorrido 36 000 Km, procedente de la superficie de la Tierra, su nivel de potencia de llegada al satélite es muy bajo. Por esta razón, es muy importante que el ruido generado por este primer dispositivo de amplificación común sea lo más bajo posible, y de ninguna manera comparable en magnitud a ninguna de las débiles señales que están entrando a él.

El amplificador de bajo ruido tiene un ancho de banda muy grande, de 500 MHz, pues debe ser capaz de amplificar al mismo tiempo todas las señales recibidas por la antena, antes de que se proceda a separarlas entre sí, por medio de filtros, para realizar las siguientes etapas del proceso que se lleva a cabo en el subsistema de comunicaciones.

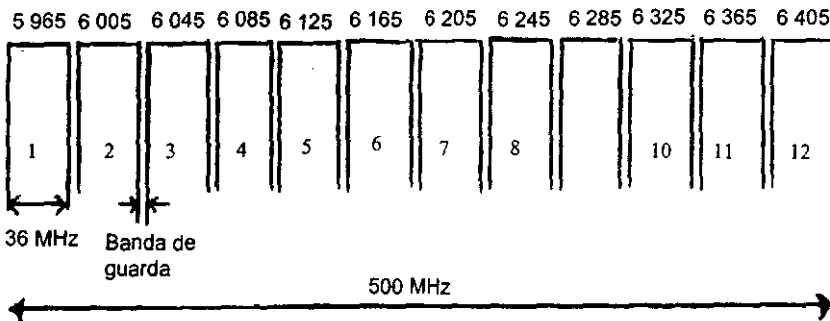


Fig. 3.4 Ancho de banda de un satélite que opera en la banda C, dividido en ranuras de frecuencias de 36 MHz cada una. Cada ranura corresponde a las frecuencias de trabajo de un transpondedor, y las frecuencias centrales que se indican son las que se usan para transmitir de la Tierra al satélite. Para la transmisión satélite - Tierra se hace una división similar del ancho de banda comprendido entre 3.7 y 4.2 GHz, con sus frecuencias centrales correspondientes.

Es un dispositivo clave, de cuyo correcto funcionamiento depende que la información siga fluyendo o no dentro del satélite, y por lo tanto se debe contar con un duplicador; es decir, el amplificador de bajo ruido es un equipo redundante, de tal forma que si uno de los amplificadores se descompone, mediante un conmutador se transfiere el enlace al otro que sí esté en buenas condiciones. Después de que todas las señales han sido amplificadas casi fielmente, puesto que muy poca potencia de ruido se les ha sumado, continuarán su viaje a lo largo de la trayectoria del transpondedor; en las etapas siguientes de amplificación se les seguirá introduciendo un poco más de ruido, pero su efecto ya no será tan problemático como hubiese podido serlo en la primera etapa de amplificación, porque ahora están vigorizadas con un nivel de potencia tal que las hace menos vulnerables.

Cuando han alcanzado un nivel adecuado, pasan por un dispositivo conocido como convertidor de frecuencia, que no es más que un oscilador local que multiplica las señales que entran por otra generada internamente; las señales obtenidas a la salida del aparato son similares a las que entrarán, por lo que respecta a su contenido, pero han sido desplazadas a frecuencias más bajas en el espectro radioeléctrico. Después de amplificar y cambiar la frecuencia de las señales, el siguiente paso es separarlas en grupos o bloques; cada grupo puede contener un solo canal de televisión o dos, cientos de canales telefónicos, un paquete de información digital de alta velocidad, o alguna otra variante. La separación se realiza con un demultiplexor como el de la fig. 3.3, que tiene un solo conducto de entrada y varios de salida. A él entra la información completa de 500 MHz de ancho de banda, y en su interior, mediante filtros, se separan los canales en bloques de 36 MHz cada uno. A continuación, cada bloque pasa por una etapa muy fuerte de amplificación, proporcionada por un amplificador de potencia, y después de todos los bloques son reunidos nuevamente en un solo conjunto de 500 MHz de ancho de banda, a través de un multiplexor, conectado a la antena transmisora del satélite tal como se indica.

En la misma figura 3.3 se observa que después de cada salida del demultiplexor hay un atenuador o resistencia variable; ésta sirve para disminuir a control remoto, y en distinto grado, la intensidad del bloque de señales que entra a cada amplificador de potencia, o a la primera etapa de amplificación si es que hay más de una. La regulación de la intensidad de entrada permite operar al amplificador de potencia en distintas condiciones o puntos de trabajo, es decir, se puede controlar la cantidad de potencia que salga de él, como sucede con un aparato de radio casero al que se le sube o baja el volumen girando una perilla. Sin embargo, si se toma en cuenta que la potencia de las señales transmitidas llega muy baja al satélite, y que éste tiene una capacidad limitada de amplificación, aparentemente no es lógico atenuarlas antes de amplificarlas.

Cuando los amplificadores de potencia del satélite entregan a su salida el máximo de potencia posible, se dice que están operando en su punto de saturación; para que esto ocurra, la potencia total de las señales que entran a ellos debe tener un valor determinado (véase figura 3.6). Sin embargo, no siempre es necesariamente deseable obtener a la salida de un amplificador de potencia la máxima posible, es decir, operarlo en saturación, ya que, todo depende de la clase de información que contenga el bloque que se va a amplificar.

Por otra parte, cuanto mayor sea la intensidad de las señales que llegan al satélite se obtienen mejores resultados en la primera etapa de amplificación (amplificador de bajo ruido), ya que la relación entre la potencia de la señal amplificada y la potencia del ruido térmico generado internamente es mayor, y como la calidad con la que finalmente la señal se recupera en la Tierra depende, entre otros parámetros, de esta relación de potencias, se obtiene entonces una mejor fidelidad. Sin embargo, el alto nivel de las señales amplificadas en esta primera etapa, que se convierte en la entrada a los amplificadores de potencia, en general puede ser demasiado; en estas circunstancias, conviene reducir el nivel de las señales con un atenuador variable -compuesto por varios atenuadores fijos en serie- antes de alimentar a cada amplificador de potencia.

Todo tipo de información que se transmite al satélite tiene una frecuencia asignada, denominada portadora; por ejemplo, un canal de televisión tiene su propia frecuencia portadora, y la combinación de 60 canales telefónicos en un solo grupo también tiene la suya. La misma técnica se utiliza cuando los canales telefónicos no se agrupan, sino que se envían en forma aislada, uno a uno; en este caso, cada canal telefónico tiene asignada una frecuencia portadora distinta. De igual forma, un canal digital que contenga datos, sin importar si es de alta o de baja velocidad, requiere tener su propia frecuencia portadora. En la fig. 3.5 se muestra un ejemplo usual de lo que podría contener un transpondedor de 36 MHz de ancho de banda, en donde el espacio de frecuencias disponibles es ocupado por cuatro señales similares en amplitud y ancho de banda, con su propia frecuencia portadora; cada señal contiene 192 canales telefónicos agrupados y proviene de una ciudad distinta.

Cuando se producen internamente muchas señales adicionales e indeseables que a la salida se sumarían a la información original, distorsionándola. Estas señales indeseables se denominan en conjunto ruido de intermodulación, y su intensidad es cada vez mayor, y más dañina, conforme se trata de obtener más y más potencia a la salida del amplificador, hasta llegar quizá a la máxima posible, correspondiente al punto de saturación. Por esta razón, es preciso operar al amplificador de potencia en un punto de trabajo inferior al de saturación, para

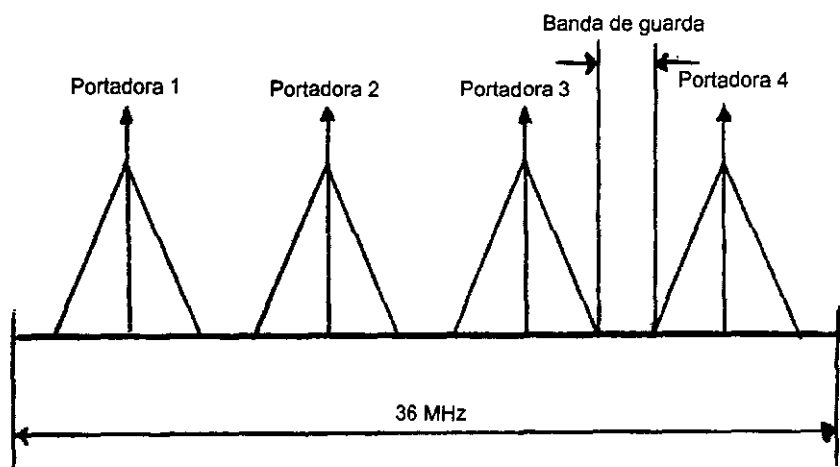


Fig. 3.5 Esta sería una posible configuración de la ocupación del espacio de frecuencias de un transpondedor de 36 MHz, por ejemplo, del número 8 de la figura 3.4. cada triángulo representa una señal de telefonía que contiene 132 canales telefónicos individuales y tiene asignada su propia frecuencia portadora. La banda de guarda entre señales adyacentes se deja para reducir la interferencia entre ambas, y su ancho siempre es función del tipo de señales que vayan a sus lados.

reducir así el ruido de intermodulación y su efecto sobre la información original, aunque para ello se tenga que sacrificar potencia de salida.

Siempre que haya más de una portadora presente al mismo tiempo en el amplificador de potencia, se produce ruido de intermodulación y cuanto mayor sea su número, mayor es el ruido y su efecto sobre la información original; por lo tanto, mientras más portadoras se quieran amplificar con el mismo dispositivo al mismo tiempo, y será menor la cantidad de potencia que se pueda aprovechar a la salida.

En la figura 3.7 se observa que ya no hay solamente un demultiplexor y un multiplexor, sino dos de cada uno, con una capacidad igual a la mitad de la que tienen los de la figura 3.3. La potencia de la señal combinada de 500 MHz de ancho de banda que sale del convertidor de frecuencia se divide en dos y cada parte resultante entra a uno de los demultiplexores; por medio de filtros, el demultiplexor 1 sólo permite el paso a los canales impares, y el demultiplexor 2 hace lo mismo con los canales pares; cada uno de estos canales impares o pares tiene un ancho de banda estándar de 36 MHz, aunque también puede haber otras variantes, dependiendo nuevamente del tipo y uso del satélite de que se trate.

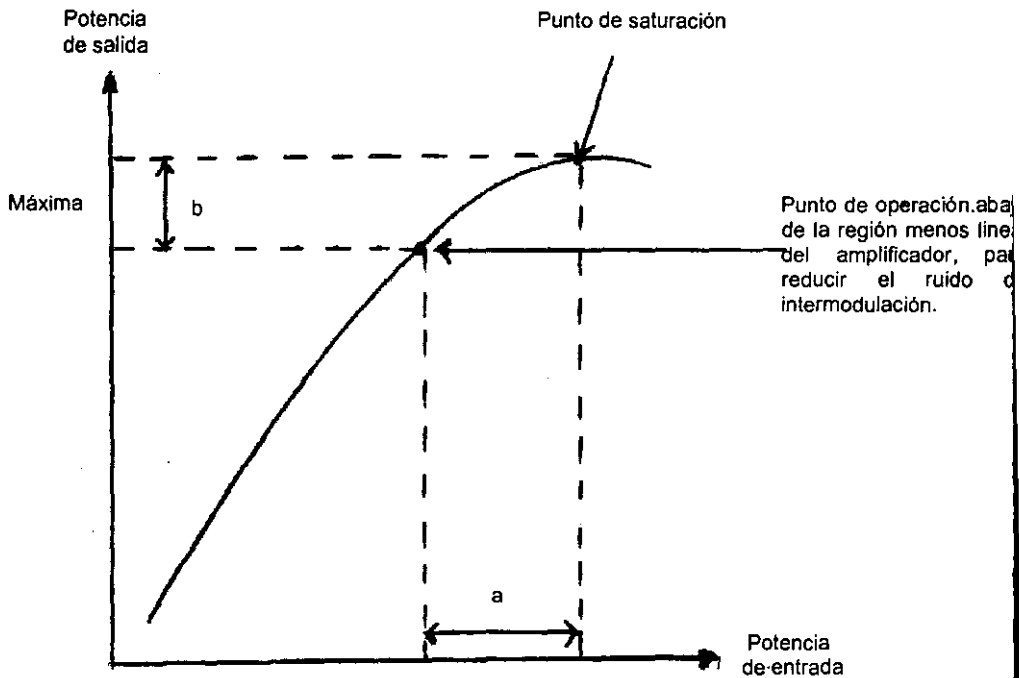


FIG. 3.6 Curva característica alinear de entrada-salida de un amplificador de potencia: **a** es la reducción necesaria de la potencia de entrada respecto al valor que satura al amplificador, para poder trabajar en el punto de operación, y **b** es la reducción que se obtiene en la potencia de salida respecto a la potencia máxima que se obtendría en saturación.

Este tipo de separación de canales ofrece una ventaja importante con respecto al uso de un solo demultiplexor, ya que la banda de guarda entre los nuevos canales adyacentes se incrementa y por lo tanto se reduce la posibilidad de interferencia entre ellos durante la etapa de alta amplificación. Después de que cada uno de los canales de 36 MHz ha sido amplificado por separado, con su correspondiente reducción de potencia a la salida respecto a la saturación, según el caso, los canales impares se vuelven a juntar mediante el multiplexor 1, que tiene 6 entradas y una salida, y los canales pares son tratados igualmente por el multiplexor 2, como se ve en la figura 3.7; posteriormente, los dos grupos pasan por un sumador de potencias, y el conjunto, ya de nuevo con un ancho de banda total de 500 MHz, entra a la antena parabólica transmisora.

En las figuras 3.8 y 3.9 se muestran los diagramas correspondientes a la composición del subsistema de comunicaciones en las bandas C y Ku de un satélite Spacenet. En ambas figuras, las señales llegan al satélite por los reflectores parabólicos de contorno y las cornetas de sus alimentadores; pasan

a través de los diplexores -que separan las trayectorias de recepción y transmisión, puesto que cada antena se usa para las dos cosas- y se suman en los combinadores de potencia, para entrar posteriormente a los receptores redundantes -integrados por los amplificadores de bajo ruido y los convertidores

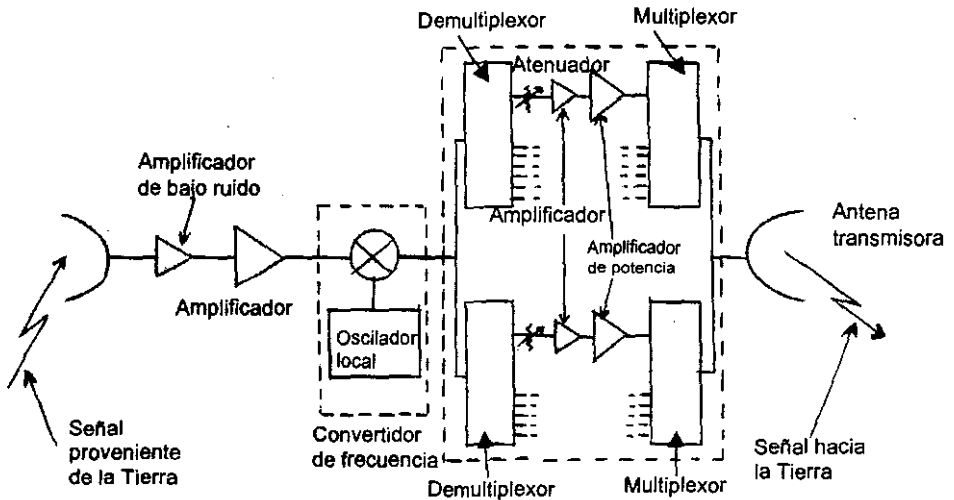


Fig. 3.7 Versión modificada del diagrama y equipos del subsistema de comunicaciones. A diferencia del indicado en la figura 3.3, se utilizan dos demultiplexores y dos multiplexores para procesar por separado los canales pares e impares y reducir la interferencia.

de frecuencia-, mostrados en la extrema izquierda de los diagramas; a continuación, los acopladores híbridos de tres decibeles alimentan a los demultiplexores, en los que los canales son separados en pares e impares; más adelante, cada canal pasa por su sección de atenuación correspondiente y entra a un "conmutador de entrada" que lo conecta con otro atenuador y un amplificador de potencia; enseguida, las señales que salen de los amplificadores de potencia entran a un "conmutador de salida" y de ahí pasan a un multiplexor, que consiste en una guía de onda múltiple a la que entran los canales por varios puertos, y que está terminada en cortocircuito en un extremo y conectada a la antena transmisora por el otro; posteriormente, los canales pares e impares, ya agrupados por separado en los multiplexores, entran a una red de división de potencia que está conectada a las cornetas del alimentador de la antena parabólica, y a las cuales entran las señales a través de los mismos diplexores que las dirigieron anteriormente hacia el combinador de potencia y los receptores.

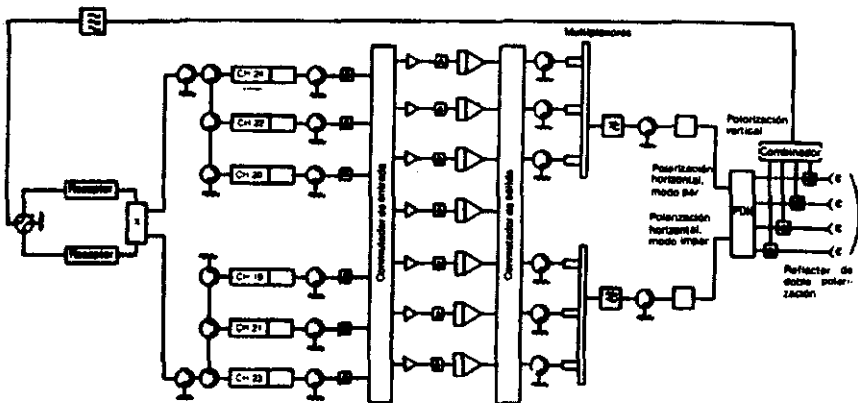


Fig. 3.8 Subsistema de comunicaciones (banda C) de un satélite Spacenet.

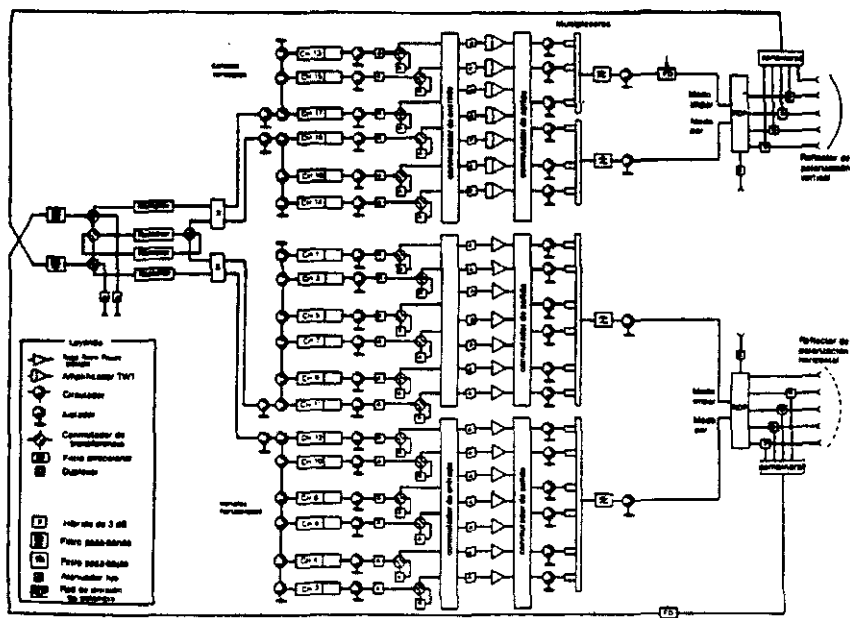


Fig. 3.9 Subsistema de comunicaciones (banda Ku) de un satélite Spacenet.

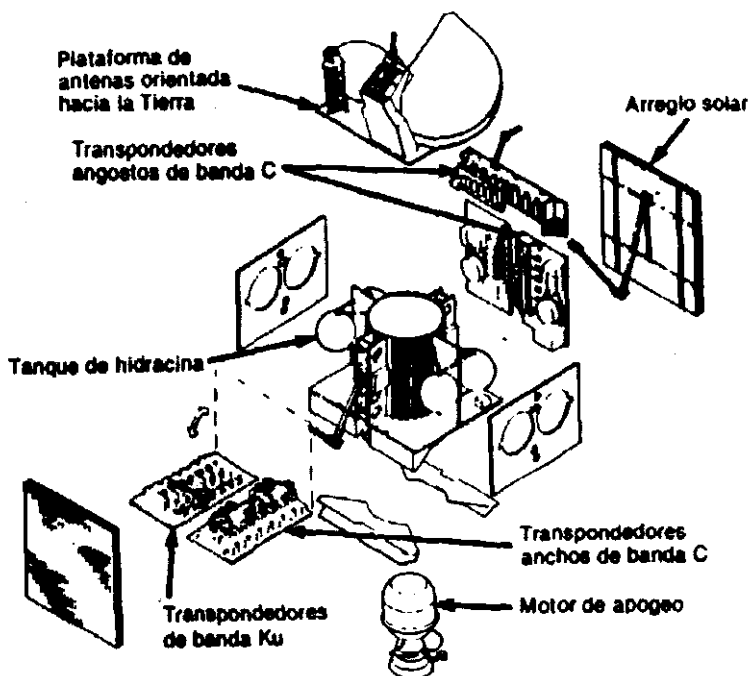


Fig. 3.10 Estructura modular de un satélite Spacenet en la que se muestra la posición de los transpondedores de las bandas C y Ku.

Para que no ocurra ningún tipo de conflicto entre las señales que llegan simultáneamente al satélite, se establece un orden mediante una técnica de acceso múltiple, de la cual hay tres tipos: por división en frecuencia, por división en el tiempo, y por diferenciación de código; de éstos, el primero es el más común en la actualidad.

3.2.1 ACCESO MULTIPLE POR DIVISION EN FRECUENCIA

Ya se ha visto que el ancho de banda total de 500 MHz de un satélite se divide en varios transpondedores, y que una forma usual de hacerlo es con ranuras de 36 MHz. Esto significa que el amplificador de cada transpondedor puede darle cabida a una gran diversidad de información que ocupe un total de ancho de banda de 36 MHz. Sin embargo, cada estación terrena que transmite desde la Tierra no tiene necesariamente el suficiente tráfico para generar información que ocupe todo ese ancho de banda y que pueda enviar con una sola frecuencia portadora determinada.

Podría ser que hubiera tanto tráfico de información que el bloque resultante al combinar toda la información y modularla tenga un efecto de ancho de banda de 36 MHz, en cuyo caso ocuparía todo un transpondedor en el satélite. De ser así, solamente habría una frecuencia portadora presente en el amplificador de potencia correspondiente y no se produciría ruido de intermodulación; esto permitiría aprovechar al máximo la potencia de salida del amplificador. Pero en realidad, éste es un caso muy especial, y es mucho más común tener agrupaciones de canales telefónicos que ocupan menos de 36 MHz de ancho de banda.

Supóngase que se tienen tres tipos de usuarios, al usuario más grande se le designa por la letra A, al de tamaño medio por B, y al más pequeño por C. Es evidente que, si los tres transmiten al mismo tiempo, deben hacerlo con frecuencias portadoras diferentes para que no haya interferencia. Si la suma de los anchos de banda que requieren los tres usuarios individualmente da un total cercano a los 36 MHz, entonces los tres ocuparán simultáneamente el mismo transpondedor del satélite, separadas por bandas de guarda, como se ilustra en la figura 3.11. esta forma de uso simultáneo del transpondedor por varias estaciones terrenas, estén o no situadas en la misma ciudad, recibe el nombre de acceso múltiple por división en frecuencia o FDMA, ya que el espectro radioeléctrico del transpondedor se divide en secciones o ranuras de frecuencias asignadas a cada una de ellas. La configuración es rígida e invariable, pues cada estación debe transmitir siempre con la misma frecuencia central o portadora, y es válida cuando se puede garantizar que, durante la mayor parte del tiempo, cada una de ellas ocupará activo ese ancho de banda que se le asignó; por esta razón, también se le llama acceso múltiple por división en frecuencia con asignación fija. Es claro que su utilización radica principalmente en sistemas comerciales de alta capacidad.

Sin embargo, ¿qué sucede cuando el tráfico generado en los puntos geográficos que comparten un transpondedor es intermitente y esporádico? Evidentemente, la capacidad de ese transpondedor no se estaría aprovechando con eficiencia si se emplease la técnica anterior, y en este caso se requiere utilizar otra versión de acceso múltiple que brinde mayor flexibilidad; la alternativa se denomina acceso múltiple por división en frecuencia con asignación por demanda o DAMA.

La técnica de acceso múltiple DAMA permite aprovechar al máximo las ranuras de frecuencia y la potencia del satélite cuando el tráfico que genera cada estación es esporádico, pues las ranuras se asignan a las estaciones terrenas solamente durante el tiempo que las necesitan para establecer comunicación; en el momento en que alguna deja de transmitir, esa ranura se libera y queda disponible para cualquiera otra de las estaciones del sistema que la solicite temporalmente. Cuando minutos u horas después, la estación terrena que liberó una ranura quiera transmitir más información, podría darse el caso de que la ranura de frecuencia que usó previamente dentro del amplificador esté ocupada en ese instante por la señal de otra estación; pero puede haber otras ranuras vacías en ese momento, y

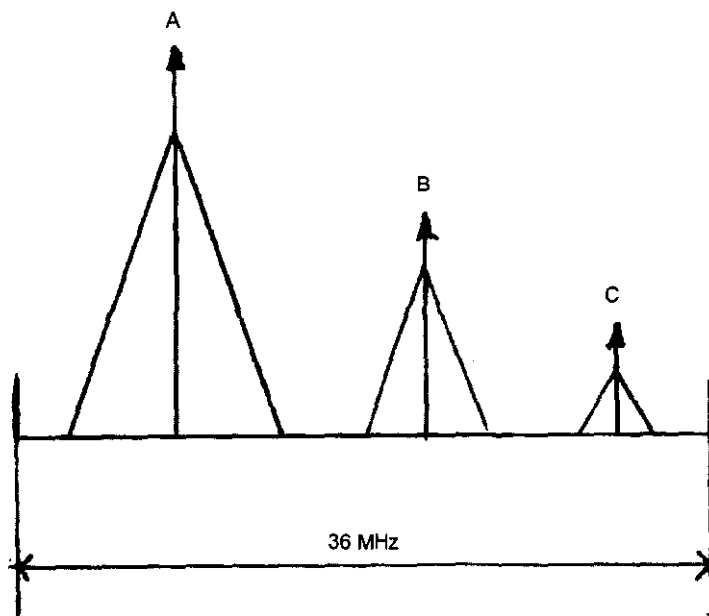


Fig. 3.11 Ocupación de un transpondedor de 36 MHz con acceso múltiple por división en frecuencia; cada señal proviene de una población diferente y tiene su propia frecuencia portadora asignada.

de ser éste el caso, la estación terrena en cuestión podría utilizar cualquiera de ellas. Es decir, la frecuencia de la portadora transmitida por cada estación terrena cambia en el tiempo, moviéndose de lugar en el espectro radioeléctrico del amplificador y, por supuesto, la estación debe estar debidamente equipada para hacerlo.

Desde luego que la ocupación de cualquier ranura vacía no se puede hacer en forma arbitraria, sino a través de una estación central que coordina el banco de frecuencias disponibles. Cada vez que una estación terrena desee iniciar una transmisión, debe solicitarle antes al banco de frecuencias que le asigne una de ellas para su portadora; este mismo banco de frecuencias se comunica con el punto de destino para informarle que se le va a transmitir y en qué frecuencia debe sintonizarse para que reciba la señal; solamente hasta que la estación transmisora y la receptora hayan recibido la asignación de sus frecuencias de operación, se puede iniciar el enlace.

Cuando en un sistema cada ranura tiene su propia frecuencia portadora y su ancho de banda es ocupado por un solo canal modulado, esta forma de transmisión se llama canal único por portadora o SCPC, y aun cuando en este caso la asignación es por demanda, es fácil comprender que también puede haber otros sistemas domésticos o internacionales con SCPC pero de asignación fija. Asimismo, e independientemente de si se tenga asignación fija o por demanda, un canal SCPC no necesariamente debe conducir telefonía analógica, sino que puede contener un canal telefónico digitalizado o un canal de datos de baja velocidad transmitido con modulación digital, de la cual hay varias opciones utilizadas a la vez en la práctica.

Existen muchas variantes en cuanto a la forma de ranurar en frecuencia un transpondedor y accederlo u ocuparlo desde varias estaciones terrenas (de allí el nombre de acceso múltiple). Como norma general, SCPC con asignación por demanda se utiliza para comunicar puntos con tráfico ocasional, como zonas rurales o de poco intercambio entre sí. Para enlazar puntos que generan tráfico permanentemente se emplea la asignación fija, y ésta puede ser SCPC -cuando el tráfico es poco pero constante- o bien de portadora multicanal o MCPC. Una portadora multicanal transporta muchos canales que han sido previamente combinados en forma adecuada, y la ranura de frecuencias necesaria para ubicarla es angosta o muy ancha, dependiendo del número total de canales que contenga; éstos pueden ser analógicos o digitales, con multiplexaje en frecuencia o en el tiempo, respectivamente. Por ejemplo, puede haber portadoras multicanal con 12 canales telefónicos cada una, otras con 24, 36, 48, ... , y así sucesivamente, dependiendo del tráfico de cada estación terrena transmisora.

3.2.2 ACCESO MULTIPLE POR DIVISION EN EL TIEMPO

El acceso múltiple por división en el tiempo o TDMA es una técnica totalmente digital mediante la cual varias estaciones terrenas accesan u ocupan un transpondedor o parte de él. A diferencia del acceso múltiple por división en frecuencia. En esta nueva técnica todo un grupo de estaciones tienen asignada la misma ranura, con cierto ancho de banda fijo, y se comparte entre ellas secuencialmente en el tiempo; es decir, cada estación tiene asignado un tiempo T para transmitir lo que guste dentro de la ranura, y cuando su tiempo se agota debe dejar de transmitir para que lo hagan las estaciones que le siguen en la secuencia, hasta que le toque nuevamente su turno.

El tiempo T asignado a cada estación no es necesariamente igual en todos los casos, puesto que algunas estaciones conducen más tráfico que otras y, por lo tanto, la ranura de tiempo que se les asigne debe ser más larga que la de las

estaciones chicas. Estos tiempos asignados pueden ser fijos por estación, en cuyo caso se tiene acceso múltiple por división en el tiempo con asignación fija (Figs. 3.12 y 3.13), o bien pueden variar con el tiempo cuando algunas estaciones tengan exceso de tráfico (horas pico). En estas condiciones, es preciso reorganizar la distribución de los tiempos con una nueva estructura de marco o trama de transmisión, dándole ranuras de tiempo más largas a las estaciones con exceso de tráfico y ranuras más cortas a las de poco tráfico; la nueva estructura de marco se repite secuencialmente hasta que haya necesidad de hacer otro cambio. Hay varios métodos para cambiar los marcos de transmisión según la demanda, pero la más común es mediante un programa establecido con base en las estadísticas de tráfico.

En cualquiera de los casos anteriores, la duración usual de un marco o ciclo es de unos cuantos milisegundos y se requiere contar con un mecanismo confiable de sincronización, para que no haya traslapes entre las transmisiones de las diversas estaciones. Un sistema TDMA es más complejo que uno de FDMA y necesita una buena coordinación entre todas las estaciones terrenas de la red que lo usan y una estación de referencia; además, como las estaciones transmiten en forma de ráfaga a intervalos con duración de una pequeña fracción de milisegundo, debe contar con módulos de almacenamiento de información digital, que funcionan como memorias de amortiguamiento y que van liberando la información por paquetes en cada ráfaga. Una de las grandes ventajas de esta técnica es que durante cada ranura de tiempo se pueden transmitir en forma multiplexada digitalmente, y por paquetes, porciones de canales telefónicos, de datos y hasta de video sobre la misma portadora de ráfaga.

La modalidad de TDMA que se utiliza más en la práctica es la de ocupación del transpondedor completo por la portadora modulada; como sólo hay una portadora presente en cada instante dentro del amplificador de potencia del transpondedor, no hay ruido de intermodulación y se puede aprovechar al máximo la potencia de salida, beneficiándose de esta forma todas las estaciones terrenas que lo utilizan. Sin embargo, en varias situaciones, el tráfico manejado por una red de estaciones no es tan grande como para justificar la ocupación total de un transpondedor, sino solamente una fracción de él; en estos casos se comparte el ancho de banda del transpondedor en FDMA con los servicios prestados por otras estaciones independientes de la red TDMA, por ejemplo, video y telefonía SCPC (Fig. 3.14), sin perderse la flexibilidad que brinda el sistema TDMA totalmente digitalizado.

Por supuesto, si se utiliza esta última configuración, ya no es posible trabajar en saturación para aprovechar al máximo la potencia de salida del transpondedor, porque el amplificador se debe operar con una reducción con respecto a la saturación para que el ruido de intermodulación sea bajo.

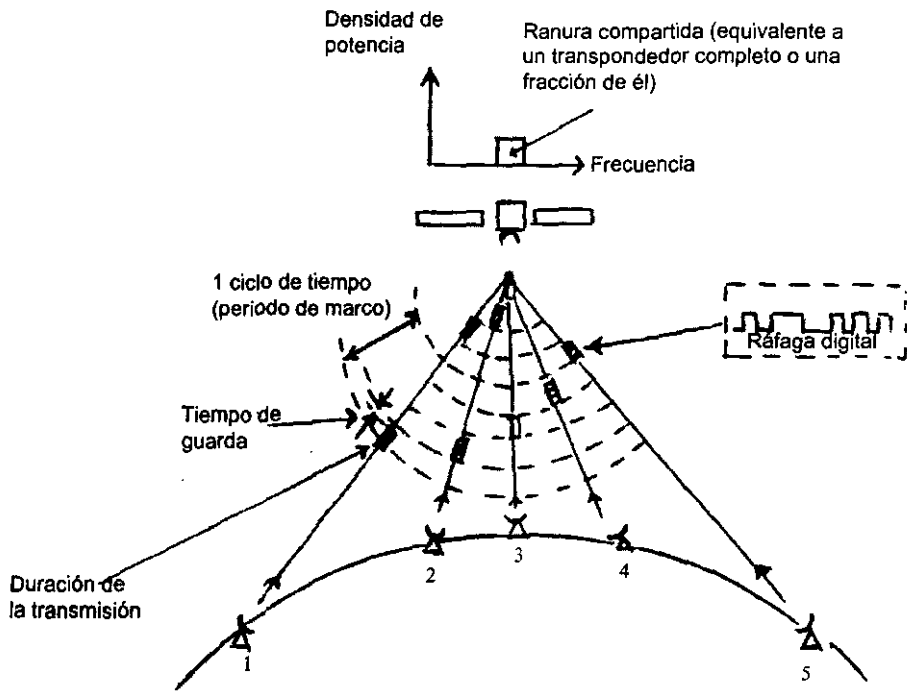


FIG. 3.12 Red de cinco estaciones terrenas que comparten una misma ranura de frecuencias en un transpondedor mediante acceso múltiple por división en el tiempo con asignación fija y tiempos iguales por estación. Todas las estaciones transmiten su ráfaga digital a la misma frecuencia en forma secuencial.

3.2.3 ACCESO MULTIPLE POR DIFERENCIACION DE CODIGO

Existe una alternativa en la que un transpondedor completo es ocupado por varias estaciones que transmiten a la misma frecuencia y al mismo tiempo. Esta técnica, denominada acceso múltiple por diferenciación de código o CDMA, y que aparentemente resulta imposible, es particularmente útil en transmisiones confidenciales o altamente sensitivas a la interferencia; al igual que TDMA, es totalmente digital, y presenta la ventaja de que las antenas terrenas transmisoras y receptoras pueden ser muy pequeñas, sin importar que sus ganancias sean bajas y sus haces de radiación muy amplios. Por otra parte, presenta el inconveniente de que ocupa mucho ancho de banda (un transpondedor completo), pues cada bit de información como los que se transmiten en modalidad TDMA se transforma en un nuevo tren de bits muy largo, de acuerdo con un código determinado previamente.

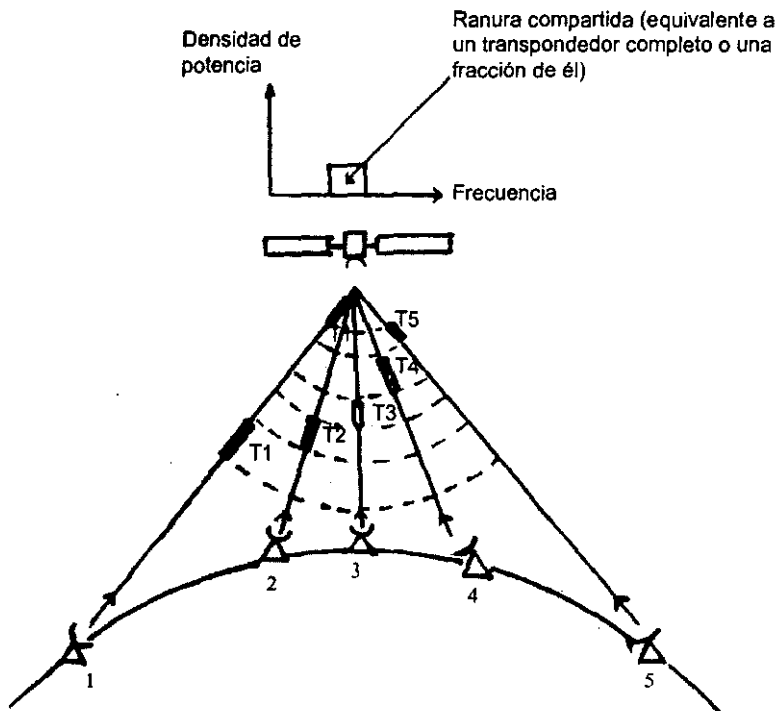


FIG 3.13 Red de cinco estaciones terrenas que comparten una misma ranura de frecuencia en un transpondedor mediante acceso múltiple por división en el tiempo con asignación fija y tiempos T desiguales por estación. Todas las estaciones transmiten su ráfaga digital a la misma frecuencia en forma secuencial.

En la figura 3.15 se ilustra una red de seis estaciones terrenas que operan con la técnica de acceso CDMA. Cada estación transmisora utiliza una secuencia diferente de bits para codificar cada uno de los bits de información; de las estaciones terrenas receptoras, sólo la destinataria de cierta información determinada conoce el código con el que se transmitió y es capaz de reconstruir el mensaje original, aunque llegue superpuesto con todos los demás mensajes que se transmitieron simultáneamente pues estos últimos sólo los detecta como "ruido" tolerable. En virtud de que el ancho de banda que utiliza este sistema de CDMA es muy amplio, por la expansión del espectro en frecuencia de la señal al codificar cada bit de información en un nuevo tren de bits, también se le denomina acceso múltiple con espectro expandido o SSMA.

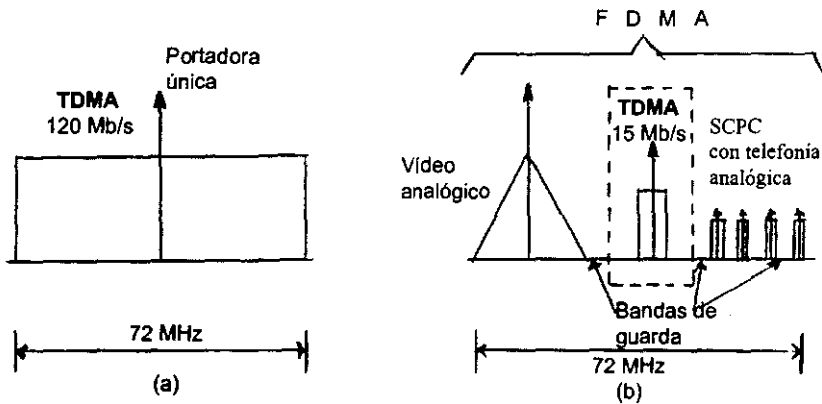


Fig. 3.14 Configuraciones de ocupación de un transpondedor de 72 MHz con TDMA: a) ocupación completa; b) ocupación parcial, TDMA de banda angosta compartida con otros servicios en forma FDMA.

3.2.4 ACCESO MÚLTIPLE POR DIVISION EN EL TIEMPO CON CONMUTACION EN EL SATELITE

Los satélites más modernos se están construyendo con varias antenas de haz pincel, diseñadas para cubrir diferentes zonas geográficas con muy alta densidad de potencia; cada haz está asociado con ciertos receptores y transmisores y es posible conmutar parte de la información -o toda- de un haz a otro mediante una matriz de microondas. Este versátil y novedoso sistema es digital, con acceso múltiple TDMA; se denomina acceso múltiple por división en el tiempo con conmutación en el satélite o SS/TDMA (véase fig. 3.16). Esta técnica moderna de SS/TDMA, incrementa significativamente la eficiencia de un sistema, puesto que se logra la cobertura total de un gran territorio dividido en zonas con haces de potencia altamente concentrada, en vez de hacerlo con un solo haz común de baja densidad de potencia por unidad de área.

3.3 FRECUENCIAS ASIGNADAS Y REUTILIZACION DE FRECUENCIAS

La capacidad de tráfico de un satélite está limitada por dos factores: ancho de banda y potencia de los amplificadores. Por lo que respecta al ancho de banda, la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT) ha asignado para el servicio fijo por satélite las bandas C, X, Ku, Ka, con frecuencias centrales aproximadas de los enlaces ascendentes y descendentes de 6/4 GHz, 8/7 GHz, 14/11 ó 14/12 GHz, y

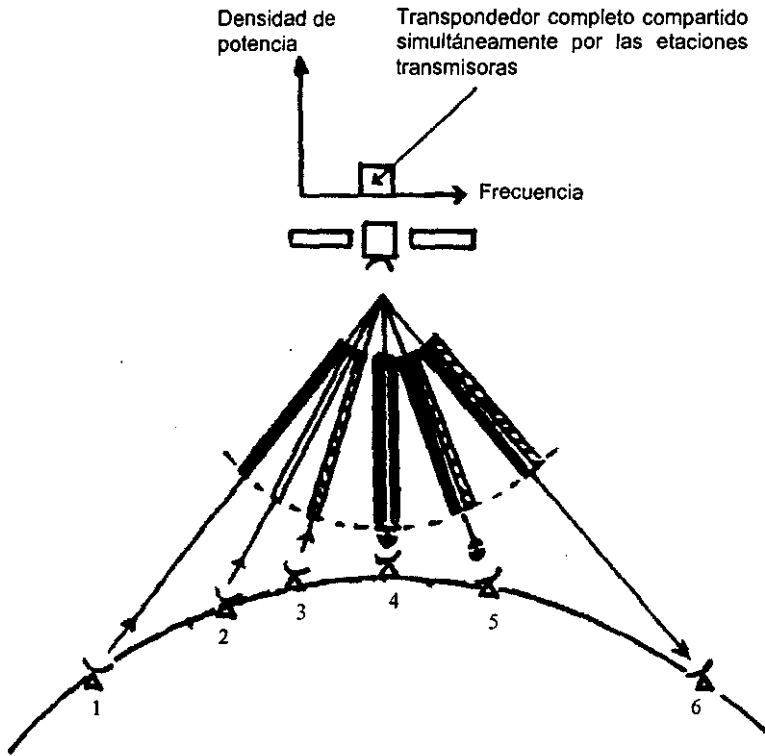


Fig. 3.15 Red de seis estaciones terrenas que operan con acceso múltiple CDMA. Las estaciones transmisoras usan la misma frecuencia y transmiten al mismo tiempo; las receptoras deben conocer el código de transmisión para reconstruir el mensaje original.

30/20 GHz, respectivamente; dependiendo de la región, hay variaciones entre los límites inferior y superior de cada una de estas bandas. Las bandas C y Ku son las que se utilizan comercialmente en la actualidad, y hasta hace poco había sólo 500 MHz de ancho de banda asignados en cada una de ellas, por lo que la mayor parte de los satélites que las utilizan operan con esa cantidad; sin embargo, ya se han asignado otras bandas adicionales muy cercanas, y el ancho de banda se ha incrementado a 1 000 MHz. La banda X es empleada por satélites militares y gubernamentales. La banda Ka se encuentra aún en su etapa de experimentación. Esta banda tiene un ancho muy atractivo de 3 500 MHz, pero su principal desventaja es que cuando llueve los niveles de atenuación a esas frecuencias son mucho mayores que en las bandas C y Ku. En la tabla 3.2 se proporciona un resumen de las frecuencias asignadas a cada una de estas bandas para que funcionen los receptores (enlace ascendente) y amplificadores transmisores (enlace descendente) de los satélites.

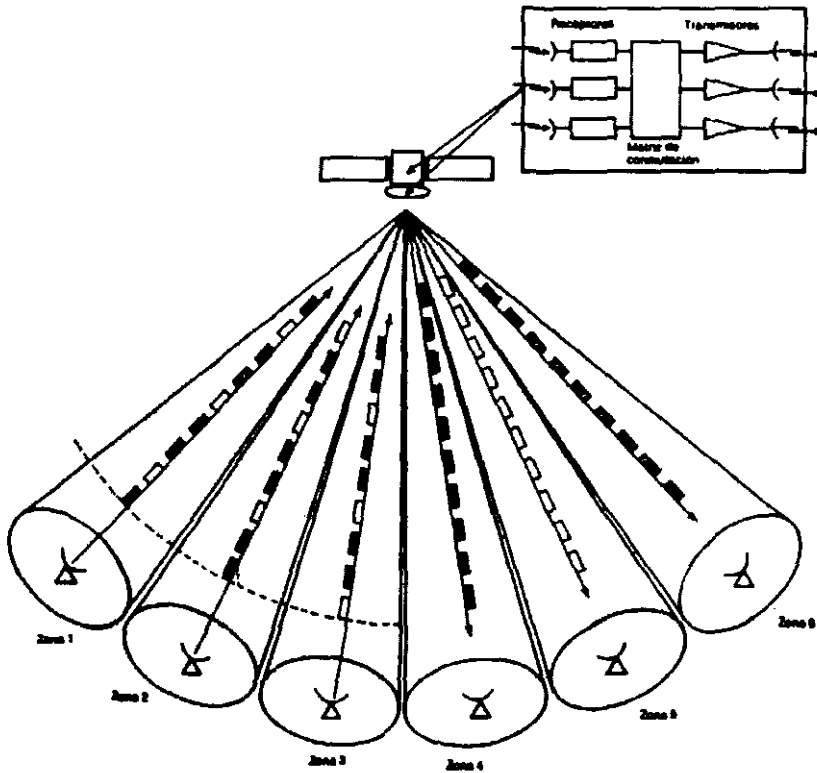


Fig. 3.16 Acceso múltiple por división en el tiempo con conmutación a bordo del satélite (SS/TDMA). Cuando el número de zonas y haces aumenta, es posible utilizar las mismas frecuencias para haces de zonas no adyacentes (para evitar interferencias) y el ancho de banda disponible se aprovecha mejor varias veces; esta técnica se conoce como reutilización de frecuencia con aislamiento espacial.

Como puede verse, el espectro radioeléctrico disponible es finito, y con el fin de aumentar la capacidad de cada satélite se han desarrollado dos métodos para utilizar las frecuencias casi por duplicado: reutilización con aislamiento espacial y con discriminación de polarización.

La reutilización de frecuencias con aislamiento espacial se realiza con un subsistema de antenas que produzca muchos haces dirigidos hacia zonas geográficas diferentes; si algunos haces están lo suficientemente separados entre sí, entonces pueden utilizar las mismas frecuencias, como se ilustra en la fig. 3.16.

Tabla 3.2 Resumen de las frecuencias asignadas a cada banda.

Banda	Enlace ascendente (GHz)	Enlace descendente (GHz)
C: 6/4 GHz	5.925 – 6.425 (500 MHz)	3.700 – 4.200 (500 MHz)
	5.850 – 7.075 (1225 MHz)	3.400 – 4.200 4.500 – 4.800 (1100 MHz)
X: 8/7 GHz	7.925 – 8.425 (500 MHz)	7.250 – 7.750 (500 MHz)
Ku: 14/11 GHz	14.000 – 14.500 (500 MHz)	10.950 – 11.200 11.450 – 11.700 (500 MHz)
	12.750 – 13.250 14.000 – 14.500 (1000 MHz)	10.700 – 11.700 (1000 MHz)
14/12 GHz	14.000 – 14.500 (500 MHz)	11.700 – 12.200 (500 MHz)
Ka: 30/20 GHz	27.500 – 31.000 (3500 MHz)	17.700 – 21.200 (3500 MHz)

La reutilización de frecuencias con discriminación de polarización se efectúa mediante la transmisión simultánea en un mismo haz, a la misma frecuencia, con señales de polarizaciones ortogonales; éstas pueden ser lineales (horizontal y vertical) o circulares (derecha e izquierda).

3.4 SUBSISTEMA DE ENERGIA ELECTRICA

Para funcionar adecuadamente, todo satélite necesita un suministro de energía eléctrica sin interrupción y sin variaciones significativas en los niveles de voltaje y corriente. La cantidad de potencia requerida por cada uno en particular depende de sus características de operación, y normalmente varía entre los 500 y 2 000 watts. El subsistema de energía eléctrica consiste en tres elementos fundamentales: una fuente primaria, una fuente secundaria y un acondicionador de potencia; este último está integrado por dispositivos como reguladores, convertidores y circuitos de protección, que permiten regular y distribuir la electricidad con los niveles adecuados a cada una de las partes del satélite.

Con excepción de las primeras horas inmediatas a su lanzamiento, en donde la electricidad necesaria es suministrada por baterías, la fuente primaria de energía del satélite está constituida por arreglos de celdas solares.

Una gran desventaja que actualmente tienen las celdas solares es que su factor de eficiencia en la conversión de energía solar a eléctrica es muy bajo. En un principio era del orden del 8 %; ahora se utilizan celdas con una tecnología mejor, que brindan factores de eficiencia del 10 al 12 %, pues también aprovechan gran parte de la energía radiada por el Sol en la región ultravioleta de su espectro. Aun así, esta eficiencia sigue siendo muy baja, y es probable que en los próximos años el silicio con el que están hechas las celdas de hoy sea sustituido por arsenurio de galio, ya que experimentalmente se ha demostrado que este último material ofrece una eficiencia de aproximadamente 18 %.

Las celdas solares funcionan bajo el principio del efecto fotovoltaico; cuanto mayor sea la densidad de flujo de la radiación solar sobre ellas, mayor es la electricidad que generan. El efecto fotovoltaico también depende de la temperatura a la que estén expuestas las celdas solares; cuanto más baja sea ésta, mayor será el nivel de voltaje entregado por las celdas. Cuando el satélite se encuentra a la distancia de una unidad astronómica del Sol, la intensidad de la radiación solar sobre sus celdas es de 1 350 watts por cada metro cuadrado de superficie. Si se toma en cuenta que la eficiencia promedio de conversión de electricidad es del 10 %, y que un satélite estándar requiere alrededor de un kilowatt de potencia, es evidente que en necesita contar con muchos metros cuadrados de celdas solares. Cada celda solar tiene un área de unos 5 cm², y

uniendo muchas de ellas en serie y en paralelo (Fig. 3.16) se forma un arreglo solar. Todas las celdas se ven expuestas durante su vida de operación a diversos tipos de radiaciones, que año tras año van disminuyendo su eficiencia aún más; después de unos 7 años de operación, la reducción de su eficiencia puede disminuir aproximadamente en un 30 % con respecto a la eficiencia original, aun cuando lleva una cubierta de protección hecha de sílice fundido.

La distancia del satélite al Sol y el movimiento aparente del Sol con respecto al satélite, ocasionan que en diferentes épocas del año se tenga más o menos energía eléctrica disponible, siendo máxima durante los equinoccios y mínima en los solsticios.

Existen dos formas de mantener a los satélites geoestacionarios relativamente estables en lo que concierne a su orientación con respecto a la Tierra, a pesar de los efectos mecánicos producidos por las fuerzas perturbadoras. Estas dos formas son la estabilización por giro y la estabilización triaxial con cuerpo fijo. Los satélites estabilizados por giro son cilíndricos y llevan las celdas solares montadas sobre la mayor parte de su superficie, envolviendo casi totalmente su perímetro. En cambio, los satélites con cuerpo fijo y estabilización triaxial no tienen una geometría cilíndrica, sino que se asemejan a un cubo o caja, y normalmente emergen dos largos y planos paneles solares de sus costados, en forma de alas.

En el caso de los satélites estabilizados por giro o rotación, no todas las celdas solares están expuestas al Sol en todo momento, y solamente se aprovecha una parte de ellas para efectuar la conversión a electricidad; de hecho, el porcentaje aprovechado en cada instante es de aproximadamente un tercio, a consecuencia de la parte oculta al Sol y la pared curva del cuerpo cilíndrico del satélite sobre el cual están montadas las celdas. Por lo que respecta a los satélites de cuerpo fijo con estabilización triaxial, en su interior hay volantes inerciales que actúan como giróscopos y que mantienen estable al satélite sin necesidad de que éste gire. Sus paneles solares cuentan con un mecanismo para orientarse constante y óptimamente hacia los rayos del Sol sobre ellas. Por tal razón, los satélites con este tipo de estabilización brindan mayor capacidad de generación de energía eléctrica que la de los estabilizados por rotación, e invariablemente se opta por ellos cuando los requerimientos de potencia lo exigen; tal es el caso de los satélites de radiodifusión directa de televisión, que necesitan varios kilowatts de potencia para operar eficaz y económicamente.

La disponibilidad de contar con más energía eléctrica en un satélite de estabilización triaxial es desde luego muy atractiva, pero hay ciertas desventajas que deben considerarse antes de tomar una decisión. Por un lado, existe el grave riesgo de que un poco después de colocar al satélite en órbita, sus paneles solares -que van replegados en el momento del lanzamiento- no se extiendan, o que no puedan ser reorientados, por la falla de algún mecanismo. Aunado a esto,

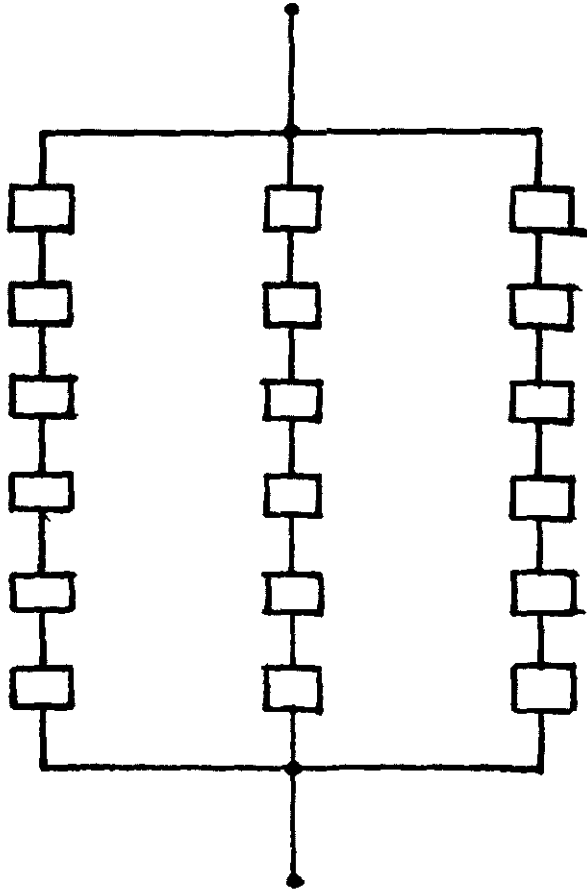


Fig. 3.17 Ejemplo de una conexión de celdas solares en serie y paralelo.

los diseños del subsistema de control térmico y la parte de inyección de combustible del subsistema de propulsión son más sencillos en un satélite estabilizado por giro que en uno de estabilización triaxial. De allí que no se pueda concluir que un tipo de satélite sea mejor que otro; sin embargo, la necesidad de tener disponibles muchos kilowatts de potencia sí conduce invariablemente a la elección de satélites con estabilización triaxial.

Durante toda su vida de operación, el satélite se ve expuesto a eclipses, y en estos casos necesita obtener su energía eléctrica de alguna otra fuente que no sea el Sol para poder seguir funcionando; esta fuente secundaria o de respaldo la constituye un conjunto de baterías, que se cargan cuando las celdas solares se hallan expuestas al Sol y se descargan durante los eclipses o en las horas pico de mayor demanda de energía. En el momento en que ocurre un eclipse, ya sea de Tierra o de Luna, unos relevadores eléctricos detectan la disminución en el nivel de la energía suministrada por las celdas a los equipos y conectan las baterías automáticamente. De esta forma, las baterías comienzan a descargarse poco a poco, mientras alimentan al satélite, y su operación se puede requerir durante muchos minutos, a veces más de una hora, dependiendo de la duración del eclipse. Cuando éste concluye y el satélite queda otra vez expuesto a los rayos del Sol, las celdas solares vuelven a hacerse cargo como fuente primaria de energía al mismo tiempo que recargan las baterías para que estén listas cuando se les requiera nuevamente.

Las baterías que más se utilizan en los satélites geoestacionarios de comunicaciones son de níquel-cadmio; su eficiencia de potencia/peso es baja, pero se prefieren porque son muy confiables y de larga duración. Sin embargo, algunos satélites (p. ej., Intelsat V y Spacenet) ya utilizan baterías de níquel-hidrógeno, que poseen importantes ventajas tecnológicas sobre las anteriores y que quizá poco a poco las irán reemplazando. Hay otros tipos de baterías que aún se encuentran en la etapa de investigación, por ejemplo, de plata-hidrógeno, litio y sodio.

3.5 SUBSISTEMA DE CONTROL TERMICO

Anteriormente se indicó que varias partes del satélite requieren rangos distintos de temperatura para operar eficientemente, y que es necesario mantener un balance o equilibrio térmico del conjunto para que dichos rangos se conserven. Uno de los factores que intervienen en el equilibrio en cuestión es el calor generado constantemente por el satélite en su interior, cuya principal contribución proviene de los amplificadores de potencia; la energía que absorbe del Sol y de la Tierra son otros factores que deben considerarse también.

La energía proveniente de la Tierra la integran dos tipos de radiación: la propia de ella y la del Sol reflejada por su superficie (albedo). La suma del calor generado internamente por el satélite más el producido por la absorción de energía del Sol y de la Tierra, menos el radiado por el satélite hacia el exterior, se debe mantener lo más constante posible, con pocas variaciones, de tal modo que el satélite funcione íntegra y correctamente. El control de este balance térmico es también muy importante cuando ocurre un eclipse, pues el satélite se enfría bruscamente al quedar en la oscuridad, y cuando está de nuevo expuesto a los rayos del Sol sufre otro cambio brusco de temperatura.

La transferencia del calor sobrante del satélite al vacío se efectúa por radiación; en su interior también se produce una ligera transferencia de calor entre sus partes, pero por conducción en la estructura. Con el fin de mantener lo mejor posible el equilibrio térmico, los especialistas en el diseño de satélites tienen a su alcance gran variedad de materiales que utilizan para proteger cada una de las partes del aparato. Por ejemplo, una sección del satélite va cubierta con un reflector óptico de cuarzo, semejante a un gran espejo, que rechaza el calor del exterior y al mismo tiempo lo transfiere del interior al vacío; los dispositivos electrónicos que generan más calor -como los amplificadores de potencia- se colocan junto a él. Por otra parte, los módulos del interior, así como el subsistema de antenas que va en el exterior, van cubiertos con algún tipo de material plástico aislante que los protege del calor o de los cambios bruscos de temperatura; así, por ejemplo, las antenas parabólicas van cubiertas con kapton, las antenas de cometa con mylar y kapton aluminizados, y algunos equipos internos con kapton, mylar y kevlar.

Los colores también juegan un papel muy importante en el acabado de las partes del satélite, dependiendo del lugar que cada una de ellas ocupe en la estructura, al igual que las propiedades de absorción y emisión de los materiales. Así, por ejemplo, la pintura blanca absorbe la radiación infrarroja de la Tierra, pero rechaza el flujo solar; su emitancia es muy alta y su absorbencia muy baja, de manera que se comporta como un elemento frío frente al Sol. Por otra parte, la pintura negra también tiene una emitancia alta, pero al mismo tiempo posee una absorbencia muy alta, y cuando está expuesta al Sol su temperatura es superior a los 0° C, a diferencia de la pintura blanca cuya temperatura puede ser inferior a los -50° C. entre otros acabados, también se utiliza en algunas secciones la pintura de aluminio; por tener una emitancia más baja que la pintura negra, así como una absorbencia también baja, las zonas recubiertas con pintura de aluminio son más calientes en la oscuridad -o sea, donde no inciden los rayos del Sol- de lo que serían si tuviesen un terminado con pintura negra. Es así como, mediante la combinación de materiales y colores, y con el auxilio de reflectores ópticos, el equilibrio térmico del satélite se conserva dentro de un nivel aceptable de temperaturas durante la mayor parte del tiempo.

Sin embargo, el equilibrio térmico se altera drásticamente cuando ocurre un eclipse, pues en ese momento desaparece la contribución del calor proveniente del Sol, así como el albedo cuya influencia es mucho menor, modificándose la temperatura resultante total. Si no se tomase alguna medida de protección para estas condiciones especiales, el satélite sufriría un cambio térmico muy fuerte, enfriándose a tal grado que las componentes más sensibles a las bajas temperaturas dejarían de funcionar correctamente; unos de los elementos más sensibles al frío son, por cierto, las baterías, que irónicamente son las responsables de suministrar energía eléctrica al satélite durante el eclipse, y por lo

tanto es preciso contar con algún sistema de calefacción que se encienda cuando la temperatura comience a bajar en forma significativa. Para tal efecto se utilizan caloductos que distribuyen en el interior el calor emitido por los amplificadores de potencia, así como calentadores eléctricos activados por termostatos o a control remoto. Los caloductos operan bajo el principio de la evaporación y condensación sucesivas de algún fluido en los extremos de un ducto; en el extremo donde está la fuente de calor -los amplificadores de potencia- el fluido se evapora, y en el otro se encuentra un radiador que transmite el calor al exterior del ducto, hacia las partes frías; esto ocasiona que el fluido se condense, pero al recircular en el interior del caloducto pasa nuevamente a la condición de evaporación, y así en forma sucesiva.

3.6 SUBSISTEMA DE POSICION Y ORIENTACION

El objetivo de un satélite de comunicaciones es recibir señales radioeléctricas desde alguna parte de la Tierra y retransmitirlas hacia otra a través de su subsistema de antenas direccionales, que por supuesto deben estar permanentemente orientadas hacia la zona geográfica de servicio. Para que tal situación se logre, es necesario mantener la orientación de la estructura del satélite estable con respecto a la superficie de la Tierra, lo cual se obtiene mediante las técnicas de estabilización por giro o de estabilización triaxial.

Con la técnica de estabilización por giro, una parte del satélite -o en algunos casos toda su estructura- gira para conservar el equilibrio del conjunto, al mismo tiempo que las antenas permanecen orientadas hacia la Tierra. En los primeros satélites se utilizaron antenas de haces direccionales, éstas se hacían girar en sentido contrario al giro del cuerpo cilíndrico del satélite, de tal forma que en realidad no se movían con relación a la superficie terrestre. Sin embargo, esta solución perdió practicabilidad al ir evolucionando las generaciones de satélites, y hoy sólo una parte de su cuerpo gira mientras que el resto de la estructura -que incluye a las antenas- se mantiene fijo; la unión entre la sección que gira y la que no gira es un mecanismo de rodamiento y transferencia de energía eléctrica con muy poca fricción. El satélite, al girar sobre su eje -que es paralelo al de rotación de la Tierra- se vuelve menos vulnerable a las fuerzas perturbadoras.

Los satélites con estabilización triaxial no giran, y aparentemente permanecen estáticos con sus largos paneles solares extendidos en el vacío y sus antenas apuntando hacia la Tierra. En estos casos, la estabilización de la estructura del satélite se conserva mediante volantes giratorios que van colocados en su interior, sobre cada uno de los tres ejes utilizados como referencia para definir la orientación del satélite hacia la superficie terrestre.

Independientemente del tipo de estabilización que se use, las fuerzas perturbadoras en el espacio no dejan de provocar cambios en la posición del satélite sobre su órbita y en su orientación con respecto a la superficie de la Tierra. Por lo tanto, es preciso poder determinar, de alguna manera y en todo momento, dónde está el satélite y cuál es la orientación exacta de su cuerpo. Para conocer la posición, se requiere medir la distancia a la que se encuentra y en qué dirección o ángulo con relación a algún punto de referencia sobre la Tierra (el centro de control). La distancia se mide transmitiendo una señal piloto hacia el satélite, que éste retransmite después, y la diferencia que se detecta en el centro de control entre las fases de la señal transmitida y la recibida es un indicador de lo lejos que se encuentra. La medición del ángulo o la dirección en la que se halla se puede hacer por interferometría, empleando dos estaciones separadas por cierta distancia y comparando las señales piloto recibidas por cada una de ellas. La técnica de máxima recepción es otra alternativa para medir el ángulo, y tiene la ventaja de que sólo requiere una estación terrena y no dos; opera bajo el principio de orientar la antena hacia el satélite e ir la moviendo poco a poco hasta que se detecte el nivel máximo de radiación. Cuando se obtiene la posición de máxima recepción, se considera que la antena de la estación terrena está perfectamente orientada hacia el satélite, y por lo tanto se puede conocer la dirección o ángulo en que éste se encuentra.

Por lo que se refiere a la determinación de la orientación del cuerpo del satélite con relación a la superficie terrestre, se puede utilizar para ello una variedad de sensores, de los cuales los más comunes son los del Sol y los de Tierra. Los sensores solares son dispositivos fotovoltaicos en los que se produce una corriente eléctrica cuya magnitud depende de la dirección de la radiación solar sobre ellos. Por lo tanto, si de alguna forma se conoce la cantidad de corriente generada, es posible relacionarla con la dirección en la que se encuentra el Sol; es decir, se mide un ángulo entre la dirección en la que se halla el Sol y uno de los ejes del cuerpo del satélite. Por su parte, los sensores de Tierra miden la radiación infrarroja emitida por el planeta, utilizando para ello un dispositivo sensible al calor, como un bolómetro o una termopila. La cantidad de calor que reciben estos dispositivos depende de su orientación con relación a la superficie de la Tierra, y si el satélite cambia su orientación, los sensores van detectando esas variaciones; cuando los sensores están "viendo" sobre los bordes del horizonte terrestre, es decir, sobre el contorno del planeta, ocurre un cambio muy brusco, pues el espacio que lo rodea se comporta como un medio sumamente frío en el infrarrojo, y el nivel del calor detectado tiende a cero. Es razonable suponer que todas las mediciones anteriores se deben hacer con la mayor precisión posible y que el diseño y fabricación de los sensores implica una tecnología muy avanzada.

La precisión que ofrecen los sensores solares y de Tierra en la determinación de la orientación de un satélite es relativamente aceptable en la mayor parte de los

casos, pero en las nuevas generaciones ya se está añadiendo otro tipo de control que permite mejorarla por un factor de 2 o hasta 3. El nuevo método utiliza sensores de radiofrecuencia, que detectan y miden las características de radiofaros o señales radioeléctricas transmitidas desde una estación terrena; los sensores determinan con gran precisión la diferencia angular que hay entre el eje principal de radiación de la antena del satélite y la línea o trayectoria de las ondas de radio del radiofaro o haz piloto.

El procedimiento de corrección de la posición y orientación del satélite se basa en comparar los resultados de las mediciones de los sensores con ciertos valores de referencia considerados como correctos, calcular a continuación las correcciones que deben hacerse para reducir esos errores o diferencias, y finalmente llevarlas a cabo mediante la operación de algún actuador o conjunto de actuadores montados en el satélite; el flujo de la información y comando . entre otros tipos de actuadores, se cuenta con los volantes o giróscopios, cuya velocidad de rotación se puede cambiar para producir un par correctivo; asimismo, hay bobinas que generan un momento magnético mediante una corriente eléctrica cuando ésta interactúa con el campo magnético de la Tierra, produciéndose así el par deseado de corrección; en ambos casos, sin embargo, la magnitud que se puede obtener en los pares generados de corrección es poca, y por consiguiente estos dispositivos son poco empleados como actuadores. Los más comunes, y que proporcionan niveles importantes en la magnitud de los pares necesarios de corrección, son los propulsores.

3.7 SUBSISTEMA DE PROPULSION

El subsistema de propulsión o de control a reacción opera según el principio de la tercera ley de Newton; mediante la expulsión de materia a gran velocidad y alta temperatura a través de toberas o conductos de escape, se obtienen fuerzas de empuje en sentido contrario. Hay propulsores químicos y eléctricos, pero los primeros son los de mayor uso porque proporcionan niveles de empuje cientos o miles de veces más grandes que los eléctricos.

El principio básico mediante el cual operan los propulsores químicos es la generación de gases a muy alta temperatura en el interior de una cámara mediante la reacción química de propelentes, y los gases se aceleran al pasar por una tobera de escape cuya boquilla va disminuyendo poco a poco en su área transversal y después se ensancha. Los primeros sistemas de control a reacción utilizaban gases fríos como el nitrógeno y el peróxido de hidrógeno; sin embargo, su impulso específico era muy bajo -del orden de 70 segundos- y muy pronto fueron sustituidos por la hidrazina monopropelente, que en la actualidad goza de mucha popularidad. En este último tipo de propulsión, la hidrazina (N_2H_4) es

inyectada en una cámara donde se pone en contacto con un catalizador; como resultado, la primera se evapora y se descompone exotérmicamente en una mezcla de nitrógeno, hidrógeno y amoníaco, a temperaturas del orden de 300° C y con un impulso específico de unos 225 segundos. El impulso específico se puede mejorar incrementando la temperatura de los gases mediante algún sistema de calentamiento resistivo, después de la descomposición catalítica, hasta unos 1900° C, y antes de que se escapen por la tobera; de esta forma, el impulso específico aumenta hasta unos 300 segundos (Fig. 3.18). Este importante incremento permite reducir la masa de propelente en el satélite antes de lanzarlo y colocarlo en órbita, pero a costa de un consumo mayor de energía eléctrica, pues hay que calentar la cámara de catalización.

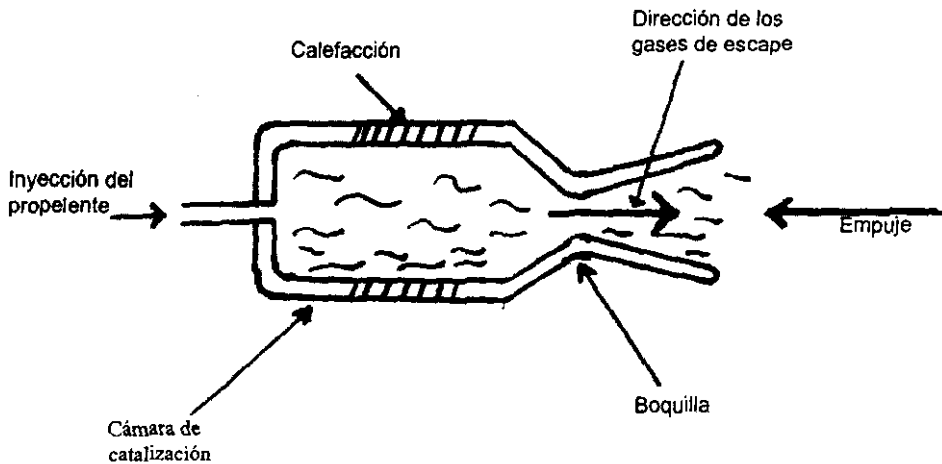


Fig. 3.18 Cámara de catalización y boquilla de escape de un propulsor monopropelente.

En la actualidad existe cada vez más la tendencia a utilizar sistemas bipropelentes, con los que no se emplea un catalizador, sino que dos propelentes distintos -un combustible y un oxidante- se ponen en contacto. Al unirse las dos sustancias, se produce una combustión instantánea sin necesidad de algún sistema de ignición; de estas sustancias, las más populares son la hidrazina monometilica (combustible) y el tetróxido de nitrógeno (oxidante), que al combinarse producen un impulso específico del orden de 300 segundos. La ventaja o atractivo que ofrecen los propulsores bipropelentes es que permiten diseñar un sistema unificado de propulsión que a la vez le sirva para colocar al

satélite en su órbita definitiva tanto como para realizar las maniobras de corrección de orientación y posición durante todos sus años de vida, utilizando para ello los mismos tanques de almacenamiento de combustible. Esta versatilidad conlleva algunos ahorros en la masa total del satélite, al no ser ya necesario un subsistema de control a reacción independiente en combinación con un motor de apogeo de combustible sólido.

En cuanto a los propulsores eléctricos se refiere, éstos funcionan según el principio de generar un empuje al acelerar una masa ionizada dentro de un campo electromagnético, pero aún se encuentran en su etapa de pruebas y desarrollo, siendo los más estudiados los de plasma y los de ionización de mercurio y de cesio.

3.8 SUBSISTEMA DE RASTREO,TELEMETRIA Y COMANDO

Este subsistema permite conocer a control remoto la operación y posición del satélite, así como enviarle órdenes para que algún cambio deseable se ejecute. El equipo de telemetría cuenta con diversos tipos de sensores instalados en varios cientos de puntos de prueba, que miden cantidades tales como voltajes, corrientes, presiones, posición de interruptores y temperaturas, etc. Las lecturas tomadas por los sensores son convertidas en una señal digital que el satélite transmite hacia la Tierra con una velocidad baja, entre 200 y 100 bits por segundo, y esta información permite conocer el estado de operación del sistema satelital, apoyada por la información de rastreo.

El rastreo se efectúa mediante la transmisión de varias señales piloto, denominadas tonos, desde la estación terrena de control hacia el satélite. Normalmente se utilizan de 6 a 7 tonos distintos, cuya frecuencia es de unos cuantos kilohertz, y que modulan sucesivamente en fase con la señal portadora de la estación terrena de control; el satélite recupera los tonos y remodula con ellos a su propia portadora, para retransmitirlos hacia la Tierra, en donde son detectados por el centro de control. Las señales recibidas en Tierra se comparan en fase con las transmitidas originalmente, y las diferencias obtenidas permiten calcular la distancia a la que se encuentra el satélite, con precisión de unas cuantas decenas de metros.

La transmisión de las señales de telemetría y la retransmisión de los tonos de rastreo hacia la Tierra se realiza a través de un mismo amplificador a bordo del satélite, al igual que con las señales de comando que se hayan recibido, para que se verifiquen antes de que sean ejecutadas (fig. 3.19). durante los varios años de vida operacionales del satélite, este amplificador es el mismo de alguno de los transpondedores empleados para las comunicaciones en general, ya que las

señales transmitidas y recibidas por el subsistema de telemetría, rastreo y comando ocupan muy poco ancho de banda y pueden compartir el mismo amplificador de banda C o Ku con otro tipo de señales de comunicaciones. Solamente durante las maniobras de colocación en órbita es común utilizar un amplificador que funcione a frecuencias más bajas que las de las bandas C o Ku; en esta etapa importante de su lanzamiento se emplean las bandas de VHF y S, cuyas frecuencias son, respectivamente, de aproximadamente 140 MHz y 2 GHz, y las transmisiones y recepciones se efectúan a través de la antena de rastreo, comando y telemetría.

Las señales de comando son las que permiten efectuar las correcciones en la operación y funcionamiento del satélite a control remoto, como cambiar la ganancia de los amplificadores, cerrar algún interruptor, conmutar de transpondedor, modificar la orientación de la estructura, o bien -durante la colocación en órbita- extender los paneles solares, mover las antenas y encender el motor de apogeo.

Todas estas señales de comando van codificadas, por cuestiones obvias de seguridad, y la mayor parte de los sistemas que operan actualmente utilizan una secuencia en la que el satélite primero retransmite al centro de control los comandos que haya recibido, éstos son verificados en la Tierra, y si se comprueba que las órdenes fueron recibidas correctamente, entonces el centro de control transmite una señal de ejecución. Al recibirla, el satélite procede entonces a efectuar los cambios ordenados.

3.9 SUBSISTEMA ESTRUCTURAL

La estructura del satélite es la armazón que sostiene a todos los equipos que lo forman y que le da la rigidez necesaria para soportar las fuerzas y aceleraciones a la que se ve sujeto desde el momento en que abandona la superficie de la Tierra; este importante subsistema debe ser durable, resistente y lo más ligero posible.

Durante las diversas etapas de su lanzamiento y transferencia de órbita, el satélite se enfrenta a vibraciones, aceleraciones, esfuerzos aerodinámicos, fuerzas centrífugas, empuje de los propulsores y esfuerzos mecánicos -cada vez que se desprende alguna etapa del cohete que lo transporta, o de él mismo-. Cuando llega a su posición orbital final, y tal como ya se ha indicado, el satélite se ve afectado por impactos de micrometeoritos, presiones de radiación de las antenas, fuerzas de atracción de la Tierra, la Luna y el Sol, y empujes generados por su propio subsistema de propulsión. En consecuencia, tanto la estructura del satélite como cada una de las demás partes que lo componen deben diseñarse para que soporten esas condiciones durante la colocación en órbita y el tiempo esperado de vida. Para ello, el diseñador tiene a su alcance una diversidad de

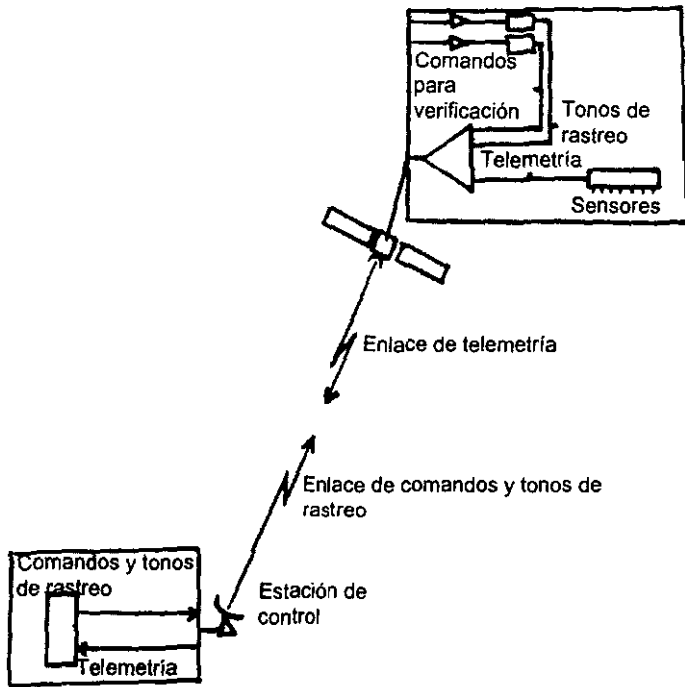


FIG.3.19 El subsistema de rastreo, telemetría y comando permite conocer y controlar la operación, posición y orientación del satélite.

materiales para fabricar la estructura, así como muchos conceptos geométricos derivados de la experiencia obtenida en aeronáutica a través de los años. Los materiales más comunes para este fin son aluminio, magnesio, titanio, berilio, acero, y varios plásticos reforzados con fibra de carbón; de éstos, el berilio es el más caro, y por lo tanto su utilización es limitada. Dependiendo del diseño (número y forma de las antenas, tipo de estabilización, número y potencia de los amplificadores, etc.), la masa de la estructura puede variar entre 10 y 20 % del total de la masa del satélite; una buena parte de esa estructura (los cilindros o de las paredes de la caja, según sea el caso) se fabrica con "panel de abeja" (honeycomb) de aluminio, por su ligereza y rigidez excelentes.

4 TIPOS DE SATELITES Y SERVICIOS DE COMUNICACIONES

4.1 SERVICIO FIJO

Los servicios que se pueden prestar con los satélites geoestacionarios de comunicaciones se dividen en dos grandes grupos: fijo y móvil. Una red de comunicaciones de servicio fijo consiste en uno o varios satélites y las estaciones terrenas que se intercomunican a través de ellos, con la particularidad de que las estaciones siempre permanecen en el mismo punto geográfico donde se hayan instalado inicialmente, es decir, son fijas. Lo anterior no significa que las estaciones no puedan tener cierta flexibilidad en su movimiento, puesto que en ciertas ocasiones se necesita reorientarlas para mejorar la calidad de recepción o para cambiar de satélite, y a pesar del movimiento de giro que la antena tenga temporalmente, la estación siempre permanece fija en el piso. Un caso muy particular es el de las unidades llamadas "móviles", que consisten en un plano parabólico, el equipo electrónico necesario de transmisión y recepción, y una planta propia de energía eléctrica, montados en una camioneta o camión; estas unidades móviles son especialmente útiles cuando se desea ofrecer un servicio temporalmente, o cubrir algún acontecimiento de corta duración que se desarrolle en un lugar carente de instalaciones propias de transmisión o recepción. De cualquier forma, una vez que las unidades móviles son trasladadas a los puntos donde se van a estar transmitiendo y recibiendo, y después de que sus platos parabólicos son orientados hacia el satélite correspondiente, permanecen operando en modo fijo, por lo que también quedan incluidas dentro del servicio fijo de comunicaciones vía satélite.

La mayor parte de las estaciones terrenas que existen en el mundo operan en la modalidad de servicio fijo, sin importar si la red de comunicaciones a la que pertenecen es nacional o internacional. El servicio fijo abarca la transmisión y recepción de televisión, radio, telefonía y datos.

4.2 SERVICIO MOVIL

Muchos usuarios que requieren comunicarse por satélite tienen la característica de que sus equipos no permanecen fijos, sino que se mueven o cambian de lugar constantemente, por ejemplo, en barcos, plataformas marinas, aviones, trenes, camiones de carga y automóviles. Las redes de comunicaciones que satisfacen esta demanda pertenecen a la rama del servicio móvil vía satélite. En estos casos, las personas a bordo de vehículos pueden comunicarse con otros vehículos o con puntos fijos.

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

En cualquier caso, el equipo de comunicaciones del vehículo debe tener una antena capaz de permanecer en contacto con el satélite geoestacionario, independientemente de su movimiento.

Las redes de comunicaciones móviles por satélite surgieron años después de las de servicio fijo y la mayor parte aún se encuentra en su etapa de diseño o construcción. El servicio todavía no pertenece a una industria tan firme y lucrativa como la de servicio fijo, pero ya es toda una realidad y tiene un gran potencial de desarrollo y utilización en el futuro.

CONCLUSIONES

Como podemos darnos cuenta, la era espacial desde sus inicios hasta nuestros días ha ido evolucionando a pasos gigantescos. Esta evolución se ha debido a la necesidad de comunicación a grandes distancias en un tiempo casi instantáneo.

Los satélites son una muy buena opción para aquellos que requieren las características de comunicación antes mencionadas, independientemente de todos los factores que intervienen sobre los elementos que lo conforman y que hacen su tarea más difícil.

En consecuencia, las próximas generaciones de satélites nos pronostican grandes cambios y mejoras considerables en cuestión de tecnología para poder cubrir los requisitos impuestos por la época.