

76



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA
DE MEXICO**

FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES
CUAUTITLAN

"COMUNICACIONES.
PUESTA EN ORBITA DE SATELITES
GEOESTACIONARIOS"

TRABAJO DE SEMINARIO
QUE PARA OBTENER EL TITULO DE
INGENIERO MECANICO ELECTRICISTA
P R E S E N T A :
MARCOS RAUL PINEDA LOZANO

ASESOR: ING. RODOLFO LOPEZ GONZALEZ

287182

CUAUTITLAN IZCALLI, EDO. DE MEXICO

2000



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

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

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

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



U. N. A. M.
 FACULTAD DE ESTUDIOS
 SUPERIORES-CUAUTITLAN



DEPARTAMENTO DE
 EXAMENES PROFESIONALES

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

ATN: Q. Ma. del Carmen García Mijares
 Jefe del Departamento de Exámenes
 Profesionales de la FES Cuautitlán

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

Comunicaciones. Puesta en Orbita de Satélites Geoestacionarios

que presenta el pasante: Marcos Raúl Pineda Lozano

con número de cuenta: 9127108-4 para obtener el título de :

Ingeniero Mecánico Electricista

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

ATENTAMENTE

"POR MI RAZA HABLARA EL ESPIRITU"

Cuautitlán Izcalli, Méx. a 11 de septiembre de 2000

MODULO

PROFESOR

FIRMA

I

Inq. Jorge Ramírez Rodríguez

III

Inq. Rodolfo López González

IV

Inq. Alfonso Contreras Márquez

[Firma manuscrita]
[Firma manuscrita]
[Firma manuscrita]



Gracias a Dios por su ayuda en cada momento.
Por darme fuerzas y levantarme en mis tropiezos.
Le agradezco infinitamente cada segundo que me
acompañe a lo largo de mi vida.

Todo mi trabajo se lo dedico al hombre que más
admiro en este mundo. A un ser de valor
incalculable, que siempre me ha apoyado en
todos los aspectos y ha puesto toda su confianza
y fe en mí. A ti papá, con todo mi cariño.

A mi madre, por brindarme su amor y su
tiempo. Le dedico de la misma manera, este
triunfo al que tanto trabajo me costó llegar.



A mis hermanos Oscar, Brenda y Claudia, a
cada uno de ustedes les muestro el camino
de lo que se puede lograr en la vida.
Nunca, pero nunca se den por vencidos.
Gracias por ser parte de mi vida.

A mi familia, Muchas gracias.

Al Ing. Rodolfo López González por su valiosa
ayuda en la supervisión de este trabajo.
A todos mis profesores les agradezco su entrega.

A mis compañeros Arturo, Enrique, Víctor, etc.
con los que compartí momentos difíciles y alegrías
que se nos presentaron en cada momento de la carrera.



Gracias a mi querida UNAM que con gran orgullo la
llevaré en mi corazón toda la vida por haberme dotado
de armas para continuar con logros y metas.



Introducción

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 las condicionantes impuestas 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 para alcanzar a todos en todos los confines.

La red necesitará sistemas de telecomunicaciones poderosos cubriendo todas las distancias y todos los lugares, y en ello 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.



Antecedentes Históricos

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

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

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

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

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

Un satélite artificial a la distancia correcta de la tierra viajando de oeste a este daría una vuelta cada 24 horas, es decir, permanecería fijo sobre el mismo



lugar y estaría dentro del alcance óptico de casi la mitad de la superficie terrestre. Tres estaciones repetidoras, a una distancia de 120 grados en la órbita correcta, podrían proporcionar una cobertura televisiva y de microondas a todo el planeta; Lo que esto significaba exactamente era que una señal de radio o televisión, podría enviarse al otro lado del mundo simplemente mediante un satélite relé de tres transmisiones ascendentes y tres transmisiones descendentes en una secuencia alternativa.

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

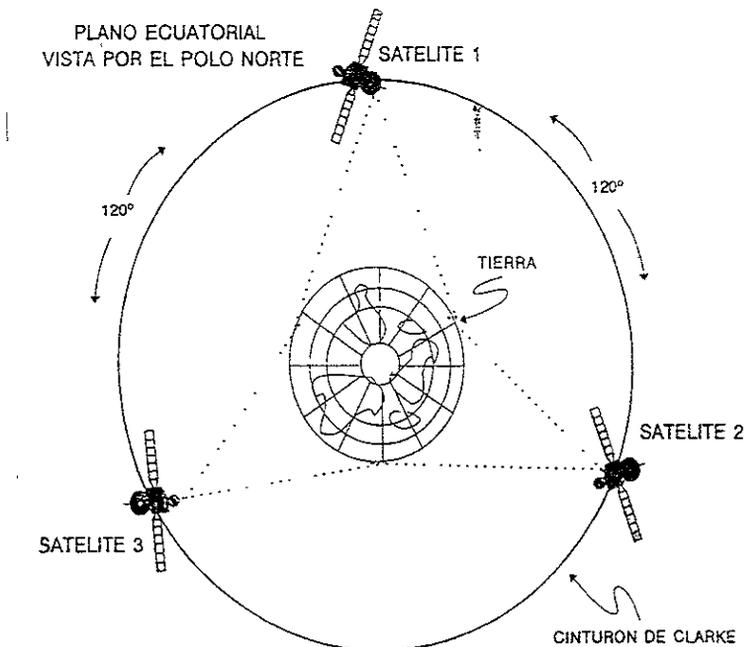


Figura 1.1 Idea original de Arthur C. Clarke



A principios de 1960, la American Telephone and Telegraph Company (AT&T) publico estudios, indicando que unos cuantos satélites poderosos, de diseño avanzado, podían soportar mas tráfico que toda la red AT&T de larga distancia. El costo de estos satélites fue estimado en solo una fracción del costo de las facilidades de microondas terrestres equivalentes. Desgraciadamente, debido a que AT&T era un proveedor de servicios, los reglamentos del gobierno le impedían desarrollar los sistemas de satélites. Corporaciones más pequeñas y menos lucrativas pudieron desarrollar los sistemas de satélites y AT&T continuó invirtiendo billones de dólares cada año en los sistemas de microondas terrestres convencionales. Debido a esto los desarrollos iniciales en la tecnología de satélites tardaron en surgir.

A través de los años, los precios de la mayoría de los bienes y servicios han aumentado sustancialmente; sin embargo, los servicios de comunicación, por satélite, se han vuelto más accesibles cada año. En la mayoría de los casos, los sistemas de satélite ofrecen mas flexibilidad que los cables submarinos, cables subterráneos escondidos, radio de microondas en línea de vista, radio de dispersión troposferica, o sistemas de fibra óptica.

¿Qué es un satélite?

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

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



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

Un sistema de satélite consiste de un transponder, una estación basada en tierra, para controlar el funcionamiento y una red de usuario, de las estaciones terrestres, que proporciona las facilidades para transmisión y recepción de tráfico de comunicaciones, a través del sistema de satélite. Las transmisiones de satélites se catalogan como bus o carga útil. La de bus incluye mecanismos de control que apoyan la operación de carga útil. La de carga útil es la información del usuario que será transportada a través del sistema. Aunque en los últimos años los nuevos servicios de datos y radioemisión de televisión son mas y más demandados, la transmisión de las señales de teléfono de voz convencional en forma analógica o digital.

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

Por su finalidad de uso los satélites artificiales pueden ser:

- Astronómicos
- De comunicaciones
- De prospección a distancia
- Meteorológicos



- Militares
- Para laboratorios espaciales, etc

Tipos de satélites

Satélites Orbitales

Los satélites mencionados, hasta el momento, son llamados satélites orbitales o no síncronos. Los satélites no síncronos giran alrededor de la Tierra en un patrón elíptico o circular de baja altitud. Si el satélite esta girando en la misma dirección de la rotación de la Tierra y a una velocidad angular superior que de la Tierra, la órbita se llama órbita progrado. Si el satélite esta girando en la dirección opuesta a la rotación de la Tierra o en la misma dirección, pero a una velocidad angular menor a la de la Tierra, la órbita se llama órbita retrograda. Consecuentemente, los satélites no síncronos están alejándose continuamente o cayendo a Tierra y no permanecen estacionarios con relación a ningún punto particular de la Tierra. Por lo tanto los satélites no síncronos se tienen que usar cuando están disponibles, lo cual puede ser un corto periodo de tiempo, como 15 minutos por órbita. Otra desventaja de los satélites orbitales es la necesidad de equipo costoso y complicado para rastreo en las estaciones terrestres. Cada estación terrestre debe localizar el satélite conforme esta disponible en cada órbita y después unir su antena al satélite y localizarlo cuando pasa por arriba. Una gran ventaja de los satélites orbitales es que los motores de propulsión no se requieren a bordo de los satélites para mantenerlos en sus órbitas respectivas.



Satélites Geosfacionarios

Los satélites geostacionarios o geosincronos son satélites que giran en un patrón circular, con una velocidad angular igual a la de la Tierra. Consecuentemente permanecen en una posición fija con respecto a un punto específico en la Tierra. Una ventaja obvia es que están disponibles para todas las estaciones de la Tierra, dentro de su sombra, 100% de las veces. La sombra de un satélite incluye todas las estaciones de la Tierra que tienen un camino visible a él y están dentro del patrón de radiación de las antenas del satélite. Una desventaja obvia es que a bordo, se requieren de dispositivos de propulsión sofisticados y pesados para mantenerlos fijos en una órbita. El tiempo de órbita de un satélite geosincrono es de 24 h. igual que la Tierra.

Clasificaciones Orbitales, Espaciamento y Asignaciones de frecuencia

Hay dos clasificaciones principales para los satélites de comunicaciones: cilíndricos y satélites estabilizadores de tres ejes. Los satélites cilíndricos, utilizan el movimiento angular de su cuerpo giratorio para proporcionar una estabilidad de giro. Con un estabilizador de tres ejes, el cuerpo permanece fijo con relación a la superficie de la Tierra, mientras que el subsistema interno proporciona una estabilización de giro.

Los satélites geosincronos deben compartir espacio y espectro de frecuencia limitados, dentro de un arco específico, en una órbita geostacionaria, aproximadamente a 22300 millas, arriba del ecuador. La posición en la ranura depende de la banda de frecuencia de comunicación utilizada. Los satélites trabajando, en o casi en la misma frecuencia, deben estar lo suficientemente separados en el espacio para evitar interferir uno con otro. Hay un limite realista del numero de estructuras satelitales que pueden estar estacionadas, en un área específica en el espacio. La separación espacial requerida depende de las siguientes variables:



- Ancho del haz y radiación del lóbulo lateral de la estación terrena y antenas del satélite.
- Frecuencia de la portadora de RF.
- Técnica de codificación o de modulación usada.
- Límites aceptables de interferencia.
- Potencia de la portadora de transmisión.

Generalmente, se requieren 3 a 6° de separación espacial dependiendo de las variables establecidas anteriormente.

Las frecuencias de la portadora, más comunes, usadas para las comunicaciones por satélite, son las bandas 6/4 y 14/12 GHz. El primer número es la frecuencia de subida (ascendente, estación terrena a transponder) y el segundo número es la frecuencia de bajada (descendente) (transponder a estación terrena) Diferentes frecuencias de subida y de bajada se usan para prevenir que ocurra repetición. Entre más alta sea la frecuencia de la portadora, más pequeño es el diámetro requerido de la antena para una ganancia específica. La mayoría de los satélites domésticos utilizan la banda 6/4 GHz. Desgraciadamente, esta banda también se usa extensamente para los sistemas de microondas terrestres. Se debe tener cuidado cuando se diseña una red satelital para evitar interferencia de, o interferencia con enlaces de microondas establecidas.



Modelos de enlace del sistema Satelital

Esencialmente, un sistema satelital consiste de tres secciones básicas: una subida, un transponder satelital y una bajada.

Modelo de subida:

El principal componente dentro de la sección de subida satelital, es el transmisor de estación terrena. Un típico transmisor de la estación terrena consiste de un modulador de IF, un convertidor de microondas de IF a RF, un amplificador de alta potencia (HPA) y algún medio para limitar la banda del último espectro de salida (por ejemplo, un filtro pasa-bandas de salida). El modulador de IF convierte las señales de banda base de entrada a una frecuencia intermedia modulada en FM, en PSK o en QAM. El convertidor (mezclador y filtro pasa-bandas) convierte la IF a una frecuencia de portadora de RF apropiada. El HPA proporciona una sensibilidad de entrada adecuada y potencia de salida para propagar la señal al transponder del satélite. Los HPA comúnmente usados son klystons y tubos de onda progresiva.

Transponder

Un típico transponder satelital consta de un dispositivo para limitar la banda de entrada (BPF), un amplificador de bajo ruido de entrada (LNA), un traslador de frecuencias, un amplificador de potencia de bajo nivel y un filtro pasa-bandas de salida. Este transponder es un repetidor de RF a RF. Otras configuraciones de transponder son los repetidores de IF, y de banda base, semejantes a los que se usan en los repetidores de microondas.



Modelo de bajada

Un receptor de estación terrena incluye un BPF de entrada, un LNA y un convertidor de RF a IF. Nuevamente, el BPF limita la potencia del ruido de entrada al LNA. El LNA es un dispositivo altamente sensible, con poco ruido, tal como un amplificador de diodo túnel o un amplificador paramétrico. El convertidor de RF a IF es una combinación de filtro mezclador /pasa-bandas que convierte la señal de RF recibida a una frecuencia de IF.

Enlaces cruzados

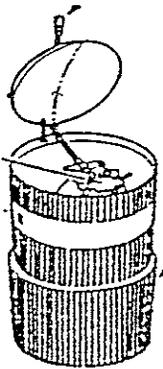
Ocasionalmente, hay aplicaciones en donde es necesario comunicarse entre satélites. Esto se realiza usando enlaces cruzados entre satélites o enlaces intersatelitales ISL. Una desventaja de usar un ISL es que el transmisor y receptor son enviados ambos al espacio. Consecuentemente la potencia de salida del transmisor y la sensibilidad de entrada del receptor se limitan.

Existen diferentes tipos de satélites, como ya mencionamos anteriormente los hay Astronómicos, de comunicaciones comerciales, de prospección a distancia, Meteorológicos, Militares, satélites de órbita baja, y para laboratorios espaciales, etc., Pero solo nos remitiremos a los satélites más comunes de tipo comercial, como lo son el "Cilíndrico" y el de "Tres ejes balanceados", por razones de que si analizamos todos los tipos de satélites profundamente nos llevaría varios tomos de una enciclopedia, no obstante podemos analizarlos desde el punto de vista de que éstos tienen varias similitudes en los subsistemas.

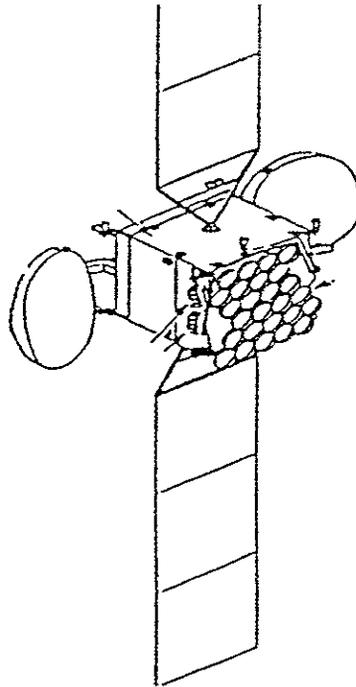
Los satélites utilizan éstos subsistemas con pequeñas variantes de uno a otro, pero que en esencia cumplen en términos generales con las mismas funciones de otros tipos de satélites para su óptimo funcionamiento y el cumplimiento de su misión.



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

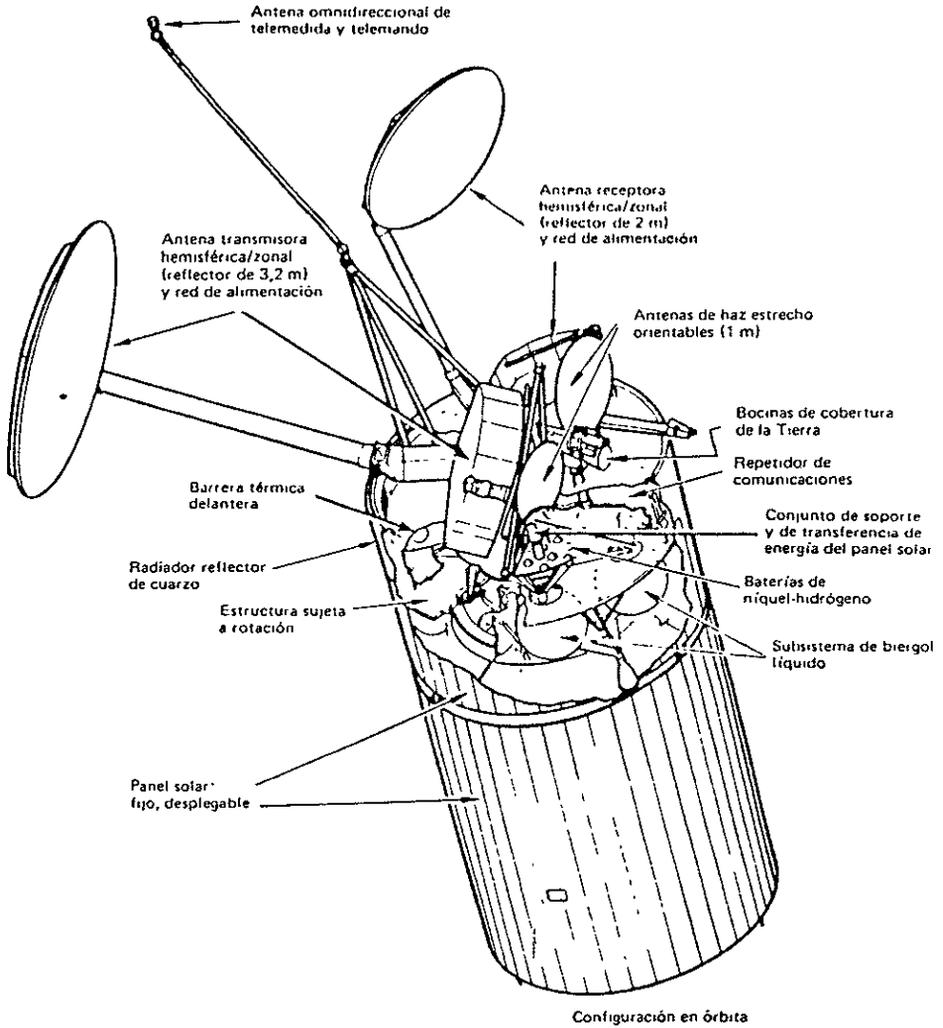


Satélite tipo Cilíndrico



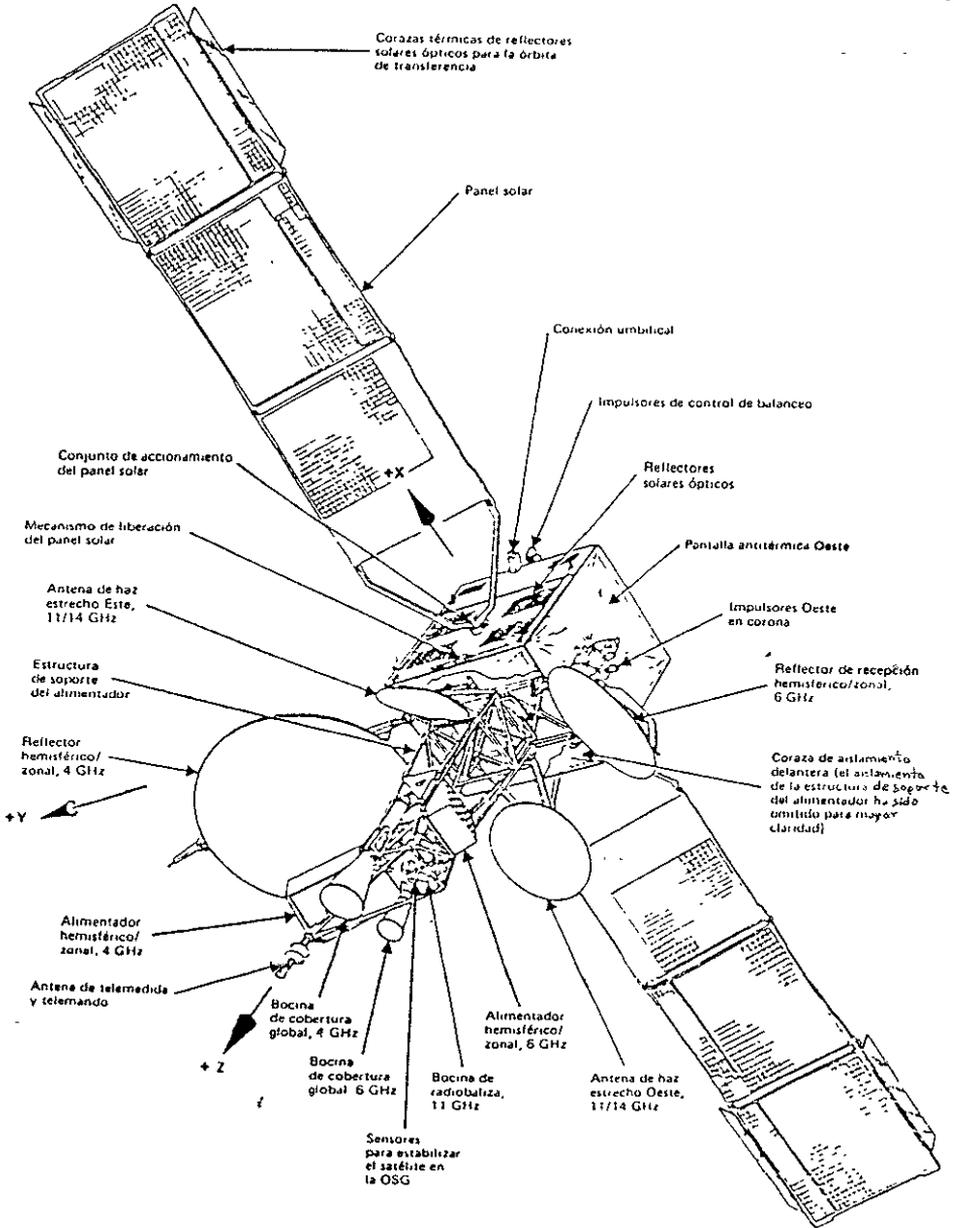
Satélite tipo Triaxial.

Figura 1.2 Tipos de satélites, cilíndrico y triaxial.



Los satélites Intelsat VI son estabilizados por rotación.

Figura 1.3 Satélite tipo cilíndrico.



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

Figura 1.4 Satélite tipo triaxial.



Satélites de Órbita Cercana a la Tierra.

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

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

La física del satélite

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 dos 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 cuadrado del período (duración de una vuelta) es proporcional al cubo de la longitud del semieje mayor de la elipse; así por ejemplo, para 42164 km de semieje mayor, el período orbital es de 24 horas. Estos valores corresponden al radio y al período para el caso particular de órbita circular geoestacionaria.



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 curvilíneo. 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 si el peso de un satélite a nivel del mar (aproximadamente a 6000km del centro de la tierra), es 1000kp, a 36000 km será de

$$1000 \times (6000/(36000 + 6000))^2 = 20kp$$

El peso y, por lo tanto, la aceleración de caída, son allí 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 11000 km/h. Cuando dicho movimiento es hacia el Este y exactamente sobre el ecuador (en el plano que lo contiene), el satélite permanece aparentemente inmóvil para cualquier observador terrestre, es decir recorre una órbita geoestacionaria.

Sin embargo, a ras de tierra un vehículo habría de moverse a 27 700 km/h para volar sin alas ni motor, y daría una vuelta al planeta cada 87 minutos (si no se desintegrara quemado por la fricción con el aire).

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 36000 km, ya ha requerido el trabajo mediante propulsión



para dotarle de una energía mecánica potencial equivalente a unas 12000 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 geostacionario, de unas 13100 kcal/kg.

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, iniciará una caída que lo estrellaría contra el suelo a 36000 km/h (10 km/s), 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 de energía mecánica de la energía térmica de la combustión, tiene un rendimiento bajo.

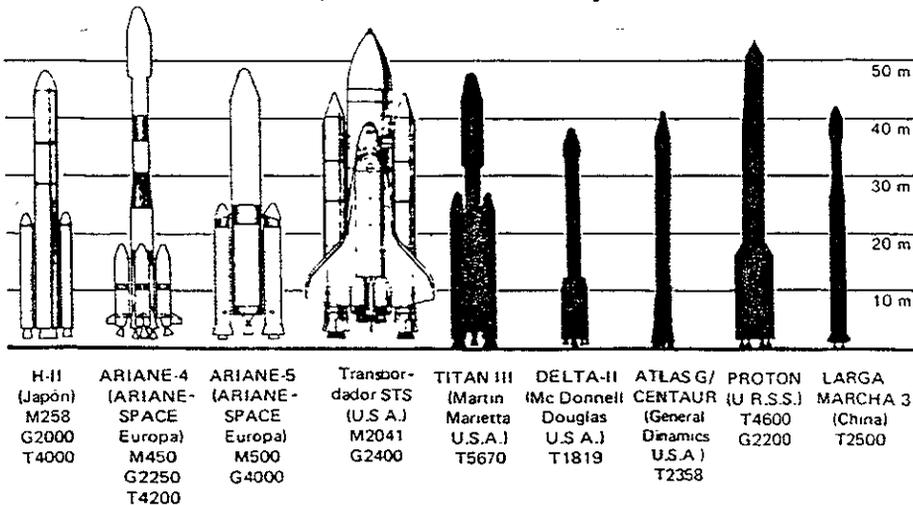


Figura 1.5 Cohetes lanzadores.



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 del satélite transportado.

Con el fin de optimizar la relación entre la complejidad y la 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 t; cuando consume su combustible y se desprende, toma el turno la segunda fase con un empuje en torno a las 100 t; al apagado y desprendimiento de ésta se enciende la última fase con un empuje en torno a las 10t. 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 finalidad calculada para todos y cada uno de sus elementos. El esfuerzo de su diseño es sorprendente por su complejidad y minuciosidad.



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. Afortunadamente, la formulación de la dinámica celeste para el análisis del movimiento se puede basar en ecuaciones matemáticas correspondientes a un sistema determinístico, existiendo una solución única para la trayectoria, calculable a partir de los valores iniciales en cada punto origen considerado.

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 a la misión.

Es justo reconocer que estos procesos tan complejos son hoy posibles gracias a los logros en 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 periodos del día denominados ventanas de



lanzamiento. Estos períodos 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 geostacionaria. 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.

Un proceso de lanzamiento bastante convencional es el de la denominada transferencia de Hoffman, que supone los siguientes pasos:

Disparo del conjunto lanzador-satélite desde tierra hacia el Este, aprovechando la rotación terrestre (463 m/s en el ecuador)

Colocación del satélite, junto con la última fase del lanzador, en una órbita baja de estacionamiento, con perigeo de unos 200 km.

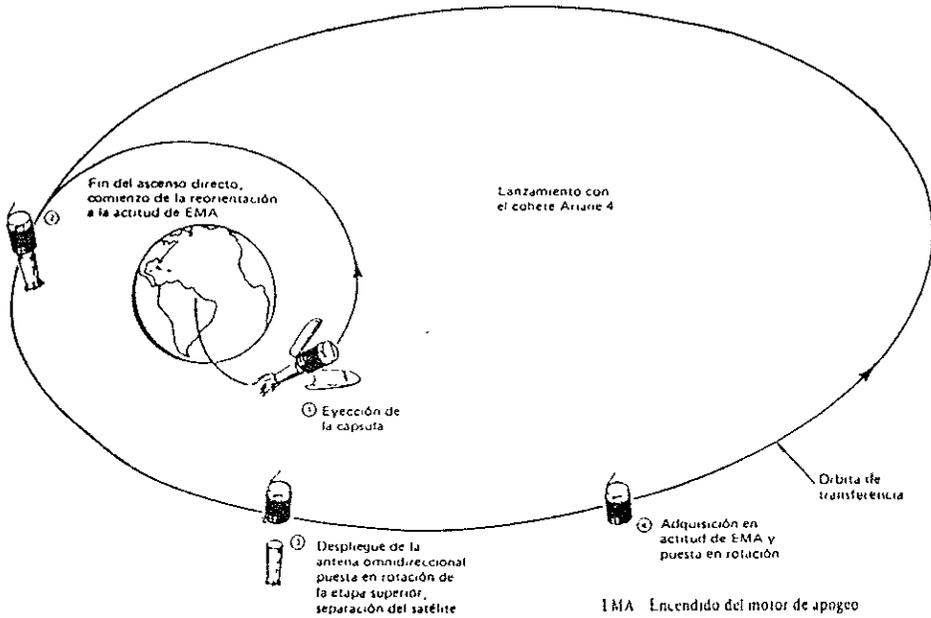


Figura 1.6 Colocación en órbita de transferencia.

Impulsión del satélite a una órbita elíptica denominada de transferencia, y cuyo apogeo es de unos 36000 km. Alcanzada esta órbita concluye el lanzamiento propiamente dicho.

A partir de la zona de apogeo de la órbita de transferencia, y utilizando el empuje del motor de apogeo integrado en el propio satélite, se realiza el viaje hasta la órbita geostacionaria definitiva.

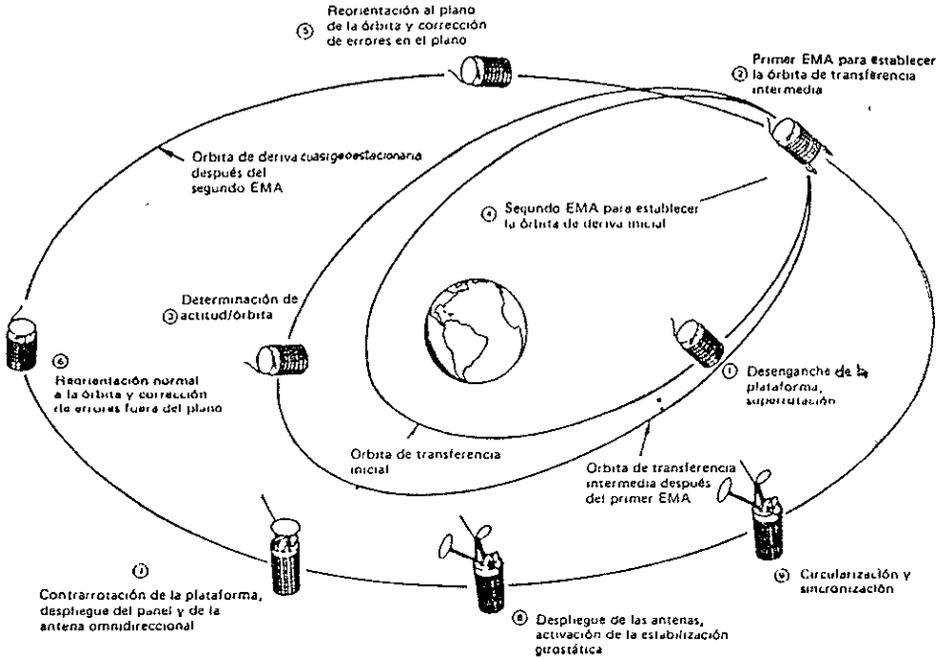


Figura 1.7 Adquisición de la órbita geosíncrona.

Valga como ejemplo el siguiente caso. Cuando en tierra se encienden sus motores y se genera el enorme empuje inicial, el lanzador es liberado de la torre o estructura complementaria e inicia un ascenso vertical que en breves segundos va tomando inclinación hacia el Este, siguiendo una trayectoria con unos 100 grados de azimut; dos o tres minutos después se apaga el motor principal de la primera fase, momentos antes de lo cual se ha alcanzado la aceleración máxima (del orden de 6 veces la de la gravedad en tierra); durante cierto tiempo, por ejemplo minuto y medio, sigue funcionando un motor de



mantenimiento hasta agotar el combustible de la fase, a los pocos segundos de lo cual se desprende ésta y se abandona.

En unos segundos se enciende la segunda fase y poco después se pueden desprender las protecciones externas que resguardan al satélite en la punta del lanzador durante el paso por la atmósfera. Esta segunda fase puede impulsar durante otros 6 minutos hasta alcanzar la órbita de estacionamiento donde se apaga su motor principal. El vuelo continúa por esta órbita durante varios minutos utilizándose otros motores secundarios de mantenimiento hasta alcanzar la posición deseada sobre el ecuador, a unos 600 km de altura.

Ahí se inicia, previa cierta reorientación si es precisa, la órbita de transferencia, y se enciende la tercera fase del lanzador que se apagará en torno a un minuto más tarde. Conseguida la órbita y antes de la separación definitiva de la tercera fase, se dedican unos minutos a reorientar el conjunto, utilizando motores secundarios para colocarlo perpendicular al plano de la órbita o, en otros casos, con la orientación que va a ser necesaria en la posterior transferencia a la órbita geoestacionaria.

El lanzador ha de operar con gran precisión para conseguir al final de su función una órbita de transferencia con la inclinación correcta, y el vector velocidad y altura en el apogeo deseados. En la altura del apogeo suele admitirse un error máximo de ± 200 km, equivalente a una precisión en velocidad de 0.05 %. En la práctica se puede conseguir el perigeo de la órbita de transferencia con un error de ± 1 km, su apogeo con ± 20 km y su inclinación dentro de ± 0.01 grados.

Durante el lanzamiento se realiza el seguimiento del lanzador por teledeteción y utilizando distintas estaciones terrenas que pudieran no ser suficientes para un enlace continuo, pero sí han de serlo para mantener el contacto durante los momentos importantes del vuelo. A veces se necesita utilizar telecontrol para



ciertas correcciones, a pesar de que el equipo del lanzador incorpora complicados sistemas automáticos de control de la trayectoria, dirigidos por los programas de vuelo preestablecidos e incorporados a sus computadores.

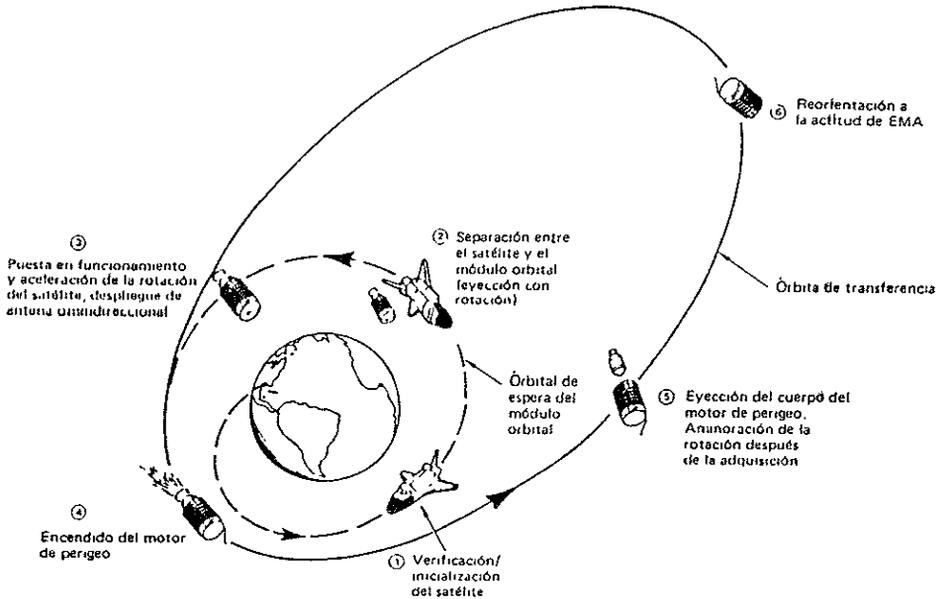


Figura 1.8 Lanzamiento con el transbordador STS.

En el caso particular de utilizarse "lanzadera", vehículo tripulado capaz de retornar a tierra al acabar la misión, el viaje hasta la órbita de estacionamiento es parecido. Es en esta órbita donde, durante uno de los pasos por encima del ecuador, se libera el satélite unido a un motor adicional, el de perigeo, equivalente a una tercera fase y encargado, por ejemplo unos 45 minutos después, de la inyección hacia la órbita de transferencia mediante una impulsión de unos 90 segundos.



En la órbita de transferencia.

Durante la órbita de transferencia el satélite se mantiene en rotación a velocidad controlada (del orden de decenas de revoluciones por minuto), como forma de determinar y estabilizar su orientación gracias a la permanencia por inercia de la dirección del eje de giro, coincidente a su vez con la dirección de la propulsión del motor de apogeo. La rotación se somete a un estricto control para evitar que se produzca movimiento de nutación.

Desde poco después de situado en la órbita de transferencia, el satélite ya dispone de una antena omnidireccional operativa, a través de la cual se pueden establecer los enlaces radioeléctricos necesarios para telemidas y telemando, y es la organización responsable del mismo la que toma la dirección de las operaciones subsiguientes a través de sus estaciones terrenas situadas adecuadamente en varios lugares del Globo. En esta órbita, cuyo plano suele formar un pequeño ángulo con el plano del ecuador (función de la latitud del lugar del lanzamiento) y cuyo período es próximo a las 12 horas, se mantiene el satélite durante unas pocas horas circunvoluciones. Durante este tiempo existe una gran actividad en los puntos de seguimiento terrenos, pues desde un principio se inician comprobaciones de muchos de los subsistemas del satélite para asegurar su buen estado tras los esfuerzos soportados en el lanzamiento.

A la vez comienza la labor de medida continua del azimut, elevación y distancia del satélite para, en un proceso iterativo de reajuste de las ecuaciones de referencia iniciales, llegar a determinar con precisión la trayectoria real de su vuelo, y conocer en cada instante su posición, muy especialmente en torno al apogeo. Cuando el satélite alcanza por tercera vez ese punto, la incertidumbre de su localización angular y de la dirección de su movimiento ya es sólo del orden de 0.001 grados, la distancia se conoce con precisión de decenas de metros y la velocidad con error de algunos centímetros por segundo.



Igualmente se recaban del satélite los datos facilitados por sus sensores de la tierra y del sol y las medidas de sus acelerómetros, de las cuales se deduce su orientación y posibles oscilaciones (nutación) en su rotación. A partir de estos datos se estima la dirección del eje del satélite y se telecomandan las maniobras de posicionado necesarias para que viaje perfectamente orientado a fin de conseguir una impulsión precisa, y en la dirección correcta, en el momento del encendido de su motor de apogeo.

El motor elevador de apogeo, integrado en el chasis o plataforma del propio satélite, sirve para enviarlo hacia la órbita geoestacionaria circular partiendo desde la órbita de transferencia, punto sobre el ecuador cuya altura es muy aproximadamente la de la propia órbita geosíncrona.

La fuerza de impulsión del motor de apogeo es muy importante, consumiéndose el material propulsor del orden del 40% del peso total del satélite al comienzo de la maniobra, y dando lugar a un incremento de velocidad de unos 1500 a 1900 m/s, dependiendo de la inclinación de la órbita de transferencia.

El encendido de este motor suele efectuarse en el tercer o cuarto apogeo de la órbita de transferencia y la maniobra puede realizarse de una sola vez, o en dos impulsiones en circunvoluciones diferentes, de modo que la medida de los resultados de la "primera" impulsión permita un conocimiento más preciso de la orientación y comportamiento reales del satélite, con el fin de conseguir una precisión óptima en la realización de la segunda impulsión, en algún caso seguida incluso de una tercera menos importante, para corregir pequeñas desviaciones.



En la órbita geostacionaria

Concluida la labor del motor de apogeo, el satélite se encuentra ya muy aproximadamente en la órbita geostacionaria 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 y valor nominal geostacionario, así como muchas otras operaciones de adecuación de la "postura" del satélite, orientándolo correctamente respecto a la tierra, desplegando y posicionando sus antenas y 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 de la órbita

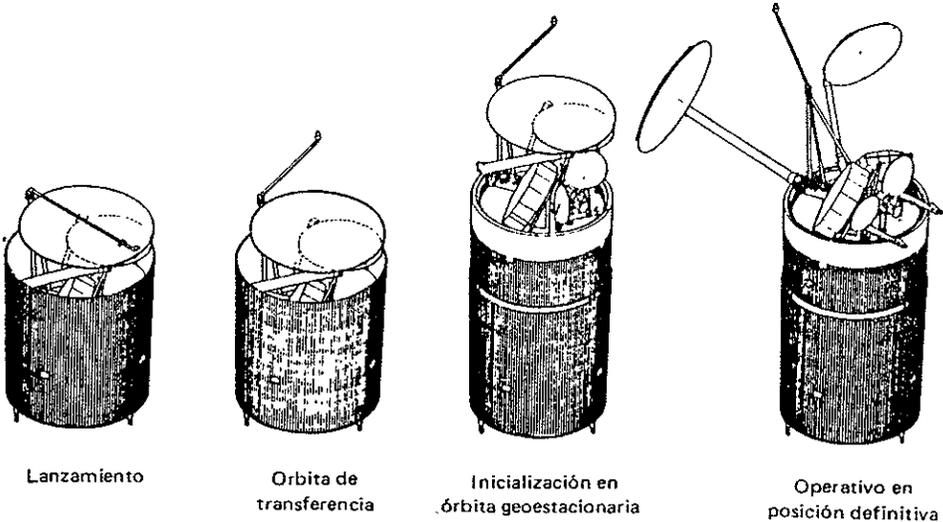


Figura 1.9 Secuencia del despliegue en órbita de los satélites Intelsat VI.



A pesar de lo costosa que resulta de alcanzar, la órbita circular geoestacionaria 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.

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



Figura 1.10 Cobertura global (ángulo de visión de 17,4 grados) desde la posición geoestacionaria de 0 grados.



La naturaleza actúa sin tregua para modificar la órbita y la postura del satélite mediante las “deformidades” del Planeta y la influencia del resto de los cuerpos celestes, en particular del sol y la luna.

La simetría imperfecta de la masa terrestre respecto a su eje debido a las cuencas oceánicas y demás irregularidades, origina un desplazamiento longitudinal Este-Oeste más o menos rápido, y en uno u otro sentido, según la situación del satélite en la órbita. En las posiciones más desfavorables la variación máxima que se produce sobre la velocidad es de unos 60 m/h cada día hacia la posición estable más próxima. En realidad existen dos posiciones orbitales estables y entre ellas dos otras dos de equilibrio inestable, donde la aceleración longitudinal es nula. Este efecto daría lugar a una oscilación lenta y amplia en torno a uno de los puntos de equilibrio estable. Para neutralizar estos desplazamientos y mantener el satélite en su posición nominal, por ejemplo, con error menor de ± 0.1 grados, se han de realizar maniobras correctoras una vez cada no más de 20 días.

El Sol y la Luna ejercen fuerzas de atracción sobre el satélite tendentes a variar el plano de su órbita. Esto se debe a que ni la eclíptica (trayectoria de la Tierra alrededor del Sol), ni la órbita de la Luna, están en el mismo plano que la órbita geoestacionaria. El efecto neto de estas fuerzas es una presesión del eje de la órbita del satélite cuyo plano va adquiriendo una progresiva inclinación, a un ritmo máximo de 0.9 grados anuales. Esta inclinación se refleja en excursiones diarias del satélite en dirección N-S. Si se permitiese evolucionar la órbita libremente bajo esta influencia, alcanzaría una inclinación máxima de unos 8 grados. Para compensar este efecto son necesarias maniobras correctoras, por ejemplo, cada 15 días si se trata de mantener la posición en el margen ± 0.1 grados de variación N-S.

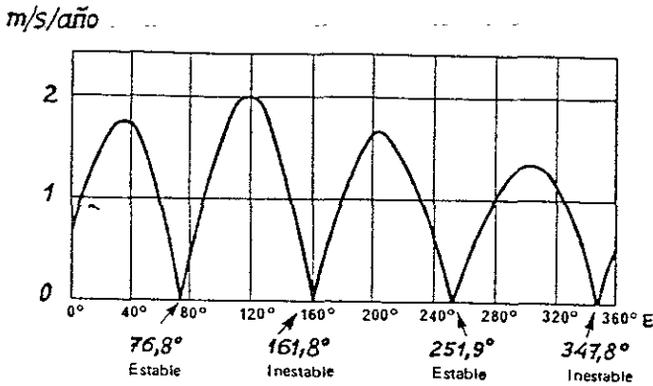


Fig 1.11 Variación total anual de velocidad E-W para mantener la posición del satélite dependiendo de su posición orbital.

Por si todo ello fuera poco, cualquier excentricidad en la órbita da lugar a oscilaciones diarias Este-Oeste que, combinadas con las debidas a la inclinación, componen la figura de la trayectoria diaria permanente del satélite "observada por las estaciones terrenas.

Hay algunos otros efectos perturbadores de importancia secundaria. La radiación solar produce una presión sobre toda la superficie iluminada del satélite que tiende a crear la excentricidad en la órbita, y como la dirección de la fuerza resultante no tiene por qué coincidir con el centro de la masa del mismo, tiende a modificar la orientación del satélite. Otra pequeña perturbación que afecta a la orientación de algunos satélites es debido a otro par de fuerzas que porque sus partes más alejadas de la Tierra sufren una atracción gravitacional "ligerísimamente inferior" a las partes más próximas. El efecto del gradiente gravitatorio es mucho menor que el de la presión solar.

De lo dicho se deduce fácilmente que los satélites han de concluir en su equipamiento medios para maniobrar en órbita. Los elementos actuadores son pequeños eyectores situados en posiciones y orientaciones cuidadosamente estudiadas y colocados con la mayor precisión. Su funcionamiento requiere el



consumo de algún tipo de agente de propulsión, y una de las limitaciones determinantes de la vida operativa de los satélites es la disponibilidad de tal elemento, cuya buena administración durante las inevitables maniobras de corrección de posición es una preocupación básica de las Organizaciones. La activación de los impulsores adecuados a cada circunstancia, bien por sistemas automáticos del propio satélite, bien desde tierra por telecontrol, se realiza durante lapsos de tiempo cuidadosamente calculados para conseguir los incrementos de velocidad precisos según el tipo de maniobra.

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 luego, entre otras, 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, durante los 7, 10 o más años de vida útil prevista.

Como indicación de orden de magnitud, las impulsiones totales a realizar en un satélite durante una vida útil de 10 años, y expresada mediante los incrementos de velocidad a que equivalen, pueden ser las siguientes:

-Compensación de errores de lanzamiento y de colocación en posición orbital.....	100 m/s
Mantenimiento posición E-W.....	25 m/s
Mantenimiento posición N-S.....	500 m/s
Total.....	625 m/s



Destaca considerablemente la importancia del gasto necesario para la corrección N-S. Una impulsión total de 500 m/s supone, para un satélite de 800 kg de masa “seca”, llevar, por ejemplo, 200 kg adicionales de hidracina al inicio de su vida en órbita.

Es de notar que en aplicaciones para servicios móviles, en cuyo caso las antenas de las estaciones terrenas ya están destinadas a un continuo reapuntamiento hacia el satélite (E/T en barcos, aviones y vehículos terrestres), puede adoptarse la estrategia de dejar que el satélite sufra libremente el error N-S. Incluso se puede introducir en su puesta en órbita inicial un error de inclinación de sentido contrario al que luego irá produciéndose. Con ello, a lo largo de la vida prevista, el error de inclinación irá pasando desde el inicial hasta el equivalente de sentido contrario, por ejemplo, desde +3 grados hasta -3 grados y sin maniobras de corrección N-S. Una inclinación de 3 grados supone una oscilación diaria N-S de 6 grados, inadmisibles para E/T fijas que no dispongan de antenas con seguimiento automático del satélite, y siempre indeseable incluso para las que lo tienen.

En el satélite la realización de los sistemas de propulsión necesarios para maniobrar son un problema trascendental, tanto en cuanto al costo que los pesos de la sustancia o sustancias consumibles, de sus depósitos y del resto de equipo relacionado implican en el lanzamiento, como por otras restricciones que inciden en la colocación de la carga útil, en la estructura y en la vida del satélite. De ahí el esfuerzo continuo en la búsqueda de nuevos medios de propulsión que supongan ahorro de peso.

La hidracina es el propulsor habitual que se consume para estas funciones. Es un compuesto líquido (N_2H_4) que, al descomponerse por métodos catalíticos o electrotérmicos, produce gases (NH_3 , N_2 y H_2). El método catalítico propicia la descomposición deseada directamente; dando lugar a temperaturas de unos 1000 grados centígrados en los gases producidos. En los impulsores electro



químicos la descomposición de la hidracina se complementa con el calentamiento por medios eléctricos de los gases resultantes hasta temperaturas superiores a 2000 grados centígrados, consiguiéndose una mayor energía impulsora. Otro sistema de eficiencia parecida a este último utiliza los mismos combustibles y oxidante empleados en el motor de apogeo.

Una opción muy diferente, en la fase de investigación y pruebas, son los motores de iones. Con ellos se espera conseguir una reducción en peso de más del 90% respecto a los sistemas tradicionales de hidracina para la aplicación concreta a las correcciones N-S.

Su funcionamiento se basa en la emisión de iones acelerados mediante tensiones eléctricas elevadas, con la misma finalidad que la eyección de gases en los impulsores normales, pero consumiendo una masa mucho menor para el mismo efecto final. Esto sólo es posible consiguiendo una velocidad de salida del gas de iones mucho mayor que la de los gases producidos químicamente.

En el motor iónico se ha de ionizar un gas como argón, xenón o incluso vapor de mercurio, y acelerarlo mediante campos electrostáticos muy intensos, proyectando los iones hacia el espacio a gran velocidad en sentido opuesto al del empuje deseado. Este flujo impulsor con carga eléctrica positiva deja cargado al satélite con otra carga negativa equivalente, circunstancia que impediría inmediatamente continuar la emisión. De ahí la necesidad de dispositivos complementarios que ermitan al espacio una intensidad equivalente de carga contraria (electrones) para neutralizar en cada instante la corriente de iones saliente.

Si se trata de utilizar N veces menos peso de elemento ionizable que de hidracina y conseguir una impulsión total equivalente, la velocidad de emisión de los iones habrá de ser N veces superior a la salida de los gases producidos



en la descomposición de dicho compuesto. Los valores prácticos de N podrían ser superiores a 20.

Evidentemente el sistema consume energía eléctrica, y la detrae de la propia fuente del satélite, por otra parte siempre calculada con condicionantes limitadores. Puesto que se ha de asumir un límite práctico en el aumento necesario de capacidad eléctrica, el nivel de potencia de la emisión de iones y, a la postre, la fuerza de impulsión alcanzables es limitada.

Como valores indicativos pueden citarse un consumo de 200 w para producir un empuje de 0.01 N, mientras que los impulsores de hidracina suelen ser de 1 hasta 25 N. Esto viene a suponer que el tiempo total de funcionamiento de un motor iónico habrá de ser de miles de horas durante la vida del satélite, lo que aumenta los riesgos de avería y plantea un difícil análisis de fiabilidad, habida cuenta de su notable complicación.

Otros aspectos por analizar y experimentar en estos sistemas son los posibles efectos radioeléctricos interferentes sobre el resto de equipos del propio satélite, el desgaste de electrodos, etc. No obstante, y a pesar de todas las dificultades, los impulsores eléctricos probablemente llegarán a ser operativos. Tienen la ventaja potencial de aprovechar energía solar (transformada en eléctrica), en lugar de la energía química específica fija de las sustancias de propulsión tradicionales, propiciando la prolongación de la vida útil y/o la reducción del peso de los satélites.

Reparando un poco en la misión real del satélite, hay que destacar la necesidad, no solo sólo de mantener al satélite en su posición orbital nominal, sino de una postura o actitud respecto a la Tierra invariable y perfectamente determinada, dado que las antenas de su carga útil han de apuntar con gran precisión hacia las áreas de cobertura deseadas donde se encuentran las E/T a las que sirve.



Para determinar en todo momento su orientación real, el satélite necesita referencias de posición. A bordo dispone de diversos elementos capaces de apreciar circunstancias externas perfectamente determinadas, valorándolas y computando el conjunto de resultados con mayor o menor complejidad. Los parámetros deducidos se contrastan con los datos memorizados de su programa de estabilización, y el sistema automático de mantenimiento promoverá las acciones precisas. Naturalmente, en tierra se conocen por telemetría esos parámetros de orientación y, en caso necesario, también se pueden promover las acciones correctoras por telemando.

Como elementos de captación de referencias se pueden citar sensores que determinan la posición del Sol, sensores de la radiación infrarroja de la Tierra que permiten localizar los bordes del disco terrestre (horizonte), detectores del magnetismo terrestre, medidores del gradiente de gravedad, dispositivos inerciales como giroscópicos y acelerómetros que detectan variaciones de la dinámica del satélite, etc.

Para mantener el apuntamiento hacia sus áreas de servicios con máxima precisión, los satélites pueden incorporar sistemas adicionales de puntería apoyados en la detección de señales piloto emitidas permanentemente desde un punto fijo en tierra. Si se envían señales piloto desde dos puntos fijos separados, existe la posibilidad adicional de detectar el error de guiñada (giro en torno al eje satélite-tierra).

En los sistemas de autoestabilización que incorporan los satélites se utiliza a menudo la propiedad del mantenimiento de la dirección del eje en volantes de inercia girando a gran velocidad. El mismo efecto inercial aplicado a una parte del cuerpo del propio satélite con giro alrededor de un eje N-S, mantiene con rigidez esta dirección.



Cualquier par de fuerzas perturbador sobre el satélite que tienda a modificar la dirección de un eje estabilizado inercialmente, hace que aparezca un movimiento adicional de precisión (el cabeceo del trompo), que ha de amortiguarse, ya sea pasivamente mediante el rozamiento de líquido (la hidracina, por ejemplo) o bolas dentro de contenedores y conductos adecuados, o utilizando elementos oscilantes con piezas magnéticas que inducen corrientes parásitas en partes metálicas fijas (disipando energía), o de modo activo mediante accionamiento de impulsores. La utilización de varios volantes de inercia en agrupamientos adecuados según dos o tres ejes perpendiculares, junto con dispositivos para intercambiar o modificar sus momentos cinéticos, son otro medio para generar los pares netos correctores que precise en cada instante el satélite.

Los paneles solares también precisan orientarse automáticamente para conseguir en cada momento su máximo rendimiento, presentando siempre la máxima superficie frente a la radiación solar.

El entorno físico del espacio

El ambiente en que se mueven los satélites en su órbita es aerodinámicamente perfecto, pues no sufren rozamiento ninguno pero, sin embargo, en él se encuentran totalmente desprotegidos frente a los rayos ultravioleta y otras radiaciones, y frente a partículas veloces y meteoritos al no contar con el escudo atmosférico. Tampoco gozan de la función termoamortiguadora del aire frente a las grandes variaciones de temperatura causadas por el calor recibido directamente del sol y por el frío del espacio presente en la sombra.

El satélite necesita llevar protegidos los sistemas electrónicos y los materiales susceptibles de sufrir la acción química de las radiaciones procedentes del sol. Para ello se utilizan pantallas metálicas adecuadas, pero aun así electrones, protones y neutrones dotados de energías a veces altísimas, al incidir sobre las



panfallas producen efectos secundarios, como pueden ser emisiones de electrones e incluso de rayos X, capaces a su vez de penetrar en el interior del satélite.

En el ambiente enrarecido del espacio existe una bajísima densidad de partículas, de 1 a 100 iones de hidrógeno o helio por centímetro cúbico, lo que supone un vacío prácticamente absoluto. Esta ausencia de presión ambiental propicia en los materiales del satélite la liberación de gases ocluidos en su masa causando, de paso, cierto desprendimiento de átomos metálicos que, a su vez, pueden ir a contaminar otros elementos. Para prevenir estos efectos, los componentes del satélite se desgasifican y/o metalizan dentro de cámaras de vacío.

La electrización estática también merece atención. Ya constatada por Tales (640-550 a de C.), la experimentamos cotidianamente, dada la abundancia de materiales que nos rodean propensos a este fenómeno. En los circuitos electrónicos buena parte de los elementos activos semiconductores, particularmente los circuitos integrados más complejos, se inutilizan o "enloquecen" cuando los delgados aislamientos que separan sus microscópicos elementos no aguantan los intensos campos eléctricos espurios originados por esas cargas estáticas, si se acumulan en sus proximidades. Evidentemente, esto puede dar al traste con el equipo más complejo.

Pero la carga electrostática no sólo se produce por fricción. Ya en 1970 se pudo detectar que en los satélites americanos ATS llegaban a producirse tensiones electrostáticas de miles de voltios. Desde entonces se han atribuido a estos fenómenos numerosos comportamientos anómalos de satélites (en algún caso con consecuencias fatales).

Las descargas eléctricas a que dan lugar estas diferencias de potencial electrostático producen interferencias electromagnéticas, induciendo tensiones



en los cableados de los circuitos electrónicos del satélite, y produciendo conmutaciones y respuestas indeseadas en sus componentes que pueden incluso resultar averiados.

En el espacio, a la altura de la órbita geoestacionaria, existen protones y electrones libres (plasma sin carga neta en su conjunto) en una concentración muy pequeña, pero con energías cinéticas equivalentes a las adquiridas bajo diferencias de potencial de unos cientos a unos miles de voltios. La distinta velocidad con que se mueven las cargas (los electrones unas 40 veces más rápidamente que los protones, para una misma energía cinética), dan lugar en la práctica a que la superficie del satélite acabe adquiriendo un exceso constante de carga negativa. En cambio, la superficie iluminada por el sol sufre la incidencia de su flujo de fotones que arrancan electrones de la misma a un ritmo superior al del efecto de captación de electrones citado, dando lugar a carga neta positiva en dicha zona.

Si bien el ambiente iluminado por el sol adquiere una carga neta ligeramente positiva, la carga neta es negativa en los períodos de eclipse (como máximo durante 72 minutos en los días en torno al 20 de marzo y al 23 de Septiembre).

Los satélites se protegen mediante pinturas y recubrimientos, incluso transparentes (caso de los paneles solares), que son conductores eléctricos, y se interconectan entre sí para evitar que se produzcan diferencias de potencial eléctrico por cargas estáticas superficiales.

Los satélites geoestacionarios en su movimiento orbital no recorren un espacio uniforme en cuanto a la densidad y características del plasma. Apenas hace 30 años se creía que la Tierra daba lugar a un campo magnético bipolar, con simetría de rotación según el eje de los polos magnéticos, y cuya intensidad se debilitaba uniformemente en todas las direcciones hacia el vacío.



Las medidas realizadas mediante los propios satélites han demostrado que el Sol emite continuamente una corriente de plasma (el viento solar) a velocidades en torno a los 400 km/s (1 440 000 km/h) que "presiona", "deformándola", la distribución del campo magnético terrestre. Esto da lugar a diferencias en el magnetismo y en el plasma en la región situada entre la Tierra y el Sol respecto a la zona opuesta detrás de la Tierra, por donde el campo magnético se extiende como "estela arrastrada por el viento". La situación no es estable sino que se produce un forcejeo constante entre el campo magnético y el viento solar. Este último puede alcanzar picos de velocidad de 1500 km/s, con protones de 0.4 millones de electrón-voltios (MeV) y partículas alfa de más de 1 MeV. Estos efluvios tan intensos ocurren sólo una vez en varios años, pero pueden degradar el funcionamiento de los paneles solares hasta en un 10 a un 20%.

La zona próxima a la Tierra en la que el campo magnético mantiene su prepotencia se denomina magnetosfera y la zona límite externa donde el viento solar establece su "superioridad" es la magnetopausa. Cuando el Sol produce una ráfaga intensa de su "viento", el cambio que causa en la forma de la magnetosfera se manifiesta en las auroras (fenómenos luminosos producidos por partículas energéticas tales como electrones de 10 keV), junto con perturbaciones sobre las radiocomunicaciones, así como en variaciones del campo magnético, a veces tan intensas que llegan a disparar los dispositivos de seguridad de las redes nacionales de distribución de energía eléctrica. (Se cree que esta actividad solar incide directamente en los comportamientos de la meteorología y, a su través, en la periodicidad de las sequías.)

Ciertamente en este campo aún quedan lagunas de conocimiento. No se sabe con certeza cómo adquieren su enorme energía (por ejemplo 40000 eV) las partículas atrapadas en la magnetosfera por el dipolo magnético terrestre, y que constituye los cinturones de Van Allen situados entre 2000 y 25000 km o más de la Tierra. En los cinturones de Van Hallen la densidad de partículas es baja,



pero pueden penetrar dentro del satélite y causar daños por radiación. Los satélites sólo atraviesan estas zonas en sus órbitas de transferencia, no obstante lo cual se tienen muy en cuenta en su protección.

A mayor altura que los cinturones, la plasmosfera presenta un plasma de energía relativamente baja.

Los satélites geoestacionarios orbitan en la magnetosfera externa, por encima de los anillos de Van Hallen y de la plasmosfera.

Por si fueran pocas las dificultades que se plantean para la protección de los satélites contra las radiaciones y las cargas estáticas, el problema térmico viene a complicar el panorama, imponiendo a las superficies externas otra serie de condiciones adicionales en cuanto a emisividad y reflectividad térmicas.

Se comprende que existan problemas térmicos simplemente considerando que el satélite está sometido a la radiación directa del Sol (1353 W/m^2).

El Sol radia aproximadamente como un cuerpo negro a una temperatura de 6000 K ; el satélite suele calcularse para una temperatura de funcionamiento de la carga útil de unos 300 K , y el fondo del espacio se presenta como un "sumidero" negro para la radiación, con una temperatura equivalente de unos 3 K .

Al no existir ningún mecanismo de intercambio de calor por convección en torno al satélite, las zonas de éste que reciben la luz del Sol tienden a alcanzar elevadas temperaturas, y las que están en el lado opuesto pierden su calor por radiación hasta llegar a temperaturas bajísimas.

En el propio satélite algunos elementos como los amplificadores de alta potencia producen calor, y tampoco hay aire para refrigerarlos.



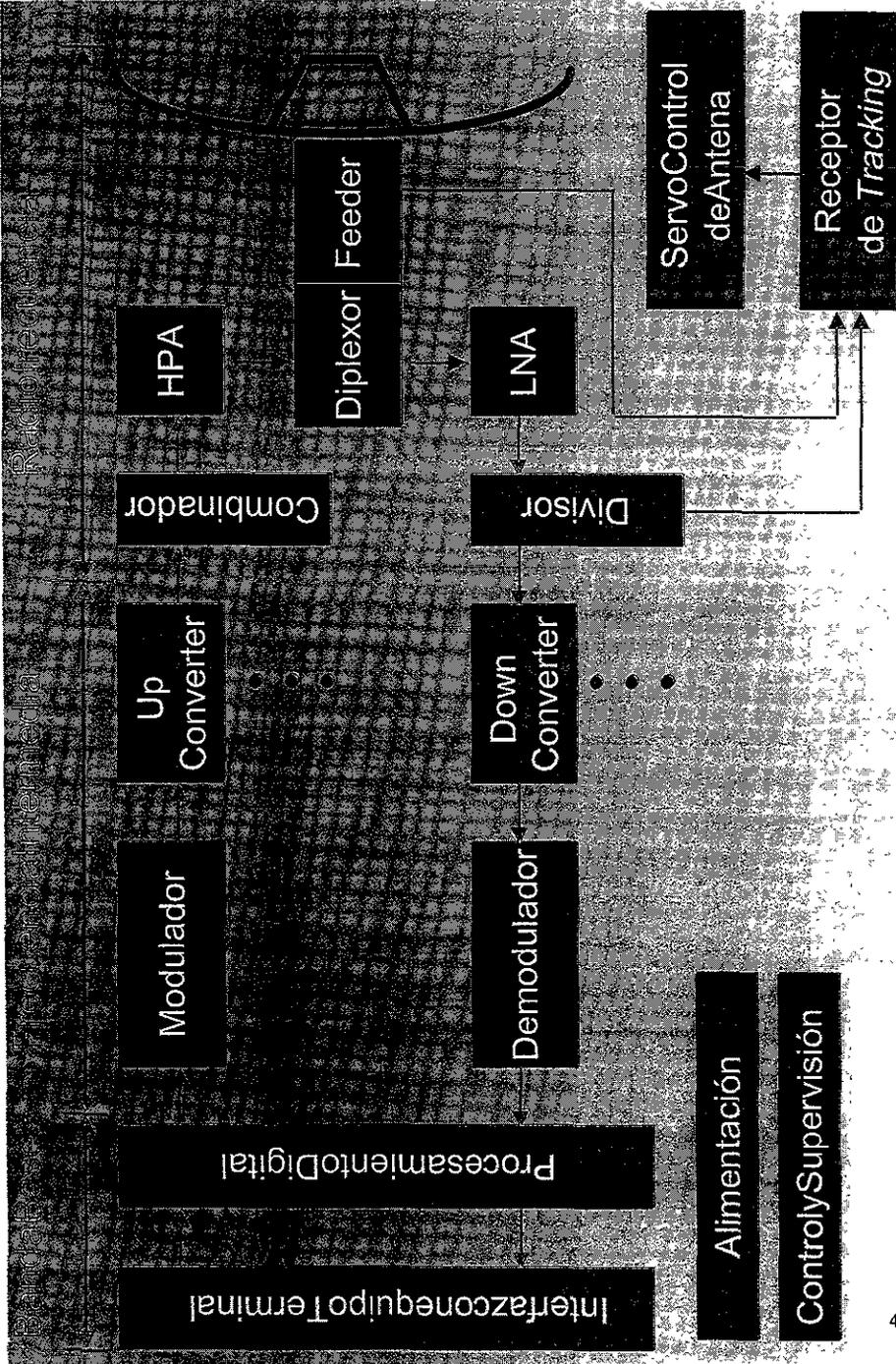
Sin embargo, todos los dispositivos eléctricos e incluso mecánicos, tienen unos márgenes de temperaturas de funcionamiento relativamente estrechos si se *comparan con las variaciones térmicas extremadas del espacio*. Las diferencias de temperatura extremas pueden producir problemas mecánico-estructurales con deformaciones, efectuando a la precisión de las formas de las antenas, o dificultando el funcionamiento de elementos móviles por el comportamiento de los lubricantes, etc.

El satélite se acondiciona mediante todo un sistema de control térmico, que incluye elementos de transporte del calor entre diversas zonas, recubrimientos *superaislantes, superficies radiantes, reflectoras e incluso elementos calefactores eléctricos*.

Entre los muchos materiales y elementos de características térmicas sorprendentes desarrollados para afrontar los enormes problemas planteados por la "gestión" del calor en los satélites, destacan sin duda los "conductos térmicos". Estos dispositivos desarrollan una enorme conductividad térmica, siendo elementos pasivos y fiables mucho más ligeros que las estructuras *metálicas convencionales necesarias para una función equivalente*. Se basan en procesos de evaporación, condensación y retorno capilar de fluidos en circuito cerrado, permitiendo prestaciones tan especiales como la transmisión de 15 W a 3 m, por una diferencia de temperatura de 1 grado centígrado entre extremos, y con un peso total de 0.22 kg. Una barra de cobre de iguales dimensiones pesaría cinco veces más, y precisaría una diferencia de temperatura de 3000 grados centígrados entre sus extremos para una misma velocidad de transporte de calor.



Esquema del equipo terrestre.-





Procesamiento en banda base

Formateo del tren de bits.-

Se adapta el flujo constante de entrada a las características de la transmisión satelital. Por ejemplo en TDMA se forman las tramas mediante ráfaga de bits.

Sincronización

Se requiere para posicionar y extraer adecuadamente las ráfagas de bits dentro de la trama de TDMA, por ejemplo.

Codificación y decodificación

La información se codifica mediante códigos convolutivos tales como el FEC para mejorar la BER del enlace y tolerar mejor al ruido

Modulación/Demodulación

Se requiere un modulador y un convertidor de subida para cada portadora

La modulación se efectúa sobre una portadora de frecuencia intermedia, normalmente de 35, 70 ó 140 Mhz

Las modulaciones más comunes son:

2PSK, conocida como BPSK

4PSK, conocida como QPSK

8PSK

16psk

Las modulaciones más complejas no se emplean debido al bajo nivel de señal que se recibe en los sistemas satelitales.



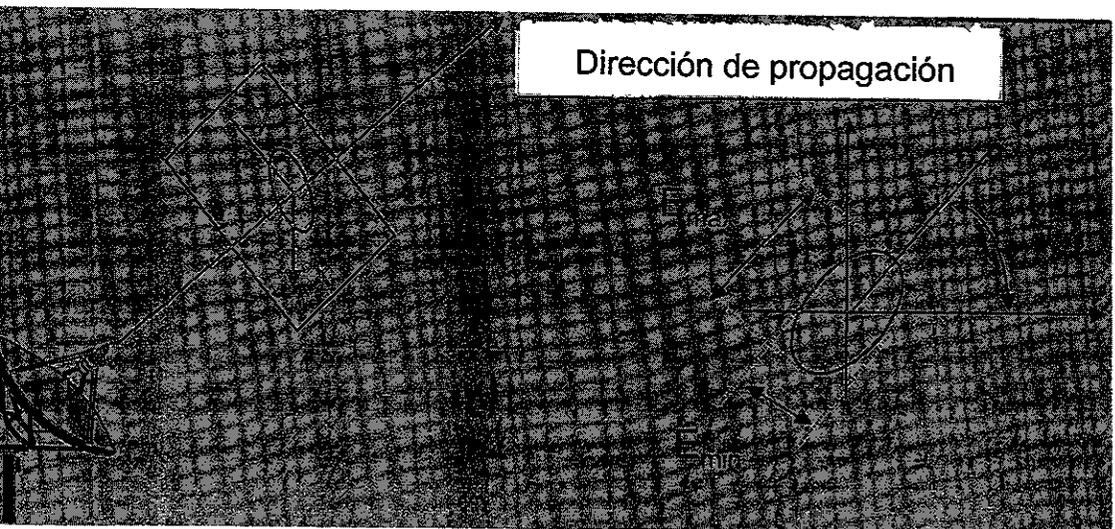
Polarización

La polarización se refiere a la dirección de la variación del vector del campo eléctrico en una onda electromagnética

Tipos de polarizaciones

Polarización Elíptica, Polarización Vertical, Polarización Horizontal, Polarización Circular Derecha y Polarización Circular Izquierda.

El caso más general es el de la polarización elíptica del cual pueden derivarse todas las demás.





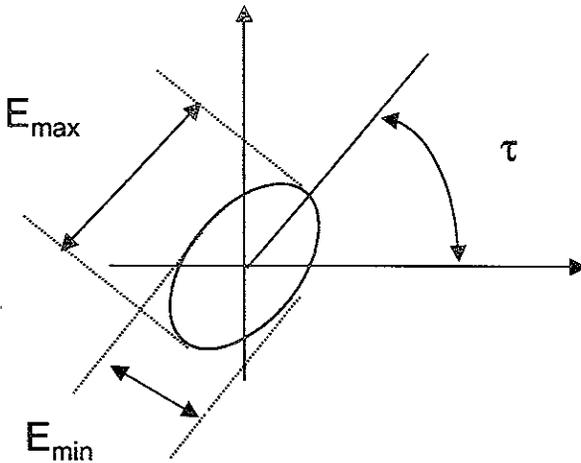
Polarización elíptica

En Polarización Horizontal y Vertical, RA=infinita

En Polarización Circular, RA=1

Derecha.- Giro a favor de las manecillas del reloj viendo en la dirección de propagación.

Izquierda.- Giro en contra de las manecillas del reloj viendo en la dirección de propagación.



$$\text{Razón Axial} = E_{\max} / E_{\min}$$

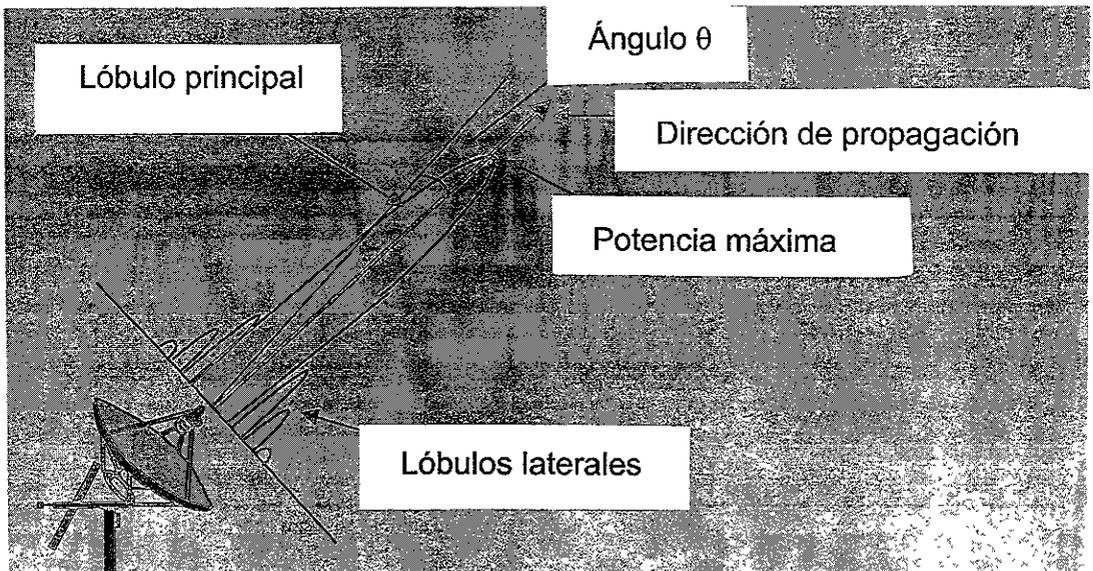
τ .- ángulo de inclinación de la elipse



Patrón de radiación

El patrón de radiación deberá ser estrecho para permitir una proximidad adecuada entre los satélites de la órbita geoestacionaria

Los lóbulos laterales son parte de los defectos de la antena deben de mantenerse dentro de ciertos límites para controlar las interferencias.





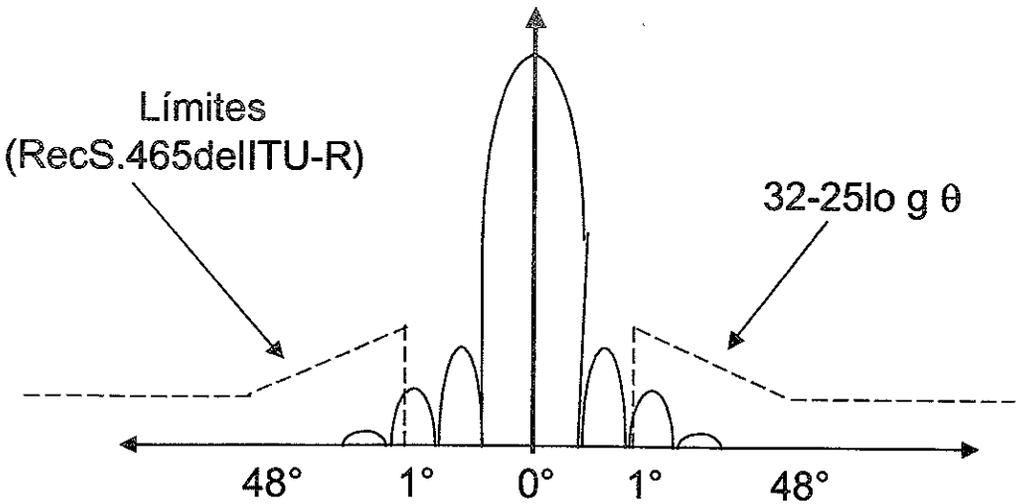
Límites para el patrón de radiación

Hasta 1995 se aplicó la Rec S.465. Actualmente se encuentra vigente la Rec. S.580 del ITU-R

Para Antenas con $D/\lambda > 150$, el 90% de los picos en los lóbulos laterales no tendrán una ganancia mayor a $G = 29 - 25 \log \theta$

Para Antenas con $50 < D/\lambda < 150$, en las mismas condiciones $G = 32 - 25 \log \theta$

D: diámetro de la antena λ : Longitud de onda de operación.





Reutilización de frecuencias

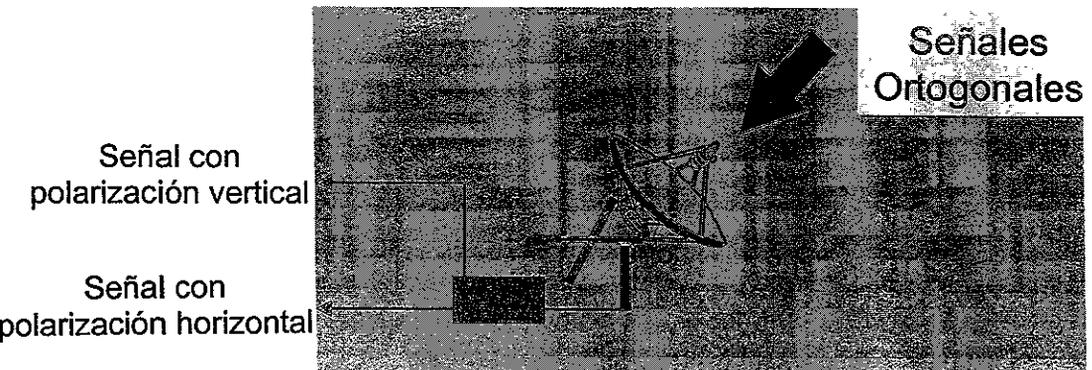
En cada puerto se recibe una señal con la polarización esperada (copolarized) y, debido a imperfecciones, residuos de la señal con polarización opuesta (cross-polarized)

La capacidad del sistema para separar las señales se conoce como XPD (cross-polarization discrimination)

Se calcula:

$$\text{XPD} = 20 \log \left(\frac{R_A + 1}{R_A - 1} \right)$$

Para R_A menores a 3 dB: $\text{XPD} = 24.8 - 20 R_A \log(R_A)$





Tipos de antenas

Antenas tipo foco primario (Axisymmetric)

- Antena Parabólica
- Antena Casse grain
- Antena Casse grain alimentada con guía de onda de haz con 4 reflectores
- Antena Gregoriana

Antena tipo "offset"

- Antena Parabólica
- Antena Torus
- Antena Casse grain
- Antena Gregoriana

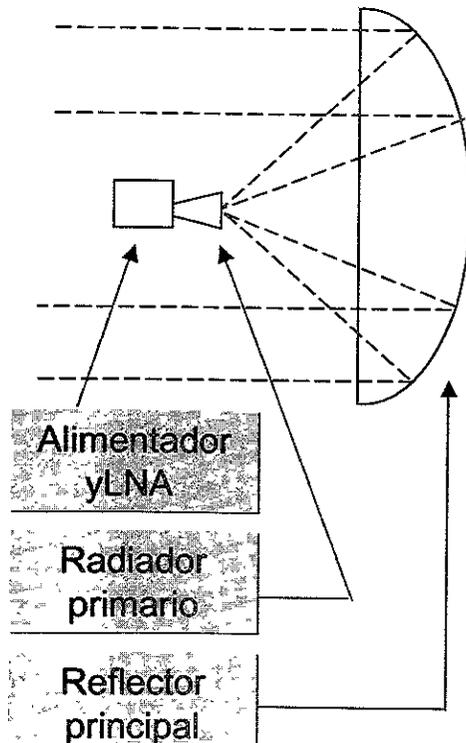
Antena Parabólica

Configuración simple

Alta temperatura de ruido al "spill-over" sobre el reflector

Dimensiones de 3 a 30m

Aplicación en estaciones terrenas





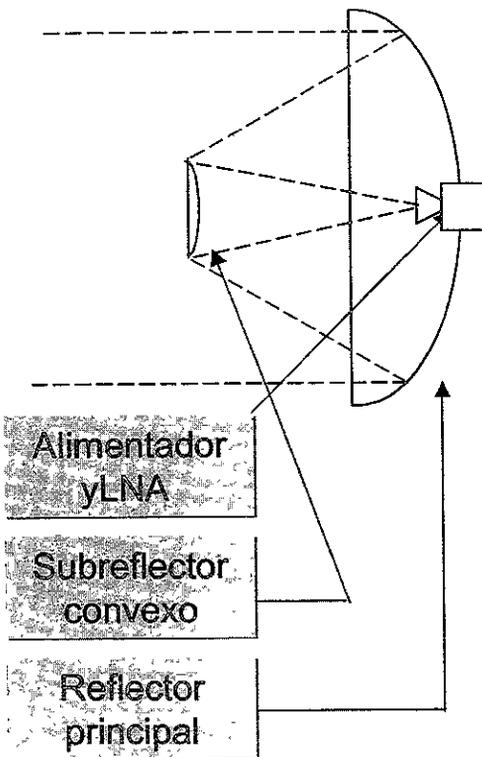
Antena Cassegrain

Emplea un subreflector convexo (Cassegrain)

Alta eficiencia y baja temperatura de ruido

El alimentador y el LNA se pueden instalar detrás del plato para facilidad de acceso.

Aplicación para estaciones terrenas medias.





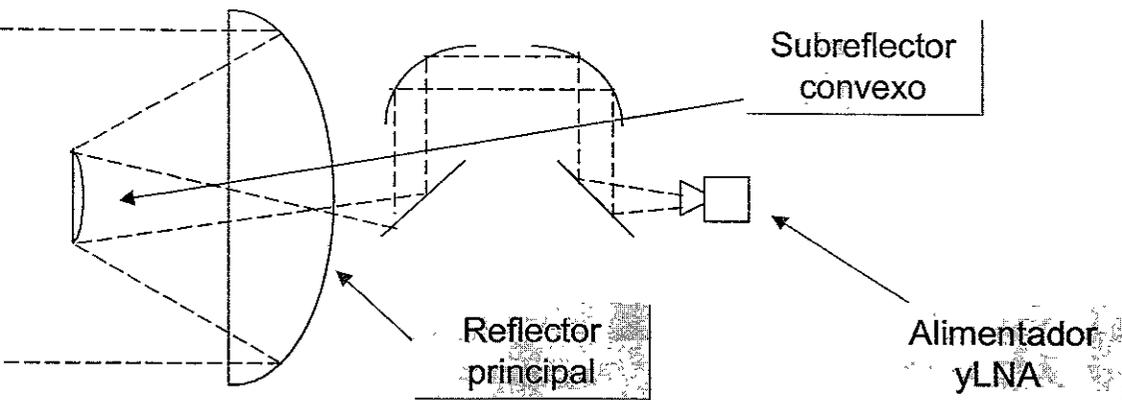
Antena Cassegrain II

Acoplamiento sencillo en los conectores en el que se minimizan atenuaciones

Alta eficiencia y baja temperatura de ruido en un ancho de banda grande

El alimentador y el LNA se pueden instalar en el interior para protección y facilidad de acceso

Aplicación para estaciones terrenas grandes ($D/\lambda = 500$)





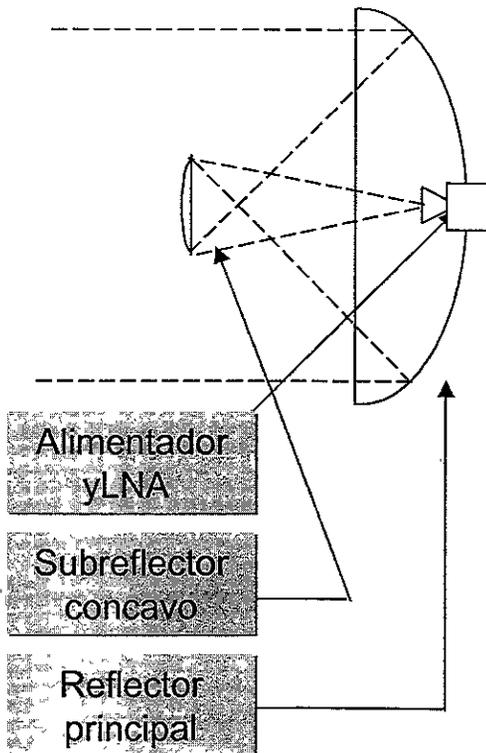
Antena Gregoriana

Emplea un sub reflector cóncavo (Cassegrain)

Alta eficiencia y baja temperatura de ruido

El alimentador y el LNA se pueden instalar detrás del plato para facilidad de acceso

Aplicación para estaciones terrenas medias



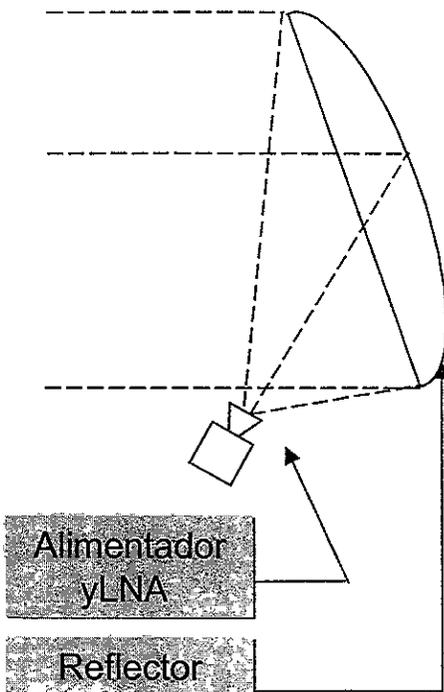


Antena Parabólica con offset

Excelente patrón de radiación y bajo ruido debido a que el alimentador ya no bloquea a la señal.

Excelente ROE (Razón de Onda Estacionaria o VWSR : relación entre las magnitudes de una onda emitida y la reflejada)

Aplicación como estación terrena pequeña





Antena Torus

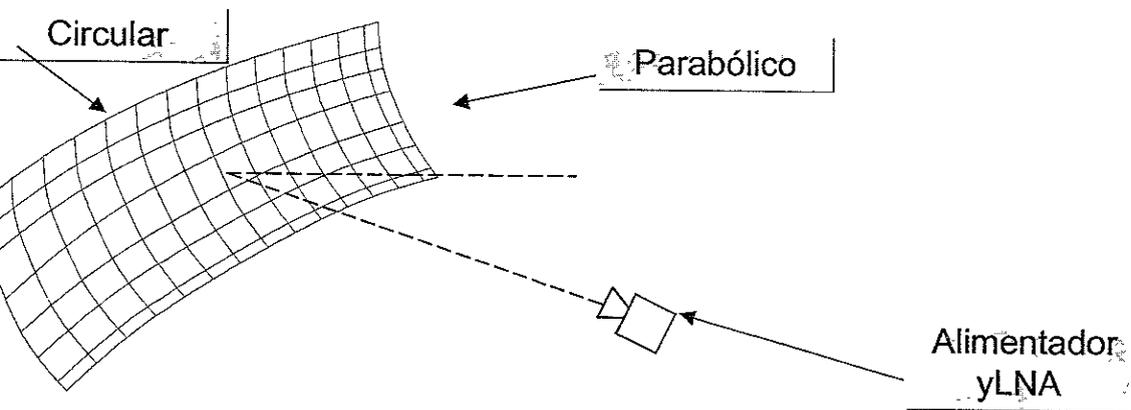
Sigue a un satélite geostacionario sin mover su reflector principal

Ajuste del haz moviendo sólo el alimentador

Patrón de radiación pobre

Posibilidad multihaz con varios alimentadores

Aplicación como antena para recibir varios satélites simultáneamente





Antena Cassegrain con offset

Reflector secundario convexo

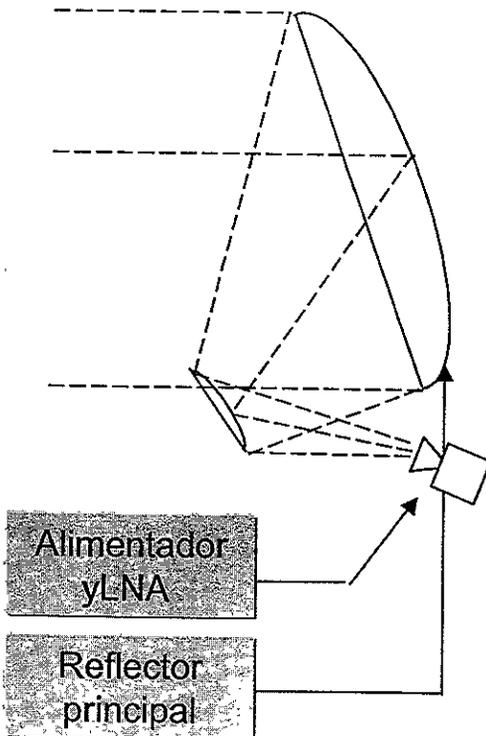
Excelente patrón de radiación y bajo ruido debido a que el alimentador ya no bloquea a la señal

Excelente ROE

Alta eficiencia y bajo ruido

Alimentador y LNA se pueden instalar en el interior

Aplicación como estación terrena media.





Antena Gregoriana con offset

Reflector secundario cóncavo

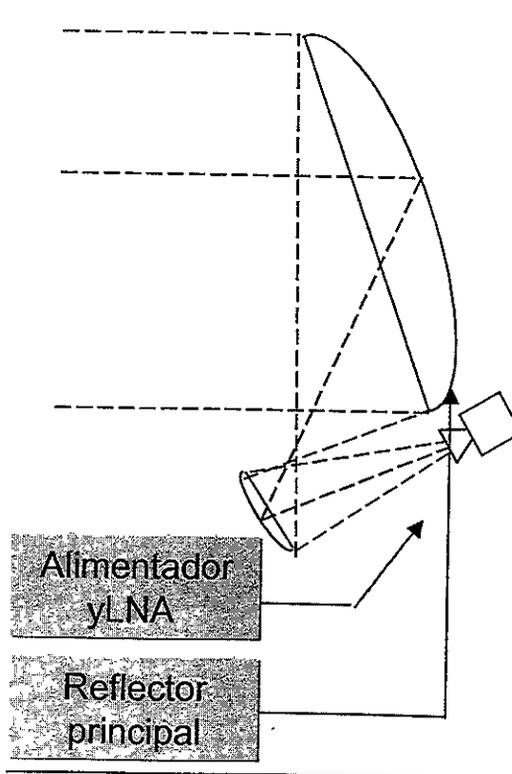
Excelente patrón de radiación y bajo ruido debido a que el alimentador ya no bloquea a la señal

Excelente ROE

Alta eficiencia y bajo ruido

Alimentador y LNA se pueden instalar en el interior

Aplicación como estación terrena mediana





Ejemplo de Antena para Banda KU

Antena ES37 Marca Andrew

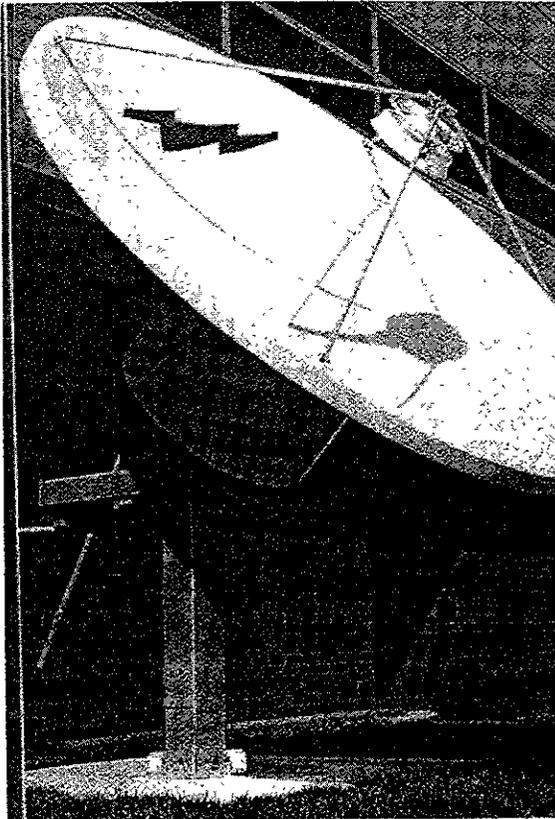
Cumple con las normas de Intelsat E1, y F-1

Sistema de doble reflector tipo gregoriana

Paneles elaborados con aluminio de precisión y ajustables independientemente

Aplicación como estación terrena en banda C/Ku, de propósito general

Se le puede añadir motor para funciones de tracking



**ESTA TESIS NO SALE⁵⁹
DE LA BIBLIOTECA**



Consejos de selección

Consideraciones costo desempeño

Costo de la antena = alimentador + $a \times D$ a la b , donde a depende del tipo y eficiencia de la antena, D es el diámetro y $b = 2.5$ (ITU-R)

Costo del NA, el cual aumenta rápidamente al desear menor temperatura de ruido

Costo del HPA, el cual aumenta de acuerdo a la potencia de salida deseada. Para una PIRE deseada se deben combinar los costos del HPA y de la antena

Antena con / sin sistema de rastreo tracking)

Conservación de la órbita geoestacionaria

Consideraciones mecánicas y ambientales

Resistencia al viento en operación y supervivencia

Tipos de amplificadores de potencia

Onda viajera (TWT, Travelling Wave Tube)

Klystron

Estado Sólido (SSPA, Solid State Power Amplifiers)

Parámetro de desempeño:

Ganancia vs frecuencia

Intermodulación

Distorsión de retardo de grupo

Conversión AM/PM

Emisiones fuera de banda

Señal AM residual



Amplificadores de onda viajera TWT

Ancho de banda amplio, de hasta 500MHZ, por lo que no requiere de sintonización

Se pueden emplear para transmitir varias señales simultáneamente, cuidando la intermodulación

Algunos emplean una guía de onda helicoidal para amplificar la señal

Se utilizan siempre que se requiere flexibilidad en el manejo de las frecuencias

Amplificadores de Klystron

Funcionan mediante una o dos cavidades resonantes que van amplificando consecutivamente a la señal

Trabajan en bandas estrechas (40 MHz a 6 GHz, 80 MHz a 14 GHz)

Requieren de sintonización a la frecuencia central

Más económico que los TWT

Alta eficiencia, del orden del 30%

Amplificadores de estado sólido

Potencias pequeñas

5W a 6GHz

2W a 14GHz

Se emplea en estaciones pequeñas y con satélites que cuenten con transpondedores de alta ganancia

Se construyen a base de transistores de efecto de campo (FET, Field effect transistors) deGaAs

Tienen mejor linealidad que los amplificadores de tubo por lo que se requiere menor back-off en la transmisión de varias portadoras

Tienen buena eficiencia, ya que consumen poca energía

Buena confiabilidad y bajo costo



Amplificadores de bajo ruido

Debe conectarse prácticamente en forma directa con el alimentador de recepción delantera

Debe tener un ruido propio muy bajo

Existen de dos tipos:

Amplificadores Paramétricos

Emplean un Varactor que al ser excitado con una frecuencia más alta que la de la señal de entrada, se presenta como una resistencia negativa y amplifica la señal

Para mantener la temperatura física del LNA se emplea uno de los siguientes métodos: refrigeración criogénica, enfriamiento termoeléctrico y compensación de temperatura.

Amplificadores de FET

Emplean FETs de GaAs

Se alimentan con DC. Son más estables y menos sensibles a los cambios de impedancias

Pueden operar en anchos de banda más amplios



Glosario

CDMA.- Acceso Múltiple por División de Código.

FET.- Field Effect Transistor.

INTELSAT.- Organización Internacional de Telecomunicaciones por Satélite.

Lóbulos laterales- Parte de los defectos de la antena.

Orbita Geoestacionaria.- Órbita situada en el plano ecuatorial, localizada a una distancia de 35 788 km sobre el nivel del mar (conocida también como cinturón de Clark).

Polarización- Dirección de la variación del vector de campo eléctrico en una onda electromagnética.

RA.- Razón Axial.

ROE.- Razón de onda estacionaria.

SSPA.- Solid State Power Amplifiers.

TDMA.- Acceso Múltiple por División en el Tiempo.

Transpondedor.- Trayectoria de cada repetidor comprendiendo todos sus equipos, desde la salida de la antena hasta la entrega de la transmisión

TWT.- Travelling Wave Tube.



UIT.- Unión Internacional de Telecomunicaciones

XPD.- (cross-polarization discrimination) Capacidad del sistema para separar
Señales



Conclusiones

Nos podemos dar cuenta que el mundo cada vez se está globalizando más, esto nos da a entender que independientemente del punto donde estemos localizados, tendremos un enlace con el cual podemos estar perfectamente comunicados con cualquier otro punto del planeta tierra y lo que nos hace visibles es gracias a un artefacto llamado satélite.

La tecnología que implica la puesta en órbita de los satélites involucra muchas ciencias para su correcto desempeño en el espacio, ya que los satélites están expuestos a demasiadas inclemencias del espacio lo que los hace susceptibles a fallar y por tal motivo necesitan en su construcción los máximos avances en tecnología.

Los servicios que pueden ofrecerse a través de los satélites son innumerables y en gran medida dependen de la iniciativa de cada uno de los sectores del país, además del apoyo que el sistema de satélites puede significar para los programas de descentralización de funciones y servicios de las dependencias del Gobierno Federal, cada una de las cuales podrá desarrollar los proyectos de mejoramiento y expansión de sus servicios.

En el caso del sector Salud, por ejemplo, es posible coadyuvar para la actualización de los profesionales de la medicina, técnicos y auxiliares, a través de programas transmitidos a los distintos hospitales del país.

La educación elemental puede hacerse llegar a los lugares más aislados, a pesar de la distancia y accidentada orografía de nuestro territorio, a través de señales de video.



La utilización del sistema y la instrumentación de nuevos servicios dependen, en gran medida, de las necesidades sociales y del interés de los sectores de la sociedad mexicana para satisfacer la demanda.

La tecnología de los satélites representa un avance importante para el desarrollo económico y social de este.

Por otra parte, México, con esta moderna tecnología de los satélites impulsará el desarrollo de su industria electrónica nacional, por la alta demanda de estaciones terrenas acondicionadas con equipo de transmisión y recepción de televisión, datos y telefonía.

En este trabajo se ha expuesto en forma breve los mecanismos y técnicas para poner en órbita a los satélites y aunque la parte del segmento terrestre también se menciona, existen técnicas de acceso a los satélites en el momento en que están siendo utilizados y se están aprovechando sus bondades.

Actualmente los satélites se están convirtiendo en algo vital para el desarrollo del ser humano sobre la tierra.



BIBLIOGRAFIA

Los Satélites de Comunicaciones

J.J.G. Ruíz de Angulo

Marcombo 1989

Satellite Communications

Edward W. Ploman

Ediciones G. Gilli, S.A.

Satellite Communications

Timothy Pratt

Charles W Bostian

John Wiley & Sons

<http://explorador.lander.es/Informatica/Telecomunicaciones/Radio/>

<http://www.intelsat.int/>

<http://www.eutelsat.org/>