

COMUNICACIONES SATELITALES

La idea de establecer comunicaciones mediante el uso de satélites artificiales que ocupen una posición tal en el espacio que al observarlos desde la Tierra parezcan fijos, surgió ya desde antes de los años 50, en el siglo XX. Indudablemente, un sistema tal traería grandes ventajas en las comunicaciones, y en principio, teóricamente, con sólo tres satélites en órbita sería posible mantener comunicado todo el planeta.

Esta idea era realmente muy buena pero debían cumplirse una serie de requisitos para que el satélite se viera fijo desde la Tierra, es decir, para que el satélite fuera geoestacionario. Debía desplazarse en el mismo sentido de rotación de la Tierra, completar una vuelta cada 24 horas y esto implicaba tener al satélite a una altura de casi 36.000 km, en órbita circular, girando a una velocidad de 3.075 m/s. La órbita que hace cumplir al satélite con estos requisitos se llama **órbita geoestacionaria**, muchas veces también conocida como órbita de Clarke. La Figura 1 describe este movimiento.

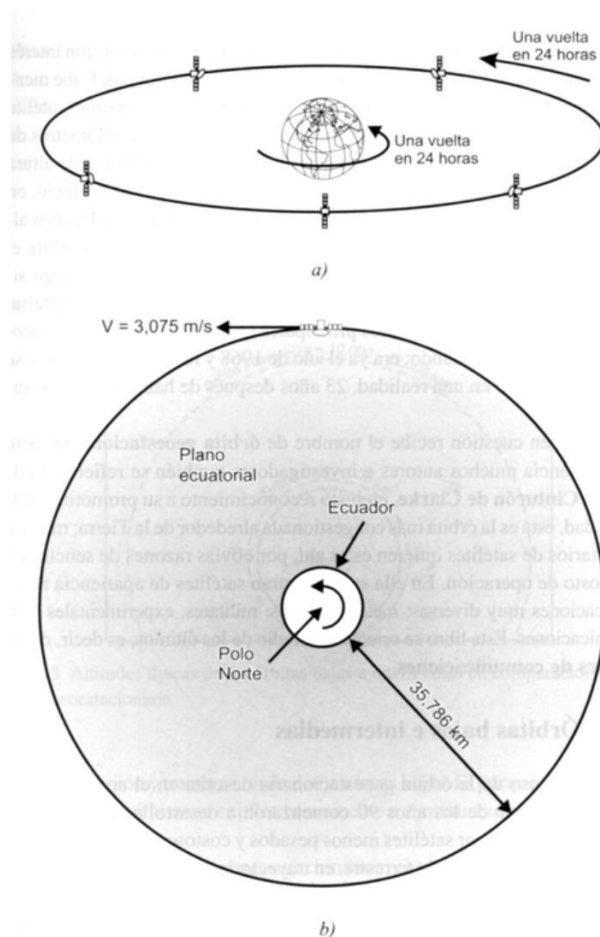


Figura 1. Órbita geoestacionaria. El satélite gira sobre una órbita ecuatorial.
(a) Vista lateral. (b) Vista superior.

Estas ideas que comenzaron a gestarse por allá por 1945 parecían difíciles de llevar a cabo (de hecho por aquel entonces aún no se había lanzado ningún satélite artificial de ningún tipo) aunque finalmente sí se logró y hoy día las comunicaciones satelitales están presentes en la vida cotidiana.

Además de los satélites de órbitas geoestacionarias (muchas veces llamados satélites GEO), en los años 90 comenzaron a desarrollarse proyectos para colocar satélites a altitudes más bajas, llamados satélites de órbitas bajas e intermedias (llamados respectivamente LEO y MEO). Estos satélites no permanecen fijos en un punto del espacio (para un observador terrestre) y por lo tanto se requiere una constelación de satélites que trabajen en conjunto para poder mantener la comunicación con una estación de tierra. La Figura 2 da una idea de las distancias relativas entre estas tres órbitas.

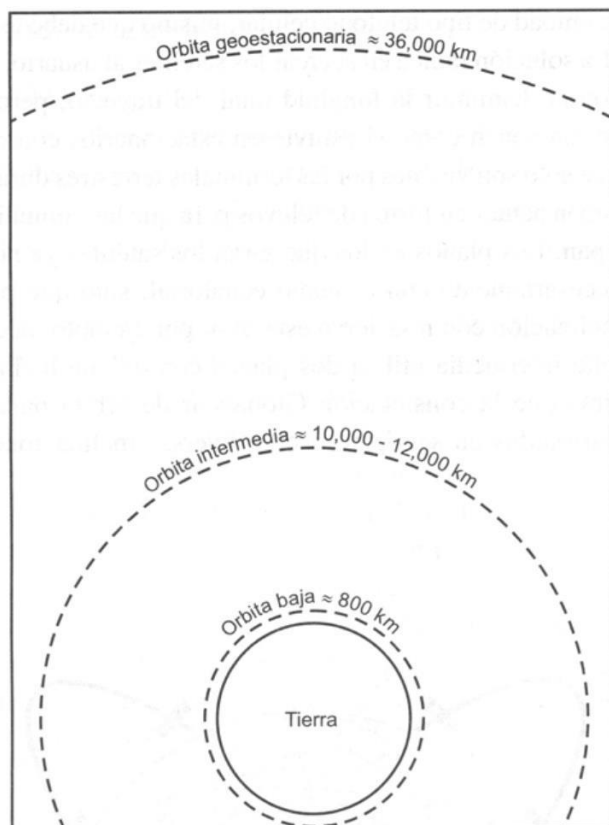


Figura 2. Altitudes de las órbitas geoestacionarias, intermedias y bajas.

Dado que un satélite geoestacionario se encuentra a una altura aproximada de 36.000 km, el trayecto de ida y vuelta de la señal de comunicación es de unos 72.000 km, con lo cual se atenúa de manera muy significativa. Por lo tanto se deben utilizar antenas con ganancias considerables que en principio no representan problema para estaciones fijas pero sí es un inconveniente para pequeñas estaciones móviles como ser un teléfono celular. Una manera de reducir este inconveniente es poner al satélite en una órbita más baja para que el recorrido total de la señal sea más corto aunque en este caso ya el satélite deja de ser geoestacionario y sólo es visible desde un punto terrestre durante un corto tiempo. Por eso se requiere un conjunto o constelación de satélites que además deben actuar de manera sincronizada para que puedan relevarse unos a otros. Los planos orbitales no necesariamente deben ser ecuatoriales. Por ejemplo, la constelación Globalstar emplea 48 satélites distribuidos en 6 planos de distintas inclinaciones.

La forma más general de una órbita satelital es elíptica, con un cierto grado de inclinación i respecto del plano ecuatorial. Si $i = 0^\circ$ entonces la órbita es ecuatorial. Cuando $i \neq 0^\circ$ entonces se habla de órbita inclinada. En particular, para un satélite geoestacionario, la órbita es circular y ecuatorial.

Por definición, un satélite es geosíncrono cuando su órbita es circular y tiene un período orbital de 23 h, 56 min y 4,09 seg, es decir coincidente con la duración de un día sideral. El radio orbital es de 42.164 km y el plano orbital puede estar inclinado respecto del ecuador. En el caso particular de un satélite geosíncrono cuyo plano orbital coincide con el plano ecuatorial ($i = 0^\circ$) y que además se mueve en la misma dirección de rotación terrestre, entonces se dice que el satélite es geoestacionario.

Finalmente, las órbitas polares consisten en trayectorias circulares con inclinaciones cercanas a los 90° con relación al plano ecuatorial. El sistema Iridium de telefonía móvil, por ejemplo, utiliza una constelación de 66 satélites distribuidos en 11 planos orbitales polares.

Un ejemplo de satélite con órbita elíptica lo constituye el sistema ruso Molniya, que consta de una constelación de satélites colocados en ocho órbitas elípticas, inclinadas 63° respecto del plano ecuatorial, y cuyos planos orbitales están separados por intervalos de 45° . La Figura 3 muestra una de sus órbitas. El apogeo es aproximadamente de 40.000 km y el perigeo es de unos 600 km.

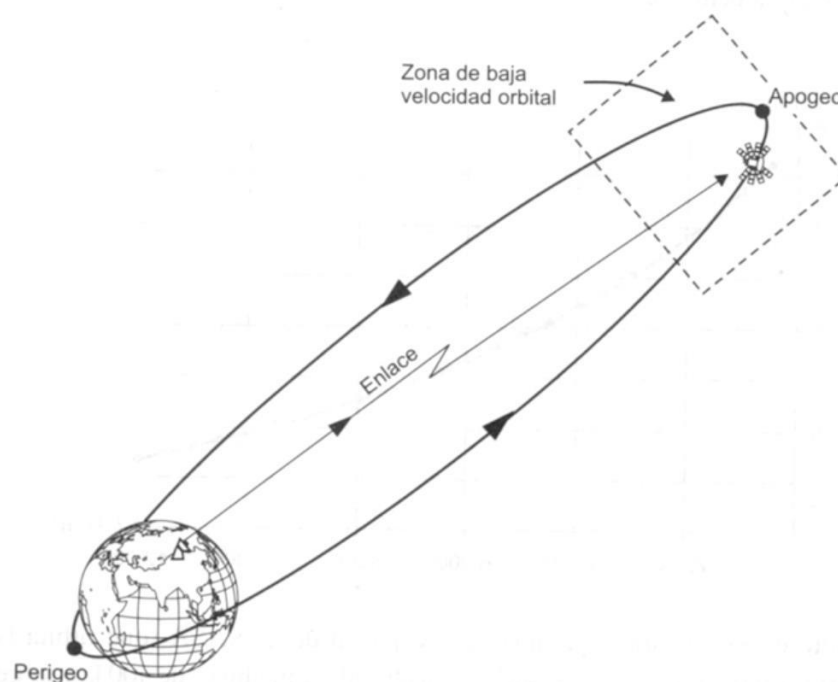


Figura 3. Órbita elíptica de un satélite Molniya.

Lanzadores

Es razonable pensar que la potencia necesaria para lanzar un satélite y colocarlo en la órbita que se le ha asignado, depende de su peso y de la altitud que debe alcanzar. Además, la inclinación de la órbita influye en la selección y en el costo del lanzador, dependiendo de las coordenadas geográficas del centro espacial. Los satélites de mayor tamaño y de órbita geoestacionaria emplean en general cohetes de lanzamiento de gran potencia, como por ejemplo el Ariane 5. En cambio los satélites de órbitas bajas e intermedias, que son más

pequeños, emplean lanzadores de menor tamaño o bien viajan en grupo en un solo cohete. Debido a la diversidad de órbitas y pesos de satélites hay una gran variedad de lanzadores.

Los cohetes de lanzamiento miden varias decenas de metros y el costo de lanzamiento puede variar entre 50 y 100 millones de dólares, aproximadamente.

Colocación del satélite en órbita

Cuando se inició la carrera espacial y fundamentalmente se trabajó en los años 60 para los viajes a la Luna, se debió estudiar cómo pasar de una órbita a otra con el menor esfuerzo posible y al menor costo. El científico alemán Walter Hohmann ya había hecho trabajos teóricos en los años 20 y descubrió que para hacer cambios de órbita con el menor consumo posible de energía era necesario usar una órbita elíptica de transferencia, o intermedia, que fuese tangente tanto a la órbita inicial como a la órbita final. En la Figura 4 se ve un esquema de cómo se lanzaría un satélite de órbita geoestacionaria. Esta técnica no es ni la más corta ni la más rápida pero sí la más económica. Conviene aclarar que es posible llevar directamente el satélite a su órbita geoestacionaria (técnica de inyección directa) pero esto es muy costoso en términos económicos.

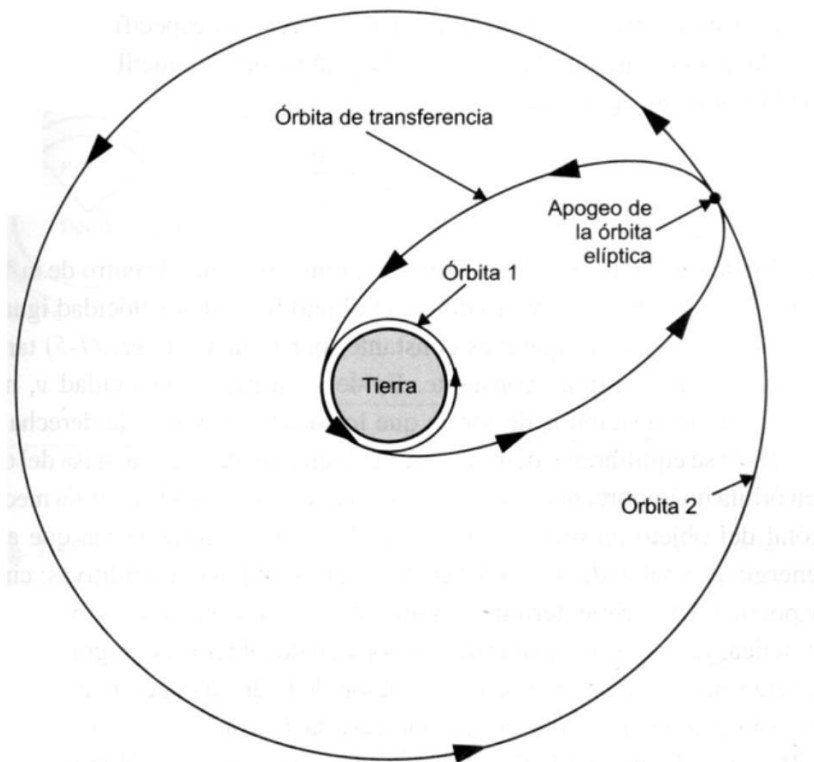


Figura 4. Uso de la órbita elíptica de transferencia para pasar de una órbita circular a otra .

Según la técnica establecida por Hohmann, un satélite se coloca primero en una órbita circular baja, luego se enciende algún motor para acelerar la carga y pasarla a una órbita elíptica alargada cuyo perigeo coincida con la órbita inicial y el apogeo con la órbita circular final. Obviamente, la Tierra es uno de los focos de esta órbita elíptica de transferencia.

El cambio de velocidad debe ser hecho justo donde ambas órbitas coinciden tangencialmente, de manera de ahorrar consumo de energía y consecuentemente dólares. El incremento de velocidad que debe imprimirse es igual a la diferencia entre la velocidad v_t de la órbita elíptica y v_1 de la órbita inicial, evaluadas en el mismo punto. Finalmente, para pasar de

la órbita de transferencia elíptica a la órbita circular final se debe hacer un cambio de velocidad igual a la diferencia entre v_g (velocidad geosincrónica) y $v_{t(apogeo)}$.

Por lo tanto, debe haber dos encendidos de motores, uno en el perigeo de la órbita de Hohmann y otro en el apogeo. En la práctica, el incremento de velocidad Δv_1 en el perigeo se obtiene de la última etapa del cohete que transporta al satélite, y el incremento Δv_2 de apogeo se consigue con un motor propio del satélite, llamado justamente motor de apogeo.

En la práctica, estas tres órbitas descriptas no se encuentran en un mismo plano, por lo tanto se necesita en realidad una energía adicional para cambiar la dirección del vector de velocidad y así cambiar de plano orbital. Cuanto mayor sea el ángulo entre planos orbitales mayor es la energía demandada, consumiéndose más combustible y más dinero.

Por ejemplo, si un satélite estuviese en una órbita inicial baja con inclinación $i = 28^\circ$, el paso a seguir para colocarlo en órbita geoestacionaria sería cambiar a una órbita elíptica coplanar y luego encender un motor en el apogeo para cambiar de plano. El paso de la órbita circular inicial a la órbita elíptica se hace encendiendo el motor de perigeo cuando el satélite está cruzando el plano ecuatorial, de tal forma que ese punto de cruce se convierta en el perigeo de la órbita de transferencia.

Todo el proceso de puesta en órbita del satélite, incluyendo correcciones orbitales y la puesta en posición geográfica precisa (es decir a la longitud asignada) lleva varias semanas.

Sin entrar en detalles de las leyes físicas, podemos decir que cuando un centro de lanzamiento se encuentra más cerca del ecuador entonces el costo de lanzamiento es menor ya que se requiere menor gasto de energía (combustible) para los cambios de órbita. O bien se reduce la carga de combustible, o bien se ahorra combustible que puede ser utilizado en el futuro para maniobras de corrección de la órbita para cuando el satélite esté en funcionamiento, extendiendo así la vida útil del satélite. Por otra parte, al estar un centro de lanzamiento más cerca del ecuador, como la velocidad tangencial de rotación terrestre en ese punto es mayor que para latitudes más altas, también se consigue un ahorro de combustible en la etapa inicial de lanzamiento.

Posición dentro de la órbita geoestacionaria

El perímetro de la órbita geoestacionaria es de 265.000 km, una magnitud realmente grande, teniendo en cuenta por ejemplo que la distancia entre la Tierra y la Luna es de 380.000 km. Por lo tanto, en una órbita de tal dimensión es posible colocar muchos satélites sin que se toquen entre sí, por lo menos en condiciones normales de funcionamiento y control desde la Tierra. Como el plano de la órbita geoestacionaria se encuentra sobre el ecuador, es decir tiene latitud 0° , para ubicar al satélite con relación al planeta basta con indicar su longitud geográfica, ya sea Este u Oeste, tomando como referencia el meridiano de Greenwich cuya longitud es de 0° . Por ejemplo, el satélite Nahuelsat 1A está ubicado en una posición de 72° oeste.

La separación entre satélites vecinos está regida por los niveles permisibles de interferencia radioeléctrica, de manera que se pueda garantizar la buena transmisión y recepción de cada uno, sobre todo si funcionan en frecuencias similares. Estas interferencias suelen ocurrir, ya que los platos parabólicos usados en los satélites tienen lóbulos de radiación secundarios (laterales) desde los cuales se puede radiar o recibir hacia o desde direcciones indeseadas.

La separación mínima promedio que debe existir entre dos satélites vecinos, para evitar interferencias importantes, debe ser de unos 2° de arco. Esto implica una distancia entre satélites de 1.500 km. En algunos casos, en zonas de mucho congestionamiento, esta distancia de separación puede ser menor.

Características del medio espacial

El medio en el que habitan los satélites es un lugar muy complejo y poco amigable para ellos. En el espacio hay vacío casi absoluto, temperaturas extremas, radiaciones intensas y partículas muy veloces que pueden dañar o hasta incluso destruir al satélite. También hay fuerzas gravitatorias originadas en cuerpos celestes que tienden a sacar al satélite de su órbita.

Cuando un satélite llega a su posición orbital definitiva, listo para dar servicio, nos encontramos con que no resulta fácil mantenerlo en una posición estable y con las antenas apuntando hacia la dirección donde debe prestar servicio. Esto se debe a fuerzas de atracción externas que, como se dijo, tienden a mover de su órbita al satélite, por lo cual se debe contar con un sistema de propulsión que permita hacer correcciones periódicas para evitar estos desacomodamientos.

Para tener una idea de qué tanto se puede mover un satélite debemos imaginarnos que se encuentra encerrado en una jaula imaginaria (Figura 5) de la que hay que evitar que se salga haciendo las maniobras necesarias. Estas correcciones se hacen desde el centro de control espacial en Tierra, que utiliza un complejo sistema informatizado y que además recibe información desde el satélite que le ayuda a tomar las decisiones para corregir las variaciones orbitales.

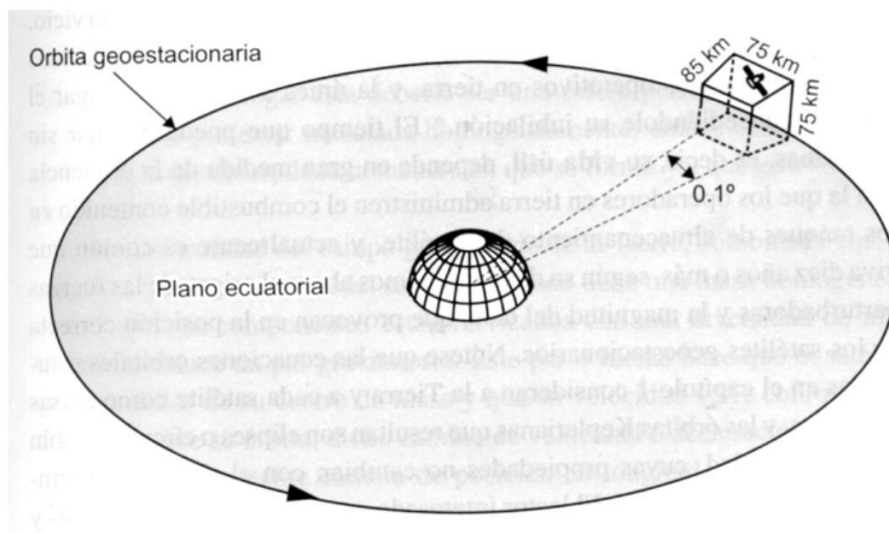


Figura 5. Caja imaginaria dentro de la cual se debe mantener al satélite para que opere correctamente.

Cada vez que el subsistema de propulsión se enciende para hacer correcciones orbitales o la orientación del satélite, se consume combustible y poco a poco los tanques de almacenamiento se irán vaciando. Una vez que el combustible se acaba, luego de varios años de haber realizado maniobras correctivas, ya no es posible mantener al satélite dentro de la caja imaginaria que mencionamos y se corre el riesgo de causarle interferencias a otros sistemas con lo cual debe desactivarse el satélite. Esta vida útil del satélite depende de la eficacia con que los operadores de Tierra hagan las maniobras correctivas, administrando eficientemente el uso del combustible. Actualmente es común que un satélite opere durante unos 10 años o más.

Fuerzas perturbadoras

La fuerza perturbadora que más afecta a un satélite se debe a la asimetría o triaxialidad del campo gravitatorio de la Tierra. Este campo no es esféricamente uniforme ya que la

distribución de la masa del planeta no es homogénea. Es decir, si se midiese la intensidad de campo gravitatorio de la Tierra en distintos puntos sobre una esfera imaginaria que tiene como centro a la Tierra, no se obtendría un valor fijo. Por ejemplo, el campo gravitatorio no es igual en el sur del Océano Pacífico que sobre un punto del continente africano, medido a altitudes iguales. Para obtener un campo gravitatorio uniformemente esférico, la Tierra debería ser perfectamente esférica (realmente es más achatada en los polos) y debería tener una masa perfectamente homogénea.

Esta no uniformidad del campo gravitatorio de la Tierra combinada con el hecho de que el satélite tampoco tiene una masa homogénea, produce un par gravitatorio. Este par hace que el satélite gire alrededor de su centro de masa y que su velocidad varíe conforme se desplaza sobre su órbita. Este cambio de velocidad hace que el satélite se mueva hacia el Este o el Oeste sobre el arco ecuatorial, dentro de la caja imaginaria. Este movimiento se llama "deriva" del satélite. La aceleración producida es del orden de una milésima de grado por día.

La Luna también ejerce un efecto gravitatorio sobre el satélite aunque mucho menor ya que la Luna es mucho más pequeña que la Tierra y además se encuentra mucho más lejos del satélite (10 veces más lejos que la Tierra). También el Sol produce un efecto gravitatorio menor. De todos modos la combinación vectorial de estas fuerzas produce un movimiento del satélite perpendicular al plano ecuatorial, es decir, en sentido norte o sur, dentro de la caja imaginaria. Esto produce una inclinación del plano orbital original de 0° . Esta inclinación indeseable es del orden de 1° por año, medido hacia el plano de la eclíptica. 30% de esta inclinación se debe al efecto del Sol y 70% al efecto de la Luna.

Otra fuerza que produce cambios en la orientación y posición 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 celdas solares montadas sobre paneles desplegables que sobre satélites de configuración cilíndrica, ya que en el primer caso la superficie total expuesta a la radiación solar es mayor. Esta fuerza debida a la radiación produce una variación en la posición longitudinal del satélite y al mismo tiempo un giro que lo desorienta respecto de la superficie del planeta. En el caso de los satélites de órbitas bajas, además de tener en cuenta esta radiación directa, hay que considerar el efecto de la radiación reflejada en la Tierra, llamada albedo.

También el campo magnético terrestre produce un par o fuerza perturbadora aunque es despreciable frente a los efectos de las otras fuerzas comentadas. Otro efecto perturbador es producido por la colisión de un meteorito con el satélite.

Además de las fuerzas externas que alteran la posición y orientación del satélite, el propio satélite genera también fuerzas perturbadoras. El simple hecho de que haya movimiento en sus antenas, paneles solares o del combustible que reside en los tanques, produce pares o fuerzas que lo afectan. Hay que tener en cuenta que a medida que la reserva de combustible se va agotando, el centro de masa del satélite va cambiando, y cuando se activa el sistema de propulsión para corregir errores de posición, al no aplicarse sobre el centro de masa, se producen pares perturbadores durante estas maniobras de corrección.

Finalmente, la propia 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 muy angosto. Esta fuerza genera un giro en el satélite y para reducir al máximo su efecto se lo debe diseñar con antenas colocadas simétricamente con respecto al centro de masa.

Para resumir, podemos decir que la mayor parte del combustible se utiliza para corregir las desviaciones norte-sur y este-oeste. Las correcciones norte-sur consumen aproximadamente 20 veces más combustible al año que las correcciones este-oeste.

Efectos de la temperatura

Un satélite está integrado por diversas partes, fabricadas con distintos materiales y diseñadas para cumplir diferentes funciones. Por ejemplo, las celdas solares trabajan más eficientemente entre $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$ y $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$, las baterías lo hacen bien entre $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ y $+20\text{ }^{\circ}\text{C}$ y los tanques de combustible entre $+20\text{ }^{\circ}\text{C}$ y $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$. Por lo tanto, es necesario garantizar un control térmico en la estructura del satélite. El mecanismo para hacerlo es complejo ya que se requiere mantener un balance térmico entre la energía que emite el satélite y las radiaciones externas, agravado por el hecho de que estas radiaciones externas varían con la hora del día y la época del año.

Si bien el Sol es la principal fuente de radiación térmica perjudicial, a la vez es muy necesario para generar electricidad a través de las celdas solares. Por otra parte, mientras una cara del satélite está orientada hacia el Sol y se calienta mucho, simultáneamente la cara opuesta está expuesta a muy bajas temperaturas. Típicamente la variación de temperatura va desde los $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$ hasta los $+120\text{ }^{\circ}\text{C}$.

La Tierra también hace su contribución térmica, consistente en radiación infrarroja que ella misma emite y en la reflexión de los rayos solares sobre su superficie. Para un satélite geoestacionario el efecto del albedo es despreciable frente al efecto de la radiación solar directa. No así en cambio para los satélites de órbita baja, en donde el efecto del albedo pasa a ser considerable.

Resumiendo, la temperatura neta del aparato está determinada por la combinación de las radiaciones solares y terrestres, sus fuentes internas de calor y el calor eliminado por radiación a través de su estructura (no existe transferencia de calor por convección ya que hay vacío).

Efectos del vacío

Ya que un satélite geoestacionario se encuentra a una altura de 36.000 km, en ese lugar el vacío es casi absoluto, por lo tanto no sufre el efecto de fuerzas de rozamiento que lo desaceleren. Para el caso de los satélites de baja altura la situación es diferente, ya que a esa altura hay una cierta resistencia atmosférica que hace frenar al satélite poco a poco, órbita tras órbita. Además de perder altura, convirtiéndose su órbita en una especie de espiral, debido a la fricción el satélite va tomando temperatura. Como al perder altura la velocidad aumenta, la fricción también aumenta y el proceso es acumulativo. Por lo tanto es necesario hacer correcciones con propulsores para evitar que el satélite se estrelle contra la Tierra al cabo de unos meses.

La rapidez con la que un satélite de órbita baja pierde altura depende de la velocidad a la que se desplace, pudiendo llegar a perder varios metros por día. La altitud promedio de un satélite de órbita baja es de 800 – 1000 km, el doble de la que tiene una estación espacial tripulada (400 – 500 km), perdiendo en este último caso hasta unos 50 metros diarios de altura.

Ya que a la altura de un satélite geoestacionario la presión atmosférica es casi cero, resulta que se produce una lenta sublimación de los materiales del satélite. Los átomos de la superficie se evaporan al ser expuestos al alto vacío y el efecto aumenta en los materiales que están expuestos a altas temperaturas. De esto se puede concluir que la construcción de un satélite requiere de mucho ingenio para evitar todos los problemas que se presentan en la órbita.

Por último podemos decir que un punto a favor con este tema del vacío es que no se produce corrosión en el satélite, debido justamente a la ausencia casi total de oxígeno. El caso es distinto para los satélites de órbita baja, los cuales deben ser recubiertos con materiales especiales para evitar la corrosión.

Efectos de la radiación

El Sol emite la mayor parte de su energía en forma de luz o radiación visible y radiaciones ultravioleta e infrarroja. Además de estas radiaciones, emite partículas cargadas eléctricamente (protones, electrones y partículas alfa), conocidas como viento solar.

Los altos niveles de radiación ultravioleta y de partículas cargadas pueden alterar las propiedades de los materiales. La Tierra forma un escudo natural contra este "ataque", debido al campo magnético, la capa de ozono y la ionósfera.

Un buen porcentaje de esta radiación, no sólo proveniente del Sol sino de otras regiones del universo, queda atrapado geomagnéticamente, formando los Cinturones de Van Allen que rodean la Tierra. Consisten en dos cinturones concéntricos, el más bajo contiene fundamentalmente protones con alta velocidad, mientras que el cinturón más alto contiene principalmente electrones. Para el caso de los satélites de órbita baja el principal problema son los protones, lo que obliga a diseñar al satélite con paredes gruesas para evitar que la radiación penetre al interior. Los elementos más sensibles a estas radiaciones son los semiconductores, que poco a poco se van degradando hasta que finalmente fallan y producen errores en el procesamiento de las señales.

Los cinturones de Van Allen están situados a una altitud que varía entre 1.000 y 30.000 km sobre el nivel del mar, pero debido a una anomalía del campo magnético terrestre se produce la llamada *anomalía del Atlántico Sur* en la que la altitud baja hasta niveles de 200 km sobre el nivel del mar. Los satélites de baja altura tienen que cruzar esta zona durante el 10% del tiempo total que permanecen en órbita y si bien la atraviesan en unos cuantos minutos la radiación es mucho más intensa que en otras secciones de su trayectoria.

En cuanto a la radiación ultravioleta, ésta puede afectar adversamente a los plásticos, pinturas, adhesivos y otros materiales. La ionización que este tipo de radiación aumenta la conductividad de los aislantes y cambia las características de emisión y absorción de calor de los materiales protectores. También afecta a la eficiencia de conversión de energía de las celdas solares, reduciéndose su rendimiento, al final de la vida útil, en un 20 ó 30%.

Sin entrar más en detalles podemos resumir que los satélites están expuestos a distintas fuentes de radiación y que los niveles que reciben dependen de los tipos de órbita. Todo esto obliga a diseñar un satélite con las protecciones adecuadas.

Efecto de los meteoritos

Los meteoritos son pequeños cuerpos celestes que quedaron como residuos luego de la formación del sistema solar y que viajan a velocidades de unos 20 km/s. Cuando ingresan a la atmósfera terrestre, debido al rozamiento con el aire, se desintegran antes de llegar al suelo y muchas veces lo que se ve es una minúscula bola iluminada llamada estrella fugaz. Si bien tienen un tamaño pequeño, como la velocidad es grande, el impacto de un pequeño meteorito sobre el satélite puede causarle daño. Por tal motivo, se debe construir al satélite con un blindaje grueso que lo proteja.

Además de los meteoritos, que son objetos naturales, existe la llamada chatarra espacial, generada por el Hombre y que anda a la deriva por el espacio, siguiendo alguna cierta órbita. Entre esta chatarra se puede encontrar satélites que ya no funcionan, etapas de cohetes, fragmentos debidos a explosiones, fragmentos de satélites que han estallado. Esta chatarra se encuentra en diferentes planos orbitales y diferentes altitudes, incluyendo las zonas de las órbitas bajas y las geoestacionarias.

Cuando estos objetos de desecho chocan entre sí o por algún motivo explotan, se producen nuevas fragmentaciones, generándose más objetos y más pequeños. Esto hace que aumente la probabilidad de colisiones entre ellos o con aparatos que están en órbita. Teniendo

en cuenta que la velocidad promedio a la que se desplazan estos objetos es de 10 km/s, el daño que pueden causar al chocar contra un satélite puede ser importante.

Como ejemplo de la influencia de la chatarra espacial, podemos agregar que en 1986, la tercera etapa de un cohete Ariane se desintegró a una altura de 820 km sobre el nivel del mar, produciendo unos 465 fragmentos rastreables (mayores de 1 cm) y distribuidos entre 430 y 1.350 km de altura. Años más tarde, estos fragmentos se redistribuyeron en una variedad de órbitas. Una pieza de esa chatarra chocó en 1996 con un pequeño satélite científico francés, de nombre Cerise. Este aparato, de 50 kg estaba estudiando el medio radioeléctrico de la Tierra y este fragmento del Ariane le dañó una parte de su estructura.

Vida útil del satélite

Como se comentó anteriormente, debido a las distintas fuerzas perturbadoras que recibe un satélite, tiende a desacomodarse de su órbita y es necesario realizar maniobras de corrección por medio de motores propulsores que van consumiendo combustible hasta que finalmente se agota, hecho que ocurre luego de varios años de funcionamiento y numerosas maniobras de corrección. Cuando se llega a esta situación, es necesario desactivar el satélite para evitar posibles interferencias radioeléctricas con otros sistemas satelitales cercanos. Sin embargo, a pesar de ser desactivado, el satélite no queda dentro de su ventana de posicionamiento. Por un lado porque no es posible mantenerlo allí y por otro lado porque seguramente se desea aprovechar ese lugar con un nuevo satélite. Por lo tanto, las últimas gotas de combustible se utilizan para llevar al satélite hacia una órbita más alta a la órbita geoestacionaria. Puede darse el caso, aunque es poco probable, de que el satélite falle antes de poder llevarlo a la órbita de cementerio. Un ejemplo de este caso fue el satélite mexicano Solidaridad 1, que fue declarado inservible en agosto de 2000, cuando apenas llevaba la mitad de vida útil. Si bien no fue posible llevarlo a la órbita de cementerio, las fuerzas gravitacionales del Sol y la Luna de a poco inclinarán la órbita y el riesgo para otros satélites geoestacionarios será menor.

La maniobra para colocar al satélite en su órbita de retiro requiere de una cantidad de combustible de 2,3 kg por tonelada. Esto representa, aproximadamente, el propelente que se usa durante seis semanas en condiciones normales de operación. Sin embargo, a pesar de los sensores que lleva el satélite, es difícil calcular la cantidad de combustible remanente. La cantidad que queda es estimada a partir de las variaciones de presión del gas que se usa como presurizador y del tiempo total que los propulsores estuvieron encendidos a lo largo del período de operación del satélite. El margen de error es muy grande y puede ser que se sacrifique combustible que podría usarse durante algunos meses más en la operación del satélite.

Después de que un satélite es sacado de su órbita geoestacionaria y es apagado, queda en órbita alrededor de la Tierra describiendo en su trayectoria una traza (proyectada sobre la Tierra) semejante a la de un ocho, todos los días. Este "ocho" crece año tras año, conforme aumenta la inclinación progresiva del plano orbital. Esto se debe a la asimetría del campo gravitatorio terrestre y a las fuerzas perturbadoras del Sol y la Luna. Además, al estar a la deriva y como no se puede hacer ninguna corrección de posición sobre el aparato, éste tiende a irse hacia el más cercano de los dos puntos estables de equilibrio que existen en la órbita. Durante siglos permanece errante pero siempre alrededor del punto de equilibrio. Los dos puntos de equilibrio se encuentran en las longitudes 105° O y 75° E y reciben el nombre de cementerios (Figura 6). Estos puntos de equilibrio también existen en la órbita geoestacionaria, pero el satélite no se mueve a la deriva hacia ellos debido a las maniobras de corrección.

La existencia de estos puntos de equilibrio, diametralmente opuestos, se debe a que el perímetro ecuatorial de la Tierra es casi una elipse, con su eje menor aproximadamente a lo largo de la línea que une los puntos 75° E y 105° O. El eje mayor coincide, aproximadamente, con la línea que pasa por 15° O y 165° E. Como consecuencia, la fuerza gravitacional sobre un satélite determinado, está dirigida hacia la protuberancia ecuatorial más cercana y no

exactamente hacia el centro de la Tierra. Esto provoca cambios de velocidad y de altitud que finalmente resultan en una deriva del satélite, cambiando de longitud progresivamente, *alejándose* de dicha protuberancia ecuatorial.

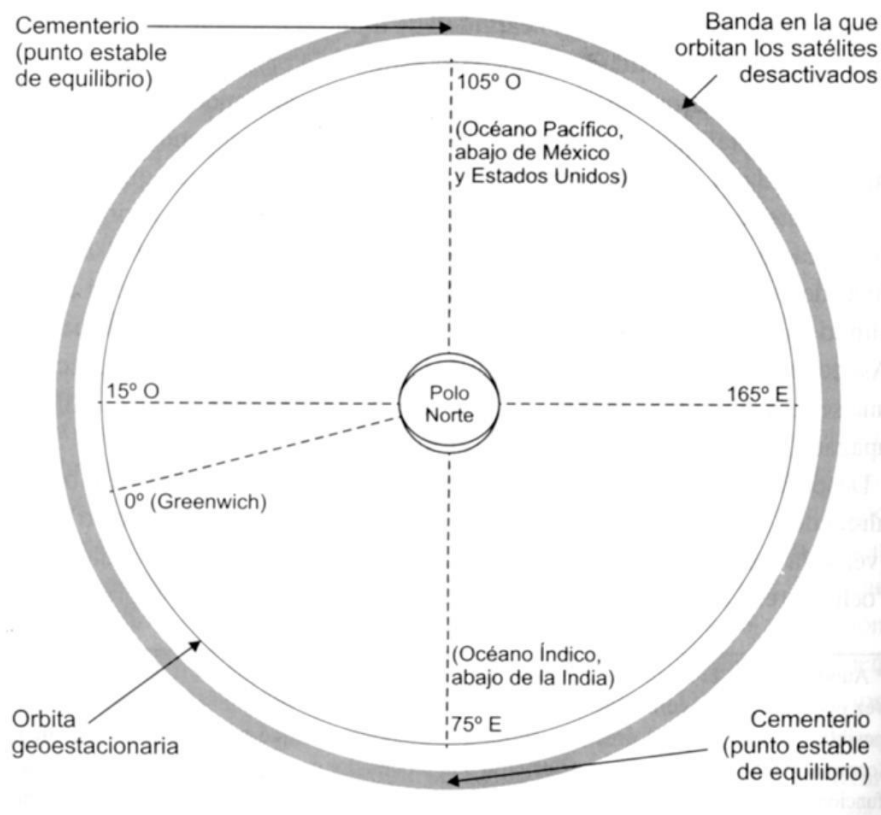


Figura 6. Posición aproximada de los dos puntos de cementerio de satélites.

La magnitud y la dirección de la aceleración sobre el satélite inerte en su deriva dependen de la ubicación relativa del aparato con respecto al punto de equilibrio más cercano. Podemos decir entonces, que un satélite que se encuentre cerca de 75° E o 105° O, oscilará en su movimiento alrededor del más cercano, como un péndulo (Figura 7), proyectando sobre la Tierra la traza de un "ocho". Es decir que, un satélite que en su deriva se acerque, por ejemplo, al punto de 75° E, pasa por ahí y avanza por inercia, pero enseguida experimenta una aceleración negativa que lo regresa al punto de equilibrio, se pasa otra vez para el otro lado por inercia, luego regresa, y así sucesivamente. Estas oscilaciones tienen un período largo, del orden de unos tres años.

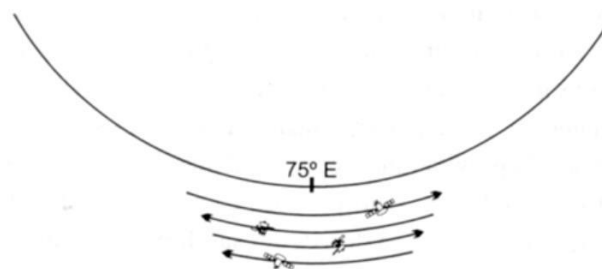


Figura 7. Oscilación de un satélite alrededor de su punto de cementerio.

Interferencia solar

Si bien es cierto que los rayos del sol son muy útiles para el satélite, a fin de alimentar con energía los paneles solares que generan electricidad, hay ciertas situaciones, producidas en ciertas épocas del año, en la que la alineación estación terrena-satélite-Sol no resulta favorable, como se muestra en la Figura 8. Cuando esto ocurre, la radiación solar entra directamente a la antena parabólica de la estación terrena interfiriendo con el enlace de bajada del satélite. Esta radiación solar alineada produce ruido. El grado de interferencia depende de la orientación del lóbulo principal de la antena de recepción con relación a la dirección hacia el satélite y el Sol. Esta interferencia es máxima cuando el eje principal de la antena está alineado con la línea satélite-Sol. La interferencia es un poco menor para pequeñas desviaciones de esta alineación. En esta situación, la temperatura de ruido introducida por el Sol es de unos 25.000 °K.

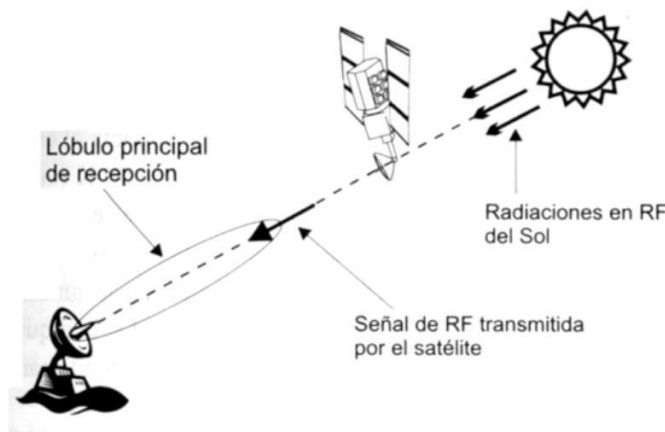


Figura 8. Interferencia solar cuando el satélite, el Sol y la estación terrena están sobre una misma línea.

La duración de esta interferencia puede ser desde medio minuto hasta un cuarto de hora. La duración exacta se puede calcular y depende del ancho del haz de la antena receptora, de la latitud geográfica y de la fecha. Este deterioro es gradual, a medida que el lóbulo principal de la antena va acercándose a la línea satélite-Sol. Este fenómeno ocurre dos veces al año, durante aproximadamente 7 días seguidos. Ocurre alrededor del 21 de marzo y del 21 de septiembre.

Como la luz solar directa puede afectar a la antena receptora, se la suele pintar con una pintura no reflectiva, de manera que los rayos incidentes no se concentren totalmente en el alimentador de la antena.

Eclipses

Durante ciertos períodos de su operación, el satélite geoestacionario se ve expuesto a eclipses que lo oscurecen, y en tal situación, al no recibir luz en los paneles solares, debe recurrir a fuentes de energía de back up para seguir funcionando. Esta fuente de respaldo está conformada por baterías que se cargan cuando las celdas solares reciben energía luminosa del Sol y se descargan durante los eclipses o durante períodos de alto consumo de energía. Cuando se produce el eclipse, unos sensores detectan la disminución de la energía suministrada por las celdas solares y entonces automáticamente entra en servicio el sistema de baterías. Estas baterías comienzan a descargarse, debido a su operación, hasta que el eclipse termina y nuevamente el sensor detecta suficiente nivel de luminosidad, desactivando el back up de baterías y poniendo de nuevo en servicio las celdas solares que volverán a cargar las baterías.

Los satélites ocurren cuando la Tierra o la Luna se interponen entre el Sol y el satélite, como lo ilustra la Figura 9. Estos eclipses no ocurren durante todo el año sino durante los 21 días anteriores y 21 días posteriores a cada equinoccio. Cada día, el eclipse va durando un poco más, alcanzando un máximo de 70 minutos (el día 21) y luego comienza a acortarse hasta desaparecer, 21 días más tarde (Figura 10).

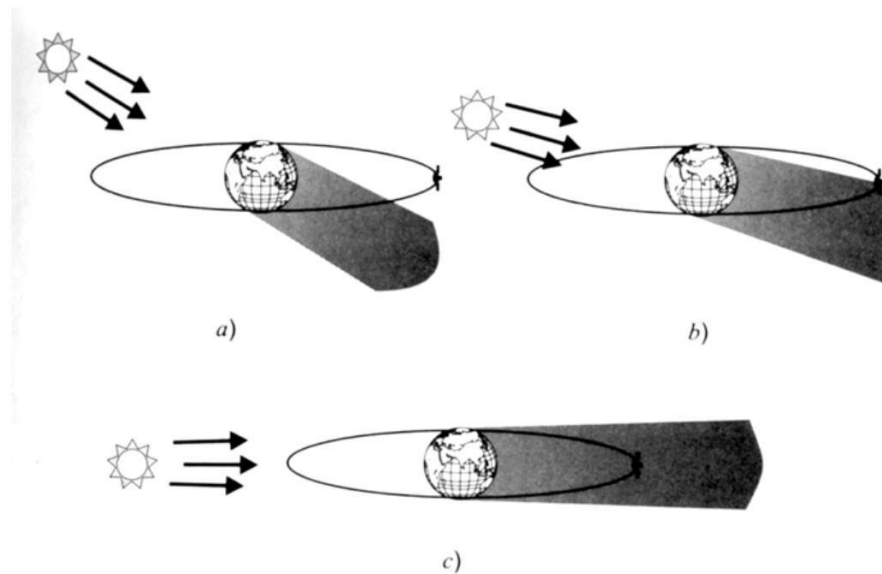


Figura 9. Posición relativa del Sol y la Tierra respecto del satélite. (a) Varias semanas antes del eclipse. (b) Durante el comienzo del eclipse. (c) Durante un equinoccio (21 de marzo ó 21 de septiembre).

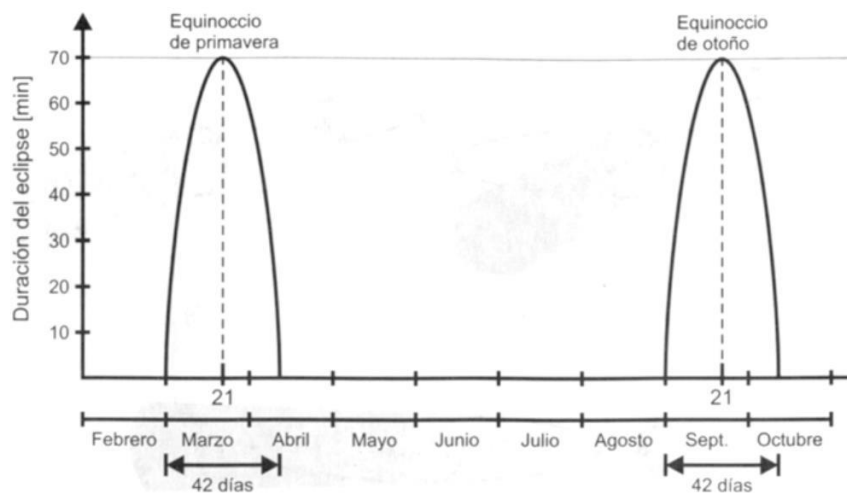


Figura 10. Gráfica que muestra la duración de los eclipses.

Subsistemas que componen un satélite

El satélite es un sistema realmente complejo que está integrado por varios subsistemas. Debe tener energía eléctrica, ser capaz de disipar calor, corregir sus movimientos y mantenerse en equilibrio, ser capaz de regular su temperatura, ser resistente al medio y

obviamente poder comunicarse con la Tierra. En la siguiente tabla se resumen los principales subsistemas de un satélite.

Subsistemas	Función
Antenas	Recibir y transmitir las señales de radiofrecuencia desde y hacia las zonas donde tiene asignada la cobertura.
Comunicaciones	Amplificar las señales recibidas desde las antenas de recepción, cambiar su frecuencia y dirigirlas a las antenas de transmisión para que sean retransmitidas a la Tierra.
Energía eléctrica	Suministrar electricidad a todos los equipos, con los niveles de tensión y corriente adecuados, ya sea en condiciones normales de operación o bajo condiciones de eclipse.
Control térmico	Regular la temperatura del conjunto, durante el día y la noche.
Posición y orientación	Determinar y mantener la posición y orientación del satélite. Estabilización y orientación correcta de las antenas y de los paneles solares.
Propulsión	Proporcionar incrementos de velocidad y pares para corregir las desviaciones de posición y orientación. Última etapa empleada en la colocación en órbita del satélite.
Rastreo, telemetría y comando	Intercambiar información con el centro de control en Tierra para conservar el funcionamiento del satélite.
Estructural	Alojar todos los equipos y darle rigidez al conjunto.

Los subsistemas de *Antenas y Comunicaciones* suelen considerarse, muchas veces, dentro de un mismo subsistema llamado de *comunicaciones*. Al resto de los subsistemas se los considera como el chasis del aparato. Cada fabricante de satélites normalmente ofrece varios modelos de chasises básicos al que luego se les agrega las antenas y termina siendo adaptado al gusto del cliente.

Si bien todos los subsistemas involucran cosas interesantes para estudiar, nos abocaremos principalmente al tema de nuestro interés: las comunicaciones.

Subsistema de antenas

Si bien en los satélites se pueden utilizar diversos tipos de antenas, las más usadas son los platos parabólicos, con superficie perfilada o irregular (en lugar de lisa). El satélite lleva también antenas de comando y telemetría.

En general, las antenas reciben las señales de radiofrecuencia desde Tierra y después que son amplificadas y/o procesadas en el satélite, se retransmiten de nuevo a la Tierra, concentradas en un determinado haz de potencia (o varios haces).

Recordando lo estudiado oportunamente, una antena parabólica chica puede transmitir y recibir señales sobre una zona geográfica extensa, mientras que una antena de mayor tamaño, operando a la misma frecuencia, transmite y recibe sobre una zona más reducida.

Esto es porque, la antena más pequeña tiene un haz más ancho y la antena más grande tiene un haz más estrecho, aunque mayor ganancia.

En la Figura 11 la dirección máxima de radiación coincide con el eje del plato parabólico, pasando por el vértice y el foco de la antena. En el foco se coloca el alimentador, que puede ser una sola antena tipo bocina o un arreglo de bocinas (Figura 12).

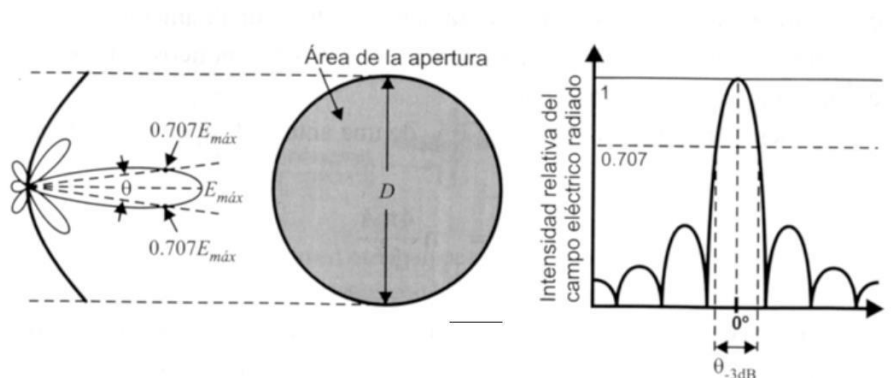


Figura 11. Patrón de radiación de una antena parabólica.

Sencillos cálculos hechos demuestran que duplicando el diámetro del plato (a una dada frecuencia) o duplicando la frecuencia (para un diámetro fijo del plato), se obtiene un aumento de la ganancia de 6 dB.

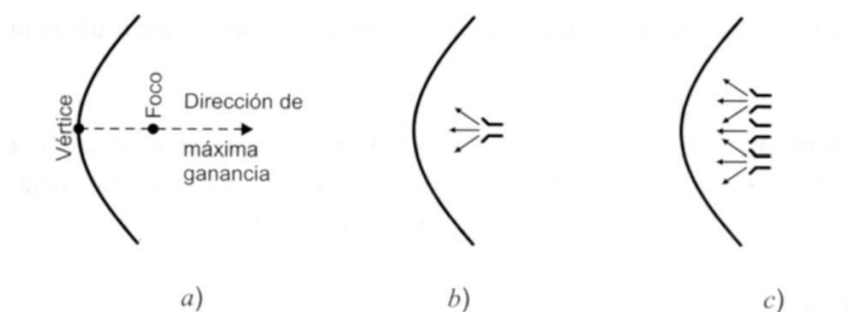


Figura 12. (a) Vértice y foco de una antena parabólica. (b) Alimentación con una bocina. (c) Alimentación con un arreglo de bocinas.

También hay que tener en cuenta que la (3) vale sólo para platos parabólicos con patrones de radiación simétricos, algo muy común en los satélites más antiguos. Sin embargo actualmente, la mayoría de los satélites tienen haces conformados o perfilados que generan huellas de cobertura nacional, regional o hemisférica. Debido a esta particularidad, el cálculo de la ganancia según un cierto ángulo α se hace más difícil y por lo tanto lo más común es recurrir a las huellas de PIRE proporcionadas por el operador del satélite.

Recordemos que el PIRE queda definido como el producto de la potencia que sale del transmisor por la ganancia de la antena transmisora que dicho transmisor alimenta. Los contornos de PIRE, es decir, los lugares geométricos en los que el PIRE es constante y de un determinado valor, tienen formas irregulares cuando los haces son asimétricos. Los valores de los contornos se dan en dBW. Teniendo en cuenta que:

$$PIRE_{dBW} = P_{t \text{ dBW}} + G_{dBi} \quad (4)$$

entonces se puede obtener la ganancia de la antena para la dirección correspondiente al PIRE, teniendo como dato la potencia del transmisor:

$$G_{dBi} = PIRE_{dBW} - P_{t(dBW)} \quad (5)$$

Hay que tener en cuenta que los contornos de PIRE dados por el fabricante son para una dada frecuencia. Pero como la ganancia de la antena cambia con la frecuencia, es posible que haya variaciones del contorno dentro del ancho de banda de 500 MHz normalmente empleado.

Un mismo satélite puede tener más de una huella de iluminación, en la misma banda de frecuencia o en diferentes bandas, con haces nacionales o regionales o globales. Generalmente, los haces globales se obtienen con platos de apertura pequeña. Los haces nacionales se logran con antenas de apertura más grande. La razón para generar contornos de PIRE irregulares es aprovechar mejor la potencia, al no transmitirla a puntos donde hay poco tráfico o pocas antenas terrenas y concentrándola más hacia zonas de mayor tráfico. La huella de iluminación es la intersección del haz radiado por la antena transmisora con la superficie terrestre.

Para lograr un haz de contorno irregular se puede usar una antena con varias bocinas ubicadas cerca el foco de la antena. Esta es una técnica que se utilizó mucho en los años 70 y 80 pero está cayendo en desuso debido a que se requieren arreglos de varias bocinas. Además del peso que esto conlleva, el diseño es complejo ya que debe hacerse por métodos de prueba y error con ayuda de algún programa de computación. El resultado final se puede obtener con varias bocinas del mismo tamaño o bien de diferentes tamaños.

La Figura 13 muestra cómo se generan tres haces diferentes, con tres bocinas, en una antena parabólica. La bocina 2 está en el foco de la parábola, y la radiación que emite, luego de ser reflejada en ésta, se convierte en el haz central que se dirige hacia la Tierra. Por otra parte, las bocinas 1 y 3 producen los haces que se ven en la figura, en forma invertida, es decir, la bocina de la derecha genera un haz hacia la izquierda y viceversa. El haz resultante que llega a la Tierra, generado por estos tres haces del ejemplo, se forma según una suma vectorial. Por lo tanto, se pueden reforzar o debilitar unos con otros, dependiendo de la fase que tenga cada uno. Es entonces que algunas regiones recibirán más potencia que otras y el desafío está en hacer un arreglo de bocinas (considerando posición, tamaño, cantidad, fase de cada una y trayectoria de cada haz) que genere la huella de iluminación o contorno de PIRE deseado.



Figura 13. Ejemplo de cómo tres bocinas generan tres haces que luego se combinan en la superficie terrestre para generar un cierto contorno de PIRE

La Figura 14 muestra un ejemplo de cómo se combinan los haces de una antena para darle cobertura más eficiente a un dado territorio. La opción 1 utiliza 3 haces y la opción 2 utiliza 5 haces. Nótese que en el segundo caso la distribución de potencia sobre el territorio es más eficiente, con menos desperdicio de potencia en el mar. También se puede ver en la opción 1, que los diámetros de los haces no tienen por qué ser iguales.

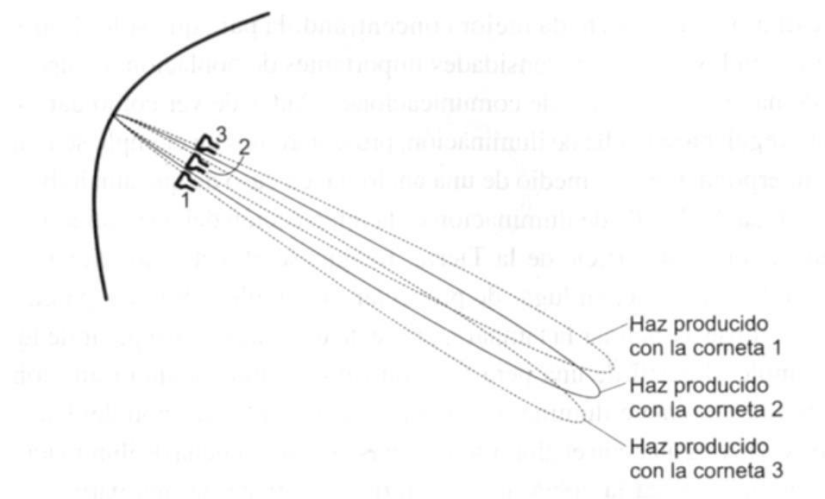


Figura 14. Ejemplo de dos posibles coberturas, utilizando dos arreglos diferentes de bocinas.

La otra alternativa para generar contornos de PIRE irregulares es usar una sola bocina pero con un plato de superficie irregular. Esto reduce el peso de las antenas como así también las pérdidas debidas al uso de demasiadas bocinas. Las perturbaciones o irregularidades en la superficie de la antena son diseñadas por medio de un procedimiento matemático iterativo. Estas irregularidades, que pueden ser hendiduras o crestas, y que producen los desfases necesarios, pueden tener una profundidad o una altura de uno o dos centímetros. Esta técnica, que elimina el uso de múltiples bocinas **permite obtener un ahorro de unos 10 millones de dólares en el costo de lanzamiento**, ya que la masa de la antena se reduce en unos 100 kg. La Figura 15 muestra una noción de cómo se genera una huella determinada con un plato parabólico de superficie irregular y la comparación con una antena con arreglo de bocinas.

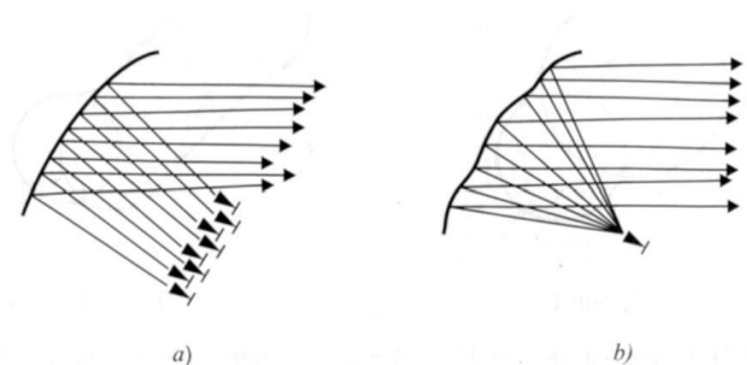


Figura 15. (a) Reflector parabólico convencional utilizando un arreglo de bocinas. (b) Reflector parabólico perfilado que usa una sola bocina.

Para el control y la telemetría suele usarse la misma antena de comunicaciones, aunque para la etapa de lanzamiento o en casos en que la antena de comunicaciones ha perdido su orientación, se utiliza una antena omnidireccional.

Los satélites de la constelación Iridio fueron los primeros en utilizar arreglos activos con control de fase. Se trata de un conjunto de varias antenas idénticas, donde la suma vectorial de los campos radiados producen el contorno adecuado. Como la fase que alimenta cada antena puede variarse electrónicamente, aún estando el aparato en órbita, el contorno del PIRE se puede modificar en cualquier momento según las circunstancias. Esta sería una tercera técnica para generar la huella de iluminación del satélite.

Subsistema de comunicaciones

Todas las señales provenientes de la Tierra, dentro de una cierta banda de frecuencias, entran al satélite por medio de la antena receptora. En el interior del aparato las señales son separadas por grupos, amplificadas y procesadas, trasladadas a una frecuencia más baja, amplificadas nuevamente y luego reagrupadas para retransmitirse hacia la Tierra a través de la antena transmisora. Cada grupo de los nombrados anteriormente se llama **transpondedor**. Una cantidad común de transpondedores en un satélite es 12 aunque puede variar (Nahuelsat tiene 18, por ejemplo). Cada canal de banda ancha o transpondedor tiene a su vez varios canales, que pueden ser de telefonía, datos, TV, etc.

Bandas y frecuencias asignadas

La capacidad de tráfico de un satélite está limitada por dos factores: ancho de banda y potencia de los amplificadores. En cuanto al ancho de banda, la ITU ha asignado a las comunicaciones satelitales las bandas VHF (30 – 300 MHz), UHF (0,3 – 3 GHz) y SHF (3 – 30 GHz). A su vez, estas bandas han sido subdivididas en sub-bandas, también llamadas

bandas. Por ejemplo, UHF tiene las bandas L y S, mientras que SHF contiene a las bandas C, X, Ku y Ka. Los tres tipos de servicio que la ITU ha definido, son:

1. FSS (Fixed Satellite Service) o servicio fijo por satélite. Se aplica a todo servicio de comunicaciones que no sea móvil ni de radiodifusión.

2. MSS (Mobile Satellite Service) o servicio móvil por satélite. Se refiere a toda comunicación entre dos puntos, donde uno o ambos pueden ser móviles.

3. BSS (Broadcast Satellite Service) o servicio de radiodifusión por satélite. Son señales transmitidas directamente a los hogares (también llamado DBS, Direct Broadcast Service, o DTH, Direct To Home).

Cada servicio tiene sus propias bandas de frecuencia asignadas y los límites inferior y superior de cada una de ellas pueden variar dependiendo de la región. En la tabla siguiente se resumen las bandas más usadas:

Banda	Enlace ascendente (GHz)	Enlace descendente (GHz)	Servicio
C: 6/4 GHz	5,925 – 6,425 (500 MHz)	3,700 – 4,200 (500 MHz)	FSS
X: 8/7 GHz	7,900 – 8,400 (500 MHz)	7,250 – 7,750 (500 MHz)	Comunicaciones militares
Ku: 14/12 GHz	14,0 – 14,5 (500 MHz)	11,7 – 12,2 (500 MHz)	FSS
Ku: 17/12 GHz	17,3 – 17,8 (500 MHz)	12,2 – 12,7 (500 MHz)	BSS
Ka: 30/20 GHz	27,5 – 31,0 (3.500 MHz)	17,7 – 21,2 (3.500 MHz)	FSS

Transpondedores

Las señales de comunicaciones recibidas por el satélite (voz, datos, TV, etc.) entran a él por el subsistema de antenas y luego de ser procesadas adecuadamente son transmitidas de nuevo a la Tierra. Fundamentalmente lo que se hace es amplificar la señal, para que llegue a la Tierra con un buen nivel de potencia, y trasladarla en frecuencia, para no interferir con las señales que se están recibiendo. El subsistema de comunicaciones realiza estas operaciones mediante filtros, amplificadores, convertidores de frecuencia, conmutadores de frecuencia y multiplexores, entre otros dispositivos.

La Figura 16 ilustra el subsistema de comunicaciones. Para mayor sencillez, sólo se destaca una de las posibles trayectorias o cadenas que hay en el subsistema de comunicaciones. A la trayectoria completa de cada repetidor, desde el punto 1 al 2 de la Figura 16 se le da el nombre de transpondedor. El satélite cuenta con muchos transpondedores y la cantidad depende del diseño del satélite.

Un satélite puede tener una o varias antenas receptoras, dependiendo de su diseño y aplicaciones y cada una de ellas debe ser capaz de recibir al mismo tiempo muchos canales con información que posteriormente serán amplificados por separado en distintos transpondedores. Las antenas receptoras y transmisoras tienen un ancho de banda muy grande, suficiente para operar a las frecuencias asignadas por los satélites actualmente, por ejemplo banda C o banda Ku. Según vimos anteriormente, el rango de frecuencias para operar

en estas bandas es de 500 MHz, tanto para transmisión como para recepción. Hay algunos satélites, llamados híbridos, que operan simultáneamente en ambas bandas, lo que duplica la capacidad en cuanto a la cantidad de canales que puede manejar.

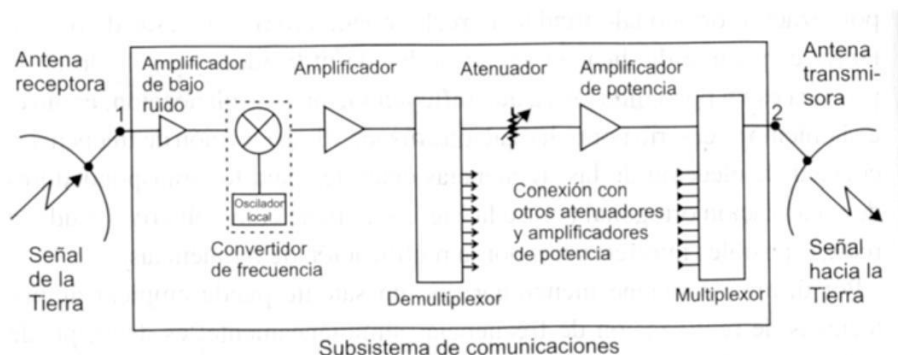


Figura 16. Subsistema de comunicaciones.

En la banda C, las frecuencias de transmisión desde la Tierra al satélite van desde 5,925 a 6,425 GHz, con una frecuencia central de 6,175 GHz. La antena receptora del satélite puede detectar todas esas frecuencias ya que tiene un ancho de banda mayor a 500 MHz. Los transpondedores, entre otras cosas, cambian las frecuencias de todas las señales que están en ese rango y la llevan a otro rango de igual ancho de banda (500 MHz), comprendido entre 3,7 y 4,2 GHz (para este caso de banda C). Finalmente, estas señales son transmitidas hacia la Tierra por medio de la antena transmisora del satélite. Un enlace de este tipo se representa con la nomenclatura 6/4 GHz, indicando que la señal sube al satélite con una frecuencia cercana a los 6 GHz y baja a la Tierra con una frecuencia cercana a los 4 GHz. En todos los enlaces, de cualquier banda, la frecuencia de subida es mayor que la frecuencia de bajada, para coseguir una disminución del tamaño de la antena receptora del satélite, ya que a mayor frecuencia mayor potencia recibida.

Al aumentar la frecuencia, disminuye λ y por lo tanto aumenta la potencia recibida.

Por conveniencia, el ancho de banda de 500 MHz se divide en espacios o segmentos, cuyo número depende de la aplicación del satélite. Una división bastante común es 12 segmentos de 36 MHz de ancho de banda cada uno, como se puede ver en la Figura 17. Los espacios libres entre segmentos son para disminuir la posibilidad de interferencias. Cada segmento podría trabajar, por ejemplo, con un canal de TV independiente, por lo que en total el satélite podría manejar 12 canales de televisión. De acuerdo a la Figura 17, la frecuencia central del transpondedor número 4 es de 6,085 GHz, es decir, ésta es la frecuencia a la que se está enviando, por ejemplo, un canal de televisión desde la Tierra hacia el satélite.

Ahora bien, la antena receptora no está captando solamente las frecuencias correspondientes al transpondedor número 4, sino que simultáneamente está recibiendo todas las frecuencias correspondientes a los 12 transpondedores. Es decir que están ingresando a ella diversos tipos de señales, como TV, canales telefónicos, datos, etc. Si bien esto no representa ninguna dificultad para la antena, sí lo es para el subsistema de comunicaciones que debe realizar las amplificaciones satisfactoriamente y en forma simultánea. Para facilitar este proceso del subsistema de comunicaciones es por lo que se divide el ancho de banda en segmentos llamados transpondedores. Luego de este proceso, las señales se vuelven a juntar

para ser retransmitidas hacia la Tierra. Cada transpondedor puede llevar varias portadoras, como lo sugiere la Figura 18.

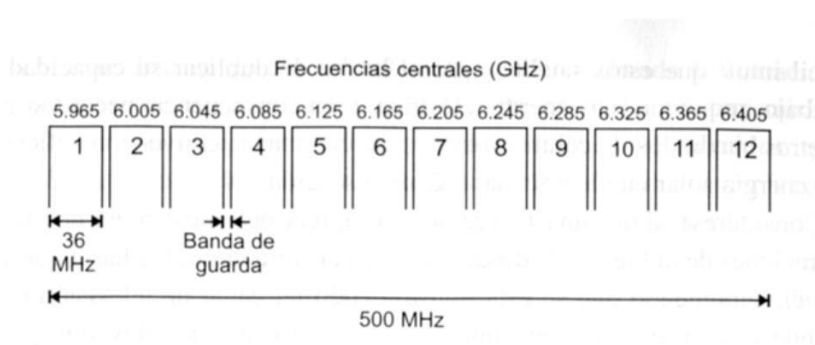


Figura 17. Ancho de banda de 500 MHz dividido en 12 transpondedores de 36 MHz cada uno.

El amplificador de bajo ruido que se encuentra a la entrada del transpondedor tiene un ancho de banda muy grande, 500 MHz. Tal ancho de banda se debe a que recibe simultáneamente todas las señales que llegan a través de la antena. Este dispositivo cuenta con un duplicado, es decir redundancia, de tal manera que si uno de los amplificadores falla entonces el enlace se transfiere a otro que esté funcionando correctamente.

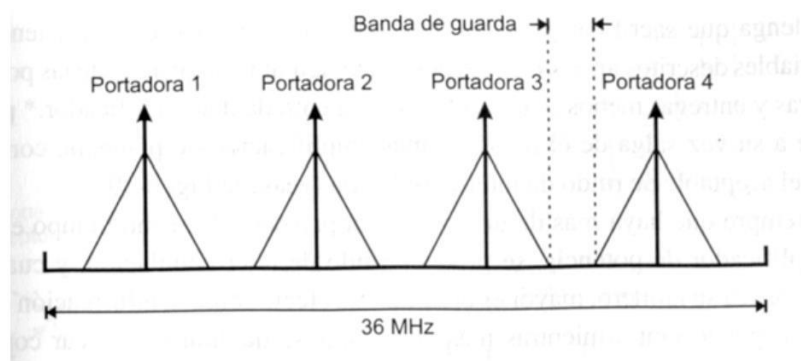


Figura 18. Ejemplo de ocupación de un transpondedor por varias portadoras.

Una vez que las señales han alcanzado un nivel de potencia adecuado, pasan por el convertidor de frecuencia que consta de un oscilador local. Esto permite hacer un corrimiento de frecuencia. Luego de esta operación las señales son separadas a través de un bloque demultiplexor que tiene una entrada y varias salidas. Por dicha entrada ingresa todo el ancho de banda de 500 MHz y a la salida se obtienen los canales separados de 36 MHz cada uno. Posteriormente, cada bloque de 36 MHz pasa por una etapa de amplificación muy fuerte para finalmente reunirse de nuevo mediante un multiplexor, formar el ancho de banda de 500 MHz y alimentar la antena transmisora del satélite.

La razón por la que el ancho de banda de 500 MHz se separa en bloques más chicos (36 MHz) es el hecho de que no es posible diseñar un amplificador de muy alta potencia que permita amplificar semejante ancho de banda. De esta manera, cada banda de 36 MHz es amplificada individualmente y luego se vuelven a juntar para transmitirse hacia la Tierra.

El transpondedor lleva un atenuador de microondas, activado en forma remota, que sirve para atenuar, en distinto grado, el nivel de señal de cada bloque de 36 MHz. 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 llegar a esta situación, la potencia total que entran a ellos debe tener un cierto valor, como se ilustra en la Figura 19. Sin embargo, no siempre es necesario o conveniente que el amplificador opere en el punto de saturación y todo depende del tipo de información que lleva la señal a amplificar.

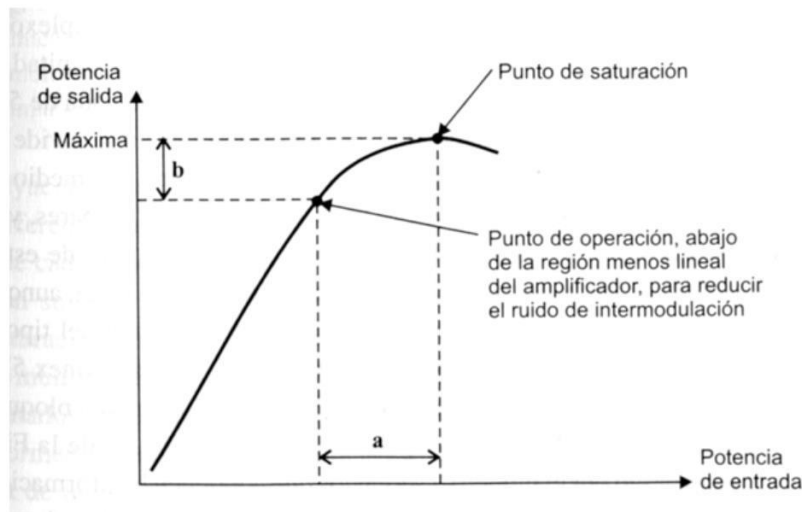


Figura 19. Curva característica no lineal de un amplificador de potencia.

Características y efectos del medio de propagación.

Vamos a ver ahora cómo se calcula la orientación de una antena terrestre hacia el satélite geostacionario con el que debe comunicarse.

Para orientar correctamente una antena en la dirección hacia donde está el satélite con el que debe comunicarse, se definen los ángulos de elevación y azimut. Estos ángulos son medidos tomando como referencia a la línea sobre la cual la antena tiene ganancia máxima. Si se trata de una antena parabólica, dicho eje coincide con el eje del plato parabólico. Este eje contiene al vértice y al foco (Figura 20). **El ángulo de elevación θ** se define como el ángulo formado entre el plano horizontal y el eje de la parábola.

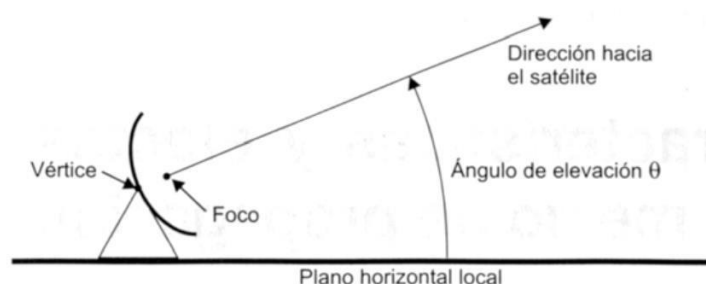


Figura 20. Definición de ángulo de elevación.

Tanto el ángulo de elevación θ como el ángulo de azimut ϕ dependen de las coordenadas geográficas de la estación terrena y de la posición orbital del satélite. El ángulo de azimut ϕ es medido en el sentido de las agujas del reloj entre la línea que une a la estación terrena con el norte geográfico y la proyección horizontal local de la línea de máxima radiación de la antena que debe apuntar hacia el satélite.

Si se usa una brújula para calcular el azimut, hay que tener en cuenta la declinación magnética correspondiente al lugar geográfico donde esté la estación. Hay que recordar que la brújula mide el ángulo que hay entre el eje magnético de la Tierra y cualquier línea visual. El eje magnético no tiene la misma dirección que el eje geográfico, siendo la diferencia entre ambos (declinación magnética) dependiente de cada región geográfica específica. En algunos lugares la declinación magnética es igual a cero y en otros lugares puede llegar a 100° .

Rango

La distancia que hay entre la estación terrena y el satélite se denomina rango. Esta distancia puede ser calculada a partir de la geometría de la Figura 22.

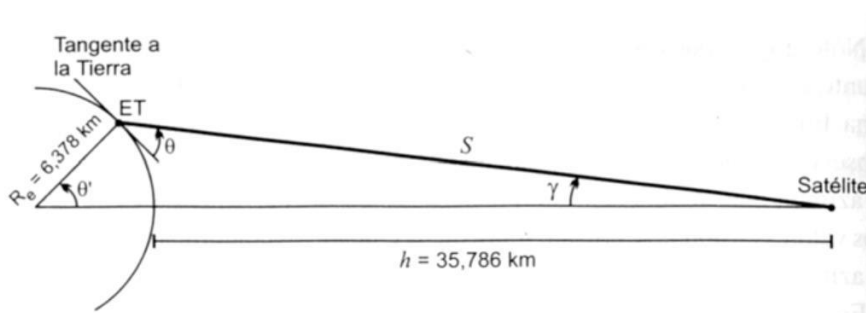


Figura 22. Geometría básica para el cálculo del rango S .

Atenuación por absorción atmosférica

Ya se ha comentado oportunamente que la atmósfera produce atenuación en la señal que la está atravesando. Esto se debe fundamentalmente a la presencia de vapor de agua, oxígeno y dióxido de carbono. La atenuación debida a la atmósfera es función del ángulo de elevación θ . Normalmente se puede obtener de una gráfica el valor de atenuación correspondiente a un ángulo de elevación de 90° .

Atenuación por lluvia

Cuando llueve sobre la zona donde está instalada una estación terrena, las señales portadoras son atenuadas conforme se propagan a través de la región del aire en donde esté lloviendo. La distancia total d que las señales viajan a través de la lluvia depende de la altura de las nubes con relación al piso y del ángulo de elevación θ de la antena de la estación.

Actualmente se puede saber con bastante precisión qué tanto se atenúa una señal por efecto de la lluvia, en función de la frecuencia de la señal y de la intensidad de la lluvia medida en milímetros sobre hora (mm/h). Las gotas de lluvia absorben energía al ser calentadas por las señales de microondas, y conforme la longitud de onda se hace comparable con el tamaño de las gotas el efecto es más severo, causando mayor atenuación en la banda Ka ($\lambda = 1$ cm) que en la banda Ku ($\lambda = 2$ cm) o en la C ($\lambda = 5$ cm). Además, una parte de la energía de la señal se dispersa al chocar ésta con las gotas de lluvia.

Como la lluvia no es permanente, para el diseño del enlace satelital resulta de interés el porcentaje de tiempo total en el que cierto valor especificado de mm/h es excedido (normalmente se toma como tiempo de referencia 1 año). Por ejemplo, decir que un cálculo de enlace ha sido diseñado considerando una intensidad o tasa de lluvia de 0,01%, significa que cuando llueva, la intensidad será mayor que la tomada como referencia en esa zona durante 0,01% del año, o sea, durante 53 minutos. Estos minutos son acumulados, por ejemplo, 2 minutos un día, 3 minutos otro día, etc., hasta acumular 53 minutos en un año. Este dato permite saber cómo sobredimensionar el sistema para cumplir con un cierto grado de servicio.