

Comunicaciones satelitales

INTRODUCCIÓN

En términos astronómicos, un *satélite* es un cuerpo celeste que gira en órbita en torno a un planeta (por ejemplo, la Luna es un satélite de la Tierra). Sin embargo, en términos aeroespaciales un satélite es un vehículo espacial lanzado por humanos, que describe órbitas alrededor de la Tierra o de otro cuerpo celeste. Los satélites de comunicaciones son fabricados por el hombre y giran en órbita en torno a la Tierra, permitiendo efectuar una multitud de comunicaciones hacia una gran variedad de consumidores, incluyendo suscriptores militares, gubernamentales, privados y comerciales.

En esencia, un *satélite de comunicaciones* es una repetidora de microondas en el cielo, formada por una diversa combinación de uno o más de los siguientes dispositivos: receptor, transmisor, regenerador, filtro, computadora de a bordo, multiplexor, demultiplexor, antena, guía de onda y casi cualquier otro circuito de comunicaciones electrónicas que se haya desarrollado. Una radiorrepetidora satelital se llama *transpondedor*, y un satélite puede tener muchos de ellos. Un *sistema satelital* consiste en uno o más vehículos espaciales, una estación en la Tierra para controlar el funcionamiento del sistema y una red de estaciones usuarias en la Tierra que proporcionan las instalaciones de interfaz para transmitir y recibir el tráfico de comunicaciones terrestres a través del sistema satelital.

Las transmisiones de y hacia los satélites se clasifican como de *bus* y de *carga útil*. En el bus se incluyen los mecanismos de control que respaldan la operación de carga útil. La carga útil es la información real de usuarios que pasa por el sistema. Aunque en años recientes hay cada vez más demanda de nuevos servicios de emisión de datos y de televisión, la transmisión de señales telefónicas convencionales de voz (en forma analógica o digital) sigue siendo el grueso de la carga útil de los satélites.

A principios de la década de 1960, la AT&T dio a conocer estudios que indicaban que unos pocos satélites poderosos, de diseño avanzado, podrían manejar más tráfico telefónico que toda la red existente de comunicaciones de larga distancia de AT&T. Se estimó que el costo de estos satélites sería sólo una fracción del costo de instalaciones terrestres equivalente, por microondas o por cable subterráneo. Desafortunadamente, como AT&T era una compañía privada y los reglamentos oficiales les prohibían desarrollar los sistemas satelitales, se dejó que

compañías más pequeñas y mucho menos lucrativas desarrollaran los sistemas satelitales, y AT&T continuó invirtiendo millones de dólares cada año para investigar sistemas convencionales terrestres, de microondas y de cable metálico. Por esta causa, los primeros desarrollos de la tecnología de satélites fueron lentos.

HISTORIA DE LOS SATÉLITES

El tipo más sencillo de satélite es un *reflector pasivo*, que sólo “rebota” las señales de un lugar a otro. Un satélite pasivo refleja las señales de regreso a la Tierra, porque no hay a bordo dispositivos de ganancia que amplifiquen o modifiquen las señales. La Luna es un satélite natural de la Tierra, visible por reflexión de la luz solar, y que tiene una órbita ligeramente elíptica. En consecuencia, la Luna fue el primer satélite pasivo en 1954, cuando la Marina de E. U. A., transmitió bien el primer mensaje por este sistema de comunicaciones de la Tierra a la Luna y a la Tierra. En 1956 se estableció un sistema de repetidoras entre Washington, D. C., y Hawaii, y hasta 1962 ofreció un servicio confiable de radiocomunicaciones de larga distancia, limitado sólo por la disponibilidad de la Luna. Sin embargo, al paso del tiempo, se vio que la Luna es un satélite de comunicaciones incómodo y no confiable, porque sólo está sobre el horizonte la mitad del tiempo, y su posición respecto a la Tierra cambia en forma constante.

Una ventaja obvia de los satélites pasivos es que no requieren equipos electrónicos complicados a bordo, aunque no necesariamente carezcan de energía. Algunos satélites pasivos requieren *transmisores por radiofaro*, para fines de rastreo y telemetría. Un radiofaro es una portadora no modulada, transmitida en forma continua, a la que se puede fijar una estación terrestre para usarla en la determinación del lugar exacto de un satélite, para que la estación terrestre pueda alinear sus antenas. Otra desventaja de los satélites pasivos es su uso ineficiente de la potencia transmitida. Por ejemplo, una cantidad tan pequeña como 1 parte de cada 10^{18} de la potencia transmitida por la estación terrestre regresa en realidad a las antenas receptoras de otras estaciones terrestres.

En 1957, Rusia lanzó el *Sputnik I*, el primer satélite terrestre *activo*. Un satélite activo es capaz de recibir, amplificar, reconformar, regenerar y retransmitir información. El *Sputnik I* transmitió información de telemetría durante 21 días. Después, el mismo año, Estados Unidos lanzó el *Explorer I*, que transmitió información de telemetría durante casi cinco meses.

La NASA lanzó el *Score*, en 1958, un satélite cónico de 150 lb. Con una grabación en cinta a bordo, retransmitió el mensaje de Navidad de 1958, del presidente Eisenhower. *Score* fue el primer satélite artificial en usarse para retransmitir comunicaciones terrestres. Era un satélite *repetidor con retardo*, porque recibía transmisiones de estaciones terrestres, las guardaba en cinta magnética, y a continuación las reemitía después hacia estaciones terrestres, más adelante en su órbita.

También la NASA, en conjunto con Bell Telephone Laboratories y el Jet Propulsion Laboratory lanzaron *Echo* en 1960, un globo de plástico de 100 pies de diámetro, con recubrimiento de aluminio. *Echo* reflejaba en forma pasiva las señales que recibía de grandes antenas de la estación terrestre. Era sencillo y confiable, pero requería transmisores de potencia extremadamente alta en las estaciones terrestres. La primera transmisión trasatlántica en usar un satélite se logró con *Echo*. También en 1960, el Departamento de la Defensa de E. U. A., lanzó *Courier*, que fue el primer satélite del tipo de transpondedor. *Courier* transmitió 3 W de potencia y sólo duró 17 días.

En 1962, AT&T lanzó *Telstar I*, el primer satélite activo en recibir y transmitir señales de radio en forma simultánea. El equipo electrónico de *Telstar I* se dañó con la radiación de los recién descubiertos cinturones de Van Allen y, en consecuencia, sólo duró unas pocas semanas. En 1963 fue lanzado *Telstar II*, con éxito, y era idéntico, electrónicamente, al *Telstar I*, pero más resistente a la radiación. Se usó *Telstar II* para transmisiones telefónicas, de TV, facsímil y datos, y logró transmitir bien la primera transmisión trasatlántica de video.

El *Syncom I* se lanzó en febrero de 1963, y fue el primer intento de colocar en órbita un satélite geosincrónico. Desafortunadamente, se perdió durante su inyección en órbita; sin embargo, fueron lanzados con éxito el *Syncom II* y el *Syncom III* en febrero de 1963 y en agosto de 1964, respectivamente. El satélite *Syncom II* se usó en la transmisión de los Juegos Olímpicos de Tokio, en 1964. Los satélites *Syncom* demostraron la factibilidad de usar satélites geosíncronos.

A partir de los proyectos *Syncom*, varias naciones y empresas privadas han lanzado con éxito satélites que hoy se usan para proporcionar comunicaciones globales nacionales, regionales e internacionales. Hoy, hay varios cientos de sistemas satelitales de comunicaciones que funcionan casi en cualquier rincón del mundo. Estas empresas proporcionan circuitos mundiales, telefónicos y de datos, de portadora común fija, emisión de televisión de punto a punto, distribución de red de televisión, emisión de música, servicio de teléfono móvil, servicio de navegación y redes privadas de comunicaciones para grandes corporaciones, agencias gubernamentales y aplicaciones militares.

El primer satélite comercial de telecomunicaciones fue *Intelsat I* (apodado *pájaro madrugador*). Fue lanzado de Cabo Kennedy en 1965, y usó dos transpondedores y un ancho de banda de 25 MHz, para conducir en forma simultánea una señal de televisión y 480 canales de voz. Intelsat quiere decir Organización Internacional de Telecomunicaciones Satelitales. Es una red comercial global que se manifestó en 1964, desde el interior de las Naciones Unidas. Es un consorcio de más de 120 naciones, que tiene el compromiso de proporcionar comunicaciones satelitales a nivel mundial, sin discriminación, usando cuatro categorías básicas de servicio: telefonía internacional conmutada pública, emisiones de radio y TV, redes de líneas privadas y comerciales y comunicaciones domésticas y regionales. Entre 1966 y 1987, Intelsat lanzó una serie de satélites llamados *Intelsat II, III, IV, V* y *VI*. El *Intelsat VI* tiene una capacidad de 80,000 canales de voz. Entre los lanzamientos más recientes de satélites de Intelsat están los vehículos espaciales de las series 500, 600, 700 y 800.

La antigua Unión Soviética lanzó el primer conjunto de *satélites domésticos* (Domsats) o *nacionales* en 1966, llamándolos *Molniya*, que quiere decir “relámpago”. Los Domsats son satélites que son propiedad de un solo país, que los opera y usa. En 1972, Canadá lanzó su primer satélite comercial llamado *Anik*, palabra Inuit que quiere decir “hermanito”. La Western Union lanzó su primer satélite Westar en 1984, y la Radio Corporation of America (RCA) lanzó sus primeros Satcom (*Satellite Communications*) en 1975. Hoy, en Estados Unidos, una empresa de propiedad pública, llamada *Communications Satellite Corporation* (Comsat) reglamenta el uso y funcionamiento de los satélites estadounidenses, y también establece sus tarifas. Aunque una empresa o gobierno puede poseer un satélite, por lo general, sus instalaciones se ponen a la disposición de quien quiera pagarlas. En Estados Unidos se usa hoy la mayor parte del tiempo mundial disponible de satélites: el 24%; el segundo lugar es de Gran Bretaña con 13% y les sigue Francia con 6%.

LEYES DE KEPLER

Un satélite permanece en órbita porque las fuerzas centrífugas causadas por su rotación en torno a la Tierra se equilibran con la atracción gravitacional de ésta. A principios del siglo XVII, al investigar las leyes del movimiento planetario (es decir, el movimiento de los planetas y sus cuerpos asociados llamados lunas), Johannes Kepler (1571-1630), astrónomo alemán, descubrió las leyes que gobiernan el movimiento de los satélites. Las leyes del movimiento planetario describen la forma de la órbita, las velocidades del planeta y la distancia de un planeta con respecto al Sol. Las *leyes de Kepler* se pueden enunciar en forma sencilla como sigue: 1) los planetas describen elipses con el Sol en uno de los focos, 2) la línea que une al Sol con un planeta barre áreas iguales en intervalos iguales de tiempo, y 3) el cuadrado del tiempo de revolución de un planeta, dividido entre el cubo de su distancia promedio al Sol es un número igual para todos los planetas. Las leyes de Kepler se pueden aplicar a dos cuerpos cualesquiera en el espacio que interaccionen por gravitación. El mayor de los dos cuerpos se llama *primario*, y el menor es el *secundario*, o *satélite*.

La primera ley de Kepler establece que un satélite describe una órbita alrededor de un cuerpo primario (como la Tierra) siguiendo una trayectoria elíptica. Una elipse tiene dos *focos*, como se ve en la fig. 18-1a: F_1 y F_2 , y el centro de masa, llamado baricentro, de un sistema de dos cuerpos siempre está en uno de los focos. Como la masa de la Tierra es mucho mayor que la del satélite, el centro de masa siempre coincide con el centro de la Tierra. Las propiedades geométricas de la elipse se suelen referir a uno de los focos, que lógicamente se selecciona como el que está en el centro de la Tierra.

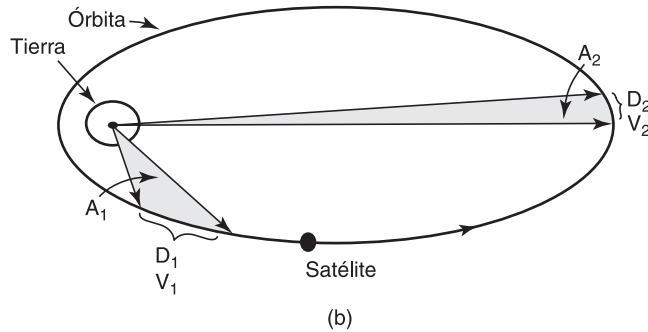
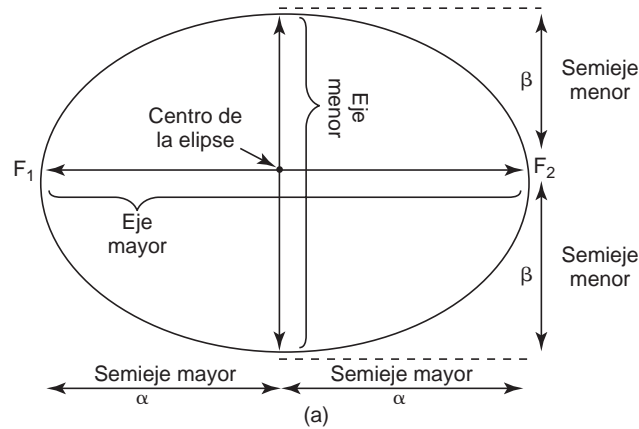


FIGURA 18-1 (a) Focos F_1 y F_2 ; semieje mayor a y semieje menor b de una elipse; (b) segunda ley de Kepler

Para el semieje mayor (α) y el semieje menor (β) de la fig. 18-1a, la *excentricidad* de la elipse se define como sigue

$$\epsilon = \frac{\sqrt{\alpha^2 - \beta^2}}{\alpha} \quad (18-1)$$

siendo ϵ la excentricidad.

La segunda ley de Kepler, enunciada en 1609 con la primera, se conoce como la *ley de las áreas*, y establece que para intervalos iguales de tiempo, un satélite barre áreas iguales en el plano de su órbita, con foco en el baricentro. Como se ve en la fig. 18-1b, para un satélite que recorre las distancias D_1 y D_2 metros en 1 segundo, las áreas A_1 y A_2 son iguales. Debido a la ley de áreas iguales, la distancia D_1 debe ser mayor que D_2 y, en consecuencia, la velocidad V_1 debe ser mayor que la velocidad V_2 . La velocidad es máxima en el punto de máxima aproximación a la Tierra (llamado *perigeo*), y la velocidad es mínima en el punto más alejado de la Tierra (llamado *apogeo*).

La tercera ley de Kepler, publicada en 1619, se llama a veces la *ley armónica*. Establece que el cuadrado del periodo (el tiempo en recorrer la órbita) es proporcional al cubo de la distancia promedio entre el primario y el satélite. Esta distancia promedio es igual al semieje mayor; por lo anterior, se puede enunciar matemáticamente la tercera ley de Kepler como sigue

$$\alpha = AP^{2/3} \quad (18-2)$$

donde A = constante (kilómetros)
 α = semieje mayor (kilómetros)
 P = días solares medios en la Tierra

y P es la relación del tiempo de un día sideral ($t_s = 23$ horas y 56 minutos) entre el tiempo de una revolución de la Tierra en torno a su eje ($t_e = 24$ horas)

Por lo anterior,

$$\begin{aligned}
 P &= \frac{t_s}{t_e} \\
 &= \frac{1436 \text{ minutos}}{1440 \text{ minutos}} \\
 &= 0.9972
 \end{aligned}$$

Al rearmar la ecuación 18-2 y despejar la constante A en el caso de la Tierra, se obtiene

$$A = 42241.0979$$

Las ecuaciones 18-1 y 18-2 se aplican al caso ideal, cuando un satélite gira en torno a un cuerpo perfectamente esférico, sin fuerzas exteriores. En realidad, el agrandamiento ecuatorial de la Tierra y las fuerzas perturbadoras externas producen desviaciones del movimiento ideal del satélite. Sin embargo, y por fortuna, se pueden calcular y compensar las desviaciones principales. Los satélites con órbita cercana a la Tierra quedan afectados por la resistencia atmosférica y por el campo magnético terrestre. Sin embargo, para los satélites más alejados, las principales fuerzas perturbadoras son los campos gravitacionales del Sol y de la Luna.

ÓRBITAS DE SATÉLITES

La mayoría de los satélites que se han mencionado hasta ahora son *orbitales*, que son *asíncronos*. Los satélites asíncronos giran en torno a la Tierra en órbitas elípticas o circulares, como se ve en las figs. 18-2a y b. En una órbita circular, la velocidad de rotación es constante; sin embargo, en órbitas elípticas la velocidad depende de la altura del satélite sobre la Tierra. Es mayor cuando el satélite está cerca de la Tierra que cuando está más lejos.

Si el satélite describe su órbita en la misma dirección que la de rotación de la Tierra (en el sentido de las manecillas del reloj) y su velocidad angular es mayor que la de la Tierra ($\omega_s > \omega_e$), la órbita se llama *prógrada* o *posígrada*. Si su órbita tiene dirección contraria a la de rotación de la Tierra, o la misma dirección, pero con una velocidad angular menor que la de la Tierra ($\omega_s < \omega_e$), la órbita del satélite es *retrógrada*. La mayoría de los satélites asíncronos gira en torno a la Tierra con órbitas prógradas. Por consiguiente, su posición cambia en forma continua con respecto a un punto fijo de la Tierra. Por lo mismo, los satélites asíncronos se deben usar cuando están disponibles, lo cual puede ser sólo de 15 minutos por órbita. Otra desventaja de estos satélites es la necesidad de equipo complicado y costoso de rastreo en las estaciones terrestres, para poder localizar al satélite cuando se avista en cada órbita, y entonces enganchar la antena al satélite y seguirlo a medida que va pasando. Sin embargo, una gran ventaja de los satélites orbitales es que no se requieren a bordo cohetes de propulsión para mantenerlos en sus órbitas respectivas.

Categorías de elevación de satélites

En general, los satélites se clasifican por tener ya sea una *órbita terrestre baja* (LEO, por *low Earth orbit*), *órbita terrestre intermedia* (MEO, por *medium Earth orbit*) o una *órbita terrestre geosíncrona* (GEO, por *geosynchronous Earth orbit*). La mayoría de los satélites LEO trabaja en el intervalo de frecuencias de 1.0 a 2.5 GHz. *Iridium*, el sistema telefónico satelital de Motorola, es un sistema LEO que usa una constelación de 66 satélites que orbitan a unas 480 millas sobre la superficie terrestre. La principal ventaja de estos satélites es que la pérdida de trayectoria entre las estaciones terrestres y los vehículos espaciales es mucho menor que para satélites que giran en órbitas de altura intermedia o grande. La menor pérdida de trayectoria equivale a menores potencias de transmisión, menores antenas y menor peso.

Los satélites MEO trabajan en la banda de frecuencias de 1.2 a 1.66 GHz, y giran entre 6000 y 12,000 millas sobre la Tierra. El sistema satelital *NAVSTAR*, del Departamento de

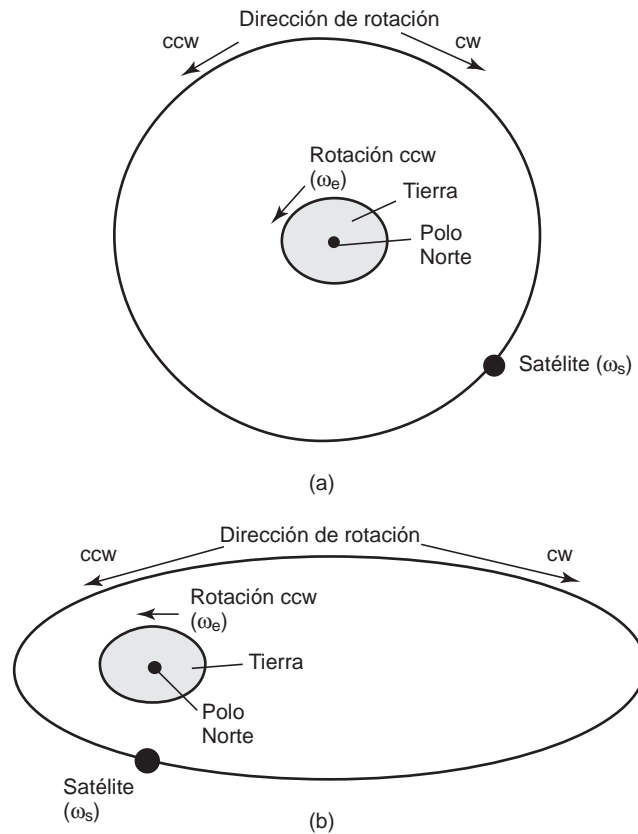


FIGURA 18-2 Órbitas de satélites: (a) circular; (b) elíptica

Defensa en Estados Unidos para posicionamiento global es MEO, con una constelación de 21 satélites funcionales y seis de reserva, que giran a unas 9500 millas sobre la Tierra.

Los satélites geosíncronos son de órbita terrestre de gran altura, que funcionan principalmente en el espectro de frecuencias de 2 a 18 GHz, cuyas órbitas están a 22,300 millas sobre la superficie terrestre. La mayoría de los satélites de comunicaciones está en órbita geosíncrona. Los satélites geosíncronos o *geoestacionarios* son aquellos que giran en círculo con velocidad angular igual a la de la Tierra. Tienen un tiempo de órbita aproximado de 24 horas, igual que la Tierra; así, los satélites geosíncronos parecen estacionarios, porque quedan en una posición fija con respecto a determinado punto en la Tierra.

Se dice que los satélites asíncronos en órbitas circulares altas, entre 19,000 y 25,000 millas sobre la Tierra están en una órbita *casi síncrona*. Cuando esta órbita es un poco menor que 22,300 millas sobre la Tierra, el tiempo orbital del satélite es menor que el periodo de rotación de la Tierra. Por consiguiente, el satélite se mueve lentamente en torno a la Tierra en dirección oeste a este. A esta clase de órbita casi síncrona se le llama *subsíncrona*. Si la órbita es más alta que 22,300 millas, el tiempo orbital del satélite es mayor que el periodo rotacional de la Tierra, y parece que el satélite tiene un movimiento en reversa (retrógrado) de este a oeste.

Trayectorias orbitales de los satélites

Antes de examinar las trayectorias orbitales de los satélites, se explicarán algunos de los términos básicos con que se describen las órbitas. Véase la fig. 18-3 para captar mejor las siguientes definiciones.

apogeo — es el punto de una órbita que está más alejado de la Tierra.

perigeo — es el punto de una órbita que está más próximo a la Tierra.

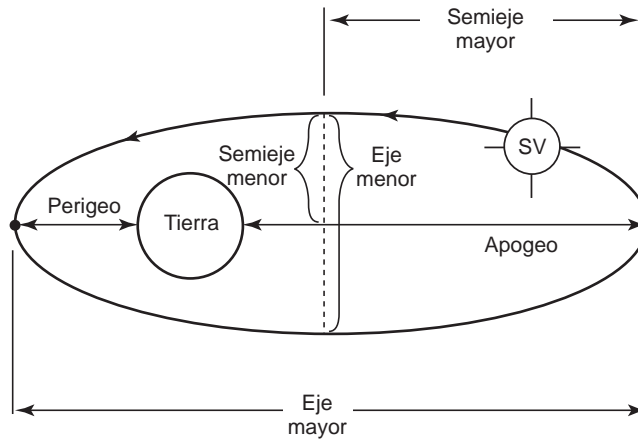


FIGURA 18-3 Términos usados en órbitas de satélites

eje mayor— es la línea que une al perigeo con el apogeo y que pasa por el centro de la Tierra; a veces se le llama *línea de los ápsides*.

eje menor— es la perpendicular al eje mayor, a la mitad entre el perigeo y el apogeo. A la mitad de la longitud del eje menor se le llama *semieje menor*.

Aunque hay una cantidad infinita de trayectorias orbitales, sólo tres son útiles para los satélites de comunicaciones. La fig. 18-4 muestra tres trayectorias que puede seguir un satélite al girar en torno a la Tierra: inclinada, ecuatorial y polar. Todos los satélites giran en torno a la Tierra describiendo una órbita que define un plano que pasa por el centro de gravedad de la Tierra, el llamado *geocentro*.

Las *órbitas inclinadas* son virtualmente todas, excepto las que van directamente arriba del ecuador o directamente arriba de los polos Norte y Sur. La fig. 18-5a muestra el *ángulo de inclinación* de una órbita satelital. Es el ángulo que forma el plano ecuatorial terrestre con el plano orbital de un satélite, medido en dirección de las manecillas del reloj, en el punto de la órbita donde cruza el plano ecuatorial yendo de sur a norte. Este punto se llama *nodo ascendente*, y se ve en la fig. 18-5b. El punto donde una órbita polar o inclinada cruza al plano ecuatorial, cuando va de norte a sur, se llama *nodo descendente*, y la línea que une los nodos ascendente y descendente, que pasa por el centro de la Tierra, se llama *línea de los nodos*. Los ángulos de inclinación varían de 0 a 180°. Para proporcionar cobertura a regiones de grandes latitudes, las órbitas inclinadas suelen ser elípticas. De acuerdo con la segunda ley de Kepler, la velocidad angular del satélite es menor en su apogeo. Por consiguiente, el satélite permanece visible durante un mayor intervalo de tiempo en las grandes latitudes, si el apogeo está sobre la región de gran latitud.

Una *órbita ecuatorial* es cuando el satélite gira en órbita directamente arriba del ecuador, por lo general, en una trayectoria circular. En una órbita ecuatorial, el ángulo de inclinación es 0° y no hay nodos ascendente ni descendente y, por lo mismo, no hay línea de los nodos. Todos los satélites geosíncronos están en órbitas ecuatoriales.

Una *órbita polar* es cuando el satélite gira en una trayectoria que lo hace pasar sobre los polos Norte y Sur, en una órbita perpendicular al plano ecuatorial. Los satélites de órbita polar siguen una trayectoria de baja altura, cercana a la Tierra, y que pasa sobre y muy cerca de los polos Norte y Sur. El ángulo de inclinación de un satélite en órbita polar es de casi 90°. Es interesante notar que se puede cubrir el 100% de la superficie terrestre con un solo satélite en órbita polar. Los satélites en órbitas polares giran en torno a la Tierra en una órbita longitudinal, mientras la Tierra gira sobre su eje en una rotación latitudinal. En consecuencia, la figura de radiación del satélite es una línea diagonal que forma una espiral sobre la superficie terrestre, que se asemeja a un anuncio de peluquería. En consecuencia, todo lugar sobre la Tierra queda dentro del alcance de radiación del satélite en órbita polar, dos veces al día.

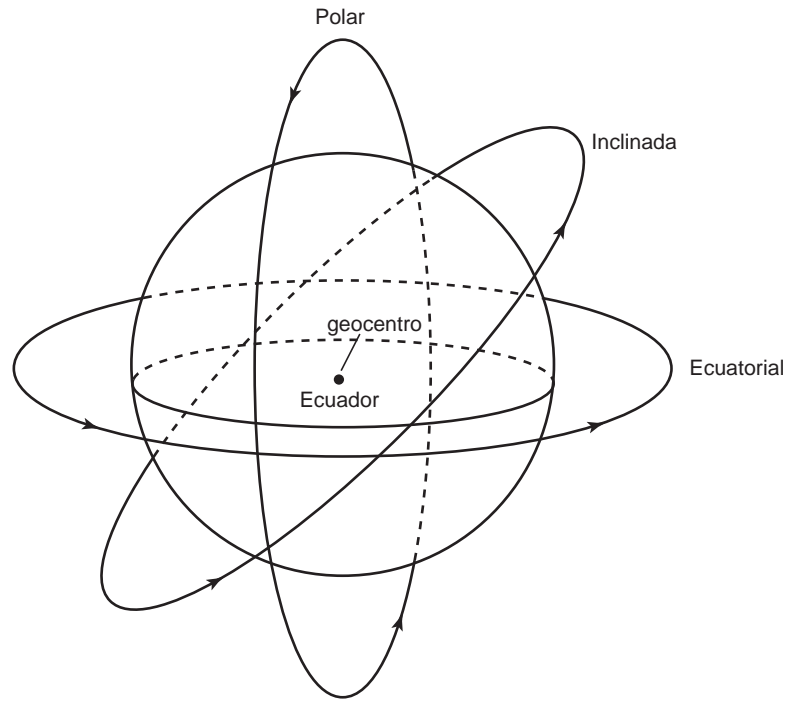


FIGURA 18-4 Clases de órbitas de satélite

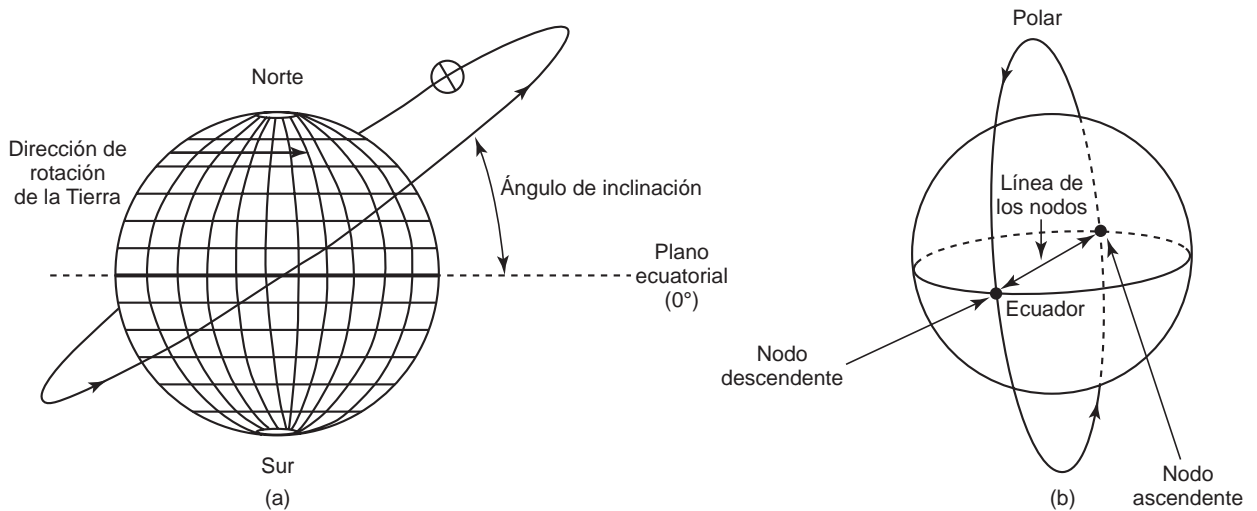


FIGURA 18-5 (a) Ángulo de inclinación; (b) nodo ascendente, nodo descendente y línea de los nodos

La Tierra no es una esfera perfecta, porque se ensancha en el ecuador. De hecho, se creía en forma errónea, hasta principios del siglo XIX, que el Volcán Chimborazo, de 6310 msnm, era el punto más alto del planeta. Sin embargo, a causa del agrandamiento ecuatorial, sucede que el Chimborazo es el punto más alejado del centro de la Tierra. Un efecto importante del ensanchamiento ecuatorial es que causa que las órbitas elípticas giren de tal manera que el apogeo y el perigeo giren en torno a la tierra. A este fenómeno se le llama *rotación de la línea de los ápsides*; sin embargo, si el ángulo de inclinación es 63.4° , la rotación es cero. Entonces los satélites que

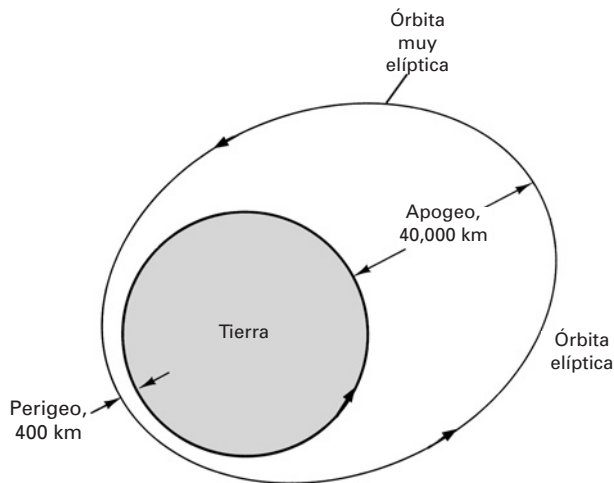


FIGURA 18-6 Órbita del satélite soviético *Molniya*

deban tener un apogeo sobre determinada región se lanzan en órbitas con ángulos de inclinación de 63.4° , y a eso se le llama la ranura de 63° .

Uno de los sistemas orbitales satelitales más interesantes de los usados hoy es el sistema *Molniya* de la Comunidad de Estados Independientes (antes URSS), que se ve en la fig. 18-6. *Molniya* se puede escribir también *Molnya* y *Molnia*, y quiere decir “relámpago” en ruso (en ruso coloquial quiere decir “flash noticioso”). Los satélites *Molniya* son para comunicaciones gubernamentales, teléfono, televisión y video.

La serie de satélites *Molniya* tiene órbitas elípticas muy inclinadas, para dar servicio a las regiones más norteañas, donde habría que apuntar las antenas demasiado cerca del horizonte para detectar las señales de los vehículos espaciales geoestacionarios que giran en órbita ecuatorial. Los satélites *Molniya* tienen un apogeo más o menos de 40,000 km, y su perigeo es de 400 km. El apogeo se alcanza mientras están sobre el Hemisferio Norte, y el perigeo sobre el Hemisferio Sur. El tamaño de la elipse se escogió para que el periodo fuera la mitad de un *día sideral*. Un día sideral, o sidéreo, es el tiempo que tarda la tierra en volver a dar la cara a la misma constelación. El día sideral de la Tierra es 23 horas y 56 minutos, un poco menor que el tiempo necesario para una rotación completa en torno a su eje, que es de 24 horas. A veces, al día sideral se le llama *periodo*, o *periodo sideral*.

Debido a su forma orbital única, los satélites *Molniya* son sincrónicos con la rotación de la Tierra. Durante una órbita de 12 horas del satélite, pasa unas 11 horas sobre el Hemisferio Norte. Tres o más vehículos espaciales se siguen entre sí en esta órbita y se *pasan* las comunicaciones entre sí, para hacer posibles las comunicaciones continuas y minimizar al mismo tiempo el rastreo en estaciones terrestres. Los satélites con órbitas como los *Molniya* se clasifican a veces como de órbita muy elíptica (HEO, de *highly elliptical orbit*).

SATÉLITES GEOESTACIONARIOS

Como se dijo antes, los satélites geosíncronos describen órbitas sobre el ecuador, con la misma velocidad angular que la Tierra. En consecuencia, los satélites geosíncronos (llamados también *estacionarios* o *geoestacionarios*) parecen estar en un lugar fijo sobre un punto en la superficie terrestre. Debido a ello, no se necesita equipo especial de antenas de rastreo; las antenas de las estaciones terrestres sólo se apuntan al satélite en forma permanente. Un solo satélite geosíncrono de gran altitud puede proporcionar comunicaciones confiables aproximadamente a un 40% de la superficie terrestre.

Los satélites permanecen en órbita como resultado del equilibrio entre las fuerzas centrífuga y gravitacional. Si un satélite viaja a demasiada velocidad, su fuerza centrífuga supera a la de la gravedad de la Tierra, y el satélite se sale de órbita y escapa al espacio. A menores velocidades, la fuerza centrífuga del satélite no es suficiente, y la gravedad tiende a atraer al vehículo hacia la Tierra. Es obvio que hay un equilibrio delicado entre aceleración, velocidad y distancia, con el que se balancean exactamente los efectos de las fuerzas centrífuga y gravitacional.

Mientras más cerca de la Tierra gira un satélite, la fuerza gravitacional es mayor, y la velocidad necesaria para evitar que caiga a Tierra es mayor. Los satélites de baja altura que giran en órbita a 100 millas sobre la Tierra viajan a una velocidad aproximada de 17,500 millas por hora. A esta velocidad tardan más o menos hora y media en dar la vuelta a la Tierra. En consecuencia, el tiempo durante el cual un satélite está en la línea de vista de determinada estación es 0.25 horas o menos, por órbita. Los satélites de órbita terrestre de altura intermedia tienen un periodo de rotación de 5 a 12 horas y permanecen en la línea de vista de determinada estación terrestre entre 2 y 4 horas por órbita. Los satélites terrestres de gran altitud, en órbitas geosíncronas, se mueven a unas 6840 millas por hora, y completan una revolución en torno a la Tierra en unas 24 horas.

Las órbitas geosíncronas son circulares y, por consiguiente, la velocidad orbital es constante. Sólo hay una órbita geosíncrona terrestre; sin embargo, está ocupada por gran cantidad de satélites. De hecho, la órbita geosíncrona es la que más se usa, por la razón obvia de que los satélites en órbitas geosíncronas permanecen en una posición fija respecto a la Tierra y, en consecuencia, no deben ser rastreados por antenas en estaciones terrestres.

En el caso ideal, los satélites geosíncronos deberían permanecer estacionarios sobre el lugar elegido sobre el ecuador, en una órbita ecuatorial; sin embargo, el Sol y la Luna ejercen fuerzas gravitacionales, los vientos solares barren la Tierra, y la Tierra no es perfectamente esférica. Por lo anterior, estas fuerzas no compensadas hacen que los satélites geosíncronos se aparten en forma gradual de sus lugares asignados, describiendo un ocho con un periodo de 24 horas, que sigue una trayectoria errante un poco arriba y abajo del plano ecuatorial. En esencia, se presenta en una clase especial de órbita inclinada, que a veces se llama *órbita inclinada estacionaria*. Los controladores en tierra deben ajustar en forma periódica las posiciones del satélite para contrarrestar estas fuerzas. Si no lo hacen, se acumularía la desviación respecto al plano ecuatorial con una rapidez de 0.6 a 0.9° por año. Además, los satélites geosíncronos en órbita elíptica también derivan en dirección este u oeste, vistos desde la Tierra. Al proceso de maniobrar para mantener a un satélite dentro de una ventana preasignada se llama *mantenimiento de estación*.

Hay varios requisitos para los satélites en órbitas geoestacionarias. La primera y más obvia es que deben tener un ángulo de inclinación de 0° (es decir, que el satélite debe estar en órbita directamente en el plano ecuatorial de la Tierra). El satélite también debe recorrer su órbita en la misma dirección que la rotación de la Tierra (hacia el este, hacia el sol naciente), con la misma velocidad angular (de rotación): una revolución por día.

El semieje mayor de una órbita terrestre geosíncrona es la distancia del centro de la Tierra a un satélite en esa órbita; es decir, es el radio de la órbita medido del geocentro terrestre al vehículo satelital. Al aplicar la tercera ley de Kepler, en la ecuación 18-2, con $A = 42241.0979$ y $P = 0.9972$, el semieje mayor es

$$\begin{aligned} \alpha &= AP^{2/3} \\ &= (4224.0979)(0.9972)^{2/3} \\ &= 42,164 \text{ km} \end{aligned} \quad (18-3)$$

Por consiguiente, los satélites en órbita geosíncrona giran en círculo directamente arriba del ecuador, a 42,164 km del centro de la Tierra. Como el radio ecuatorial aproximado de la Tierra es de 6378 km, la altura sobre el nivel medio del mar (h) de un satélite en órbita geosíncrona es

$$\begin{aligned} h &= 42,164 \text{ km} - 6378 \text{ km} \\ &= 35,768 \text{ km} \end{aligned}$$

más o menos 22,300 millas (35,800 km) sobre la superficie terrestre.

Velocidad orbital de un satélite geosíncrono

La circunferencia C de una órbita geosíncrona es

$$\begin{aligned}C &= 2\pi(42,164 \text{ km}) \\ &= 264,790 \text{ km}\end{aligned}$$

Entonces, la velocidad tangencial o rectilínea v del satélite geosíncrono es

$$\begin{aligned}v &= \frac{264,790 \text{ km}}{24 \text{ hr}} \\ &= 11,033 \text{ km/hr}\end{aligned}$$

o $v \approx 6840 \text{ mph}$

Tiempo de retardo por viaje redondo para los satélites geosíncronos

El retardo de propagación por recorrido de ida y vuelta, entre un satélite y una estación terrestre directamente abajo de él es

$$\begin{aligned}t &= \frac{d}{c} \\ &= \frac{2(35,768 \text{ km})}{3 \times 10^5 \text{ km/s}} \\ &= 238 \text{ ms}\end{aligned}$$

Si se incluyen los retardos en los equipos de estación terrestre y del satélite, se necesita más de un cuarto de segundo para que una onda electromagnética vaya de una estación terrestre a un satélite, y regrese, cuando la estación está directamente abajo del satélite. Cuando las estaciones terrestres están en lugares más alejados, el retardo de propagación es todavía mayor, y puede ser importante en conversaciones telefónicas o transmisiones de datos en dos sentidos.

Órbita de Clarke

A veces, a una órbita terrestre geosíncrona se le llama *órbita de Clarke*, o *cinturón de Clarke*, en honor de Arthur C. Clarke, primero en sugerir su existencia en 1945, y en proponer su uso para satélites de comunicaciones. Clarke fue ingeniero, científico y autor de varios libros de ciencia ficción, incluyendo *2001: Odisea del espacio*. La órbita de Clarke cumple con el conciso conjunto de especificaciones de órbitas de satélites geosíncronos: 1) estar directamente arriba del ecuador, 2) viajar en la misma dirección que la de rotación de la Tierra, a 6840 millas por hora, 3) tener 22,300 millas de altura sobre la Tierra, y 4) describir una revolución cada 24 horas. Como se ve en la fig. 18-7, tres satélites en órbitas de Clarke, a 120° de longitud uno de otro, pueden proporcionar comunicaciones en todo el globo terrestre, excepto en las regiones polares.

Al principio, por un acuerdo internacional, todos los satélites colocados en la órbita de Clarke deberían estar separados por cuando menos 1833 millas. Esta estipulación equivale a una separación angular de 4° o más, con lo que se limita la cantidad de vehículos satelitales en órbita geosíncrona a menos de 100. Sin embargo, hoy los acuerdos internacionales permiten que los satélites se coloquen mucho más cerca, entre sí. La fig. 18-8 muestra los lugares de varios satélites en órbita geosíncrona.

Ventajas y desventajas de los satélites geosíncronos

Las ventajas y desventajas de los satélites geosíncronos son las siguientes:

Ventajas

1. Los satélites geosíncronos permanecen casi estacionarios con respecto a una determinada estación terrestre. En consecuencia, las estaciones terrestres no necesitan costosos equipos de rastreo.
2. Los satélites geosíncronos están disponibles para todas las estaciones terrestres dentro de su *sombra* el 100% del tiempo. La sombra de un satélite abarca todas las estaciones

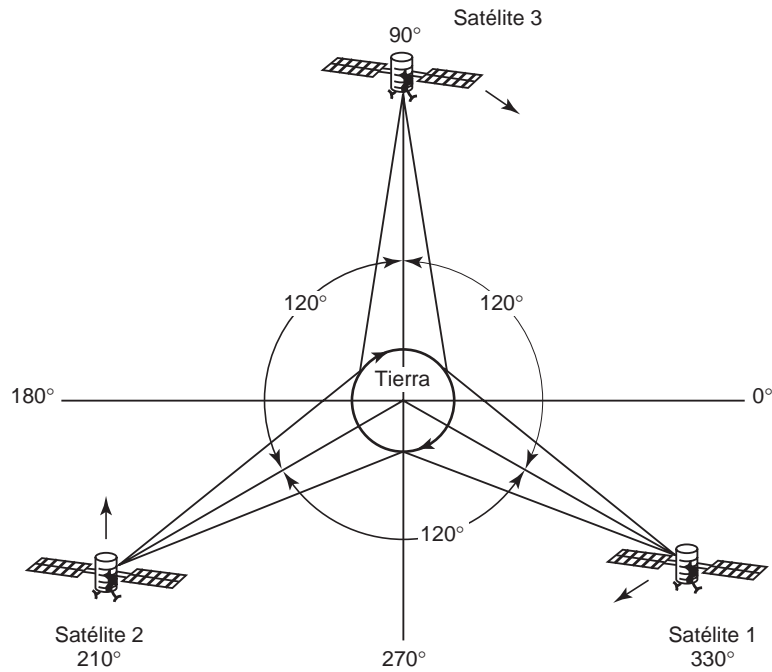


FIGURA 18-7 Tres satélites geosíncronos en órbitas de Clarke

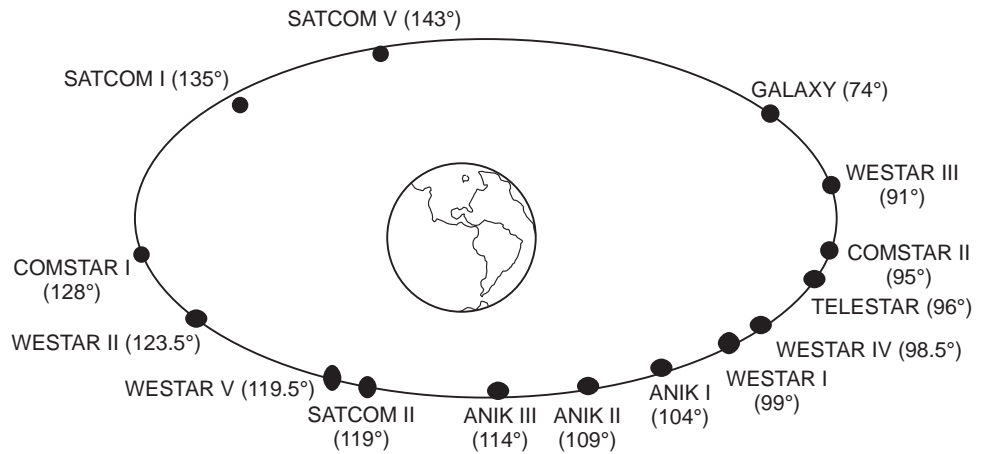


FIGURA 18-8 Satélites en órbitas geosíncronas

terrestres que tienen una trayectoria visual hacia ellos, y que quedan dentro de la distribución de radiación de las antenas del satélite.

3. No hay necesidad de cambiar de uno a otro satélite geosíncrono porque pasen por su respectiva órbita. En consecuencia, no hay interrupciones de transmisión causadas por los tiempos de conmutación.
4. Son despreciables los efectos del desplazamiento Doppler.

Desventajas

1. Una desventaja obvia es que los satélites geosíncronos requieren a bordo dispositivos complicados y pesados de propulsión, para mantenerlos en órbita fija.

2. Los satélites geosíncronos están a gran altura e introducen retardos de propagación mucho mayores. El retardo de propagación de ida y vuelta entre dos estaciones terrestres, pasando por un satélite geosíncrono, es de 500 a 600 ms.
3. Los satélites geosíncronos requieren mayores potencias de transmisión y receptores más sensibles, por las mayores distancias y mayores pérdidas en la trayectoria.
4. Se requieren artificios espaciales de gran precisión para poner en órbita un satélite geosíncrono, y para mantenerlo en ella. También, se requieren motores de propulsión a bordo del satélite, para mantenerlo en su órbita respectiva.

ÁNGULOS VISUALES DE UNA ANTENA

Para optimizar el funcionamiento de un sistema de comunicaciones por satélite, la dirección de ganancia máxima de una antena de estación terrestre (que a veces se llama la *mira*) se debe apuntar directamente al satélite. Para asegurar que esté alineada la antena de la estación terrestre, se deben determinar dos ángulos: el *azimut*, y la *elevación*. El ángulo de azimut y el de elevación se llaman, en conjunto, *ángulos de visual* de la antena. Con los satélites geosíncronos, los ángulos de visual de las antenas terrestres sólo se deben ajustar una vez, porque el satélite permanece siempre en determinada posición, salvo pequeñas variaciones ocasionales.

La ubicación de un satélite se suele especificar en términos de latitud y longitud, en forma parecida a como se ubica un punto sobre la Tierra; sin embargo, como un satélite está en órbita a muchas millas sobre la superficie terrestre, no tiene latitud ni longitud. En consecuencia, su lugar se identifica con un punto en la superficie terrestre directamente abajo del satélite. Este punto se llama *punto subsatelital* (SSP, de *subsatellite point*), y para los satélites geosíncronos el SSP debe caer en el ecuador. Estos puntos subsatelitales, y las ubicaciones de las estaciones terrestres se especifican con coordenadas normales de latitud y longitud. La convención normal especifica los ángulos de longitud entre 0° y 180° al este o al oeste del meridiano de Greenwich. Las latitudes del Hemisferio Norte son ángulos de 0° a 90° N, y las del Hemisferio Sur son de 0° a 90° S. Como los satélites geosíncronos están directamente arriba del ecuador, todos tienen latitud 0°. Por consiguiente, las ubicaciones de los satélites geosíncronos se suelen especificar en grados de longitud al este o al oeste del meridiano de Greenwich, por ejemplo, 122° Oeste o 78° E. La fig. 18-9 muestra la posición de un vehículo satelital geosíncrono hipotético (GSV, de *geosynchronous satellite vehicle*), su respectivo punto subsatelital (SSP) y una estación terrestre (ES) arbitraria, todos ellos con relación al geocentro. El SSP del satélite de la fig. 18-9 es 30° E de longitud y 0° de latitud. La estación terrestre tiene una ubicación de 30° O de longitud y 20° N de latitud.

Ángulo de elevación

El *ángulo de elevación* es el ángulo vertical que se forma entre la dirección de movimiento de una onda electromagnética irradiada por una antena de estación terrestre que apunta directamente hacia un satélite, y el plano horizontal. Mientras menor es el ángulo de elevación, la distancia que debe recorrer una onda propagada a través de la atmósfera terrestre es mayor. Como en el caso de cualquier onda propagada por la atmósfera terrestre, sufre absorción, y también se puede contaminar mucho con ruido. En consecuencia, si el ángulo de elevación es muy pequeño y la distancia que la onda viaja por la atmósfera terrestre es demasiado grande, la onda se puede deteriorar hasta el grado de ya no proporcionar una calidad aceptable de transmisión. En general, se considera que 5° es el ángulo de elevación mínimo aceptable. La fig. 8-10 muestra la manera en que el ángulo de elevación afecta la intensidad de señal de una onda electromagnética propagada, debido a la absorción atmosférica normal, la cual es causada por la niebla espesa y la lluvia intensa. Se puede ver que la banda de 14/12 GHz de la fig. 18-10b se afecta más que la banda de 6/4 GHz de la fig. 18-10a, debido a las menores longitudes de onda asociadas con las mayores frecuencias. También se ve en la figura que en ángulos de elevación menores que 5°, la cantidad de potencia de señal perdida aumenta mucho. La fig. 18-11a ilustra el ángulo de elevación de una antena de estación terrestre con respecto a un plano horizontal.

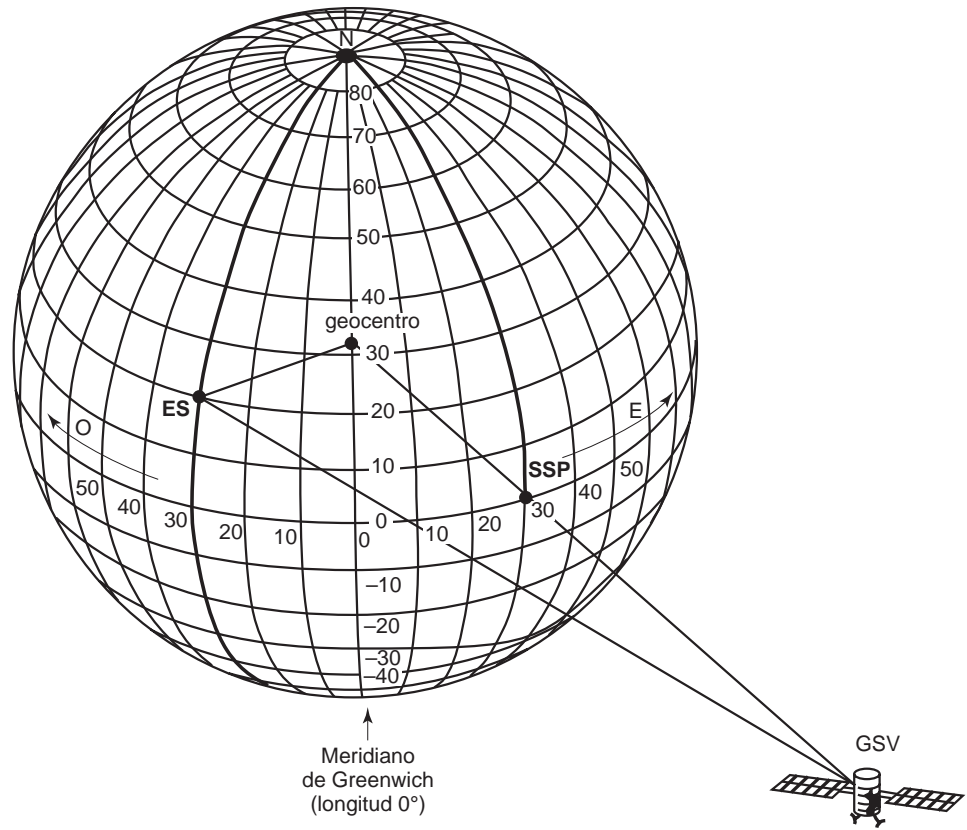


FIGURA 18-9 Posición de un satélite geosíncrono, punto subsatelital y sistema de coordenadas terrestres de longitud y latitud

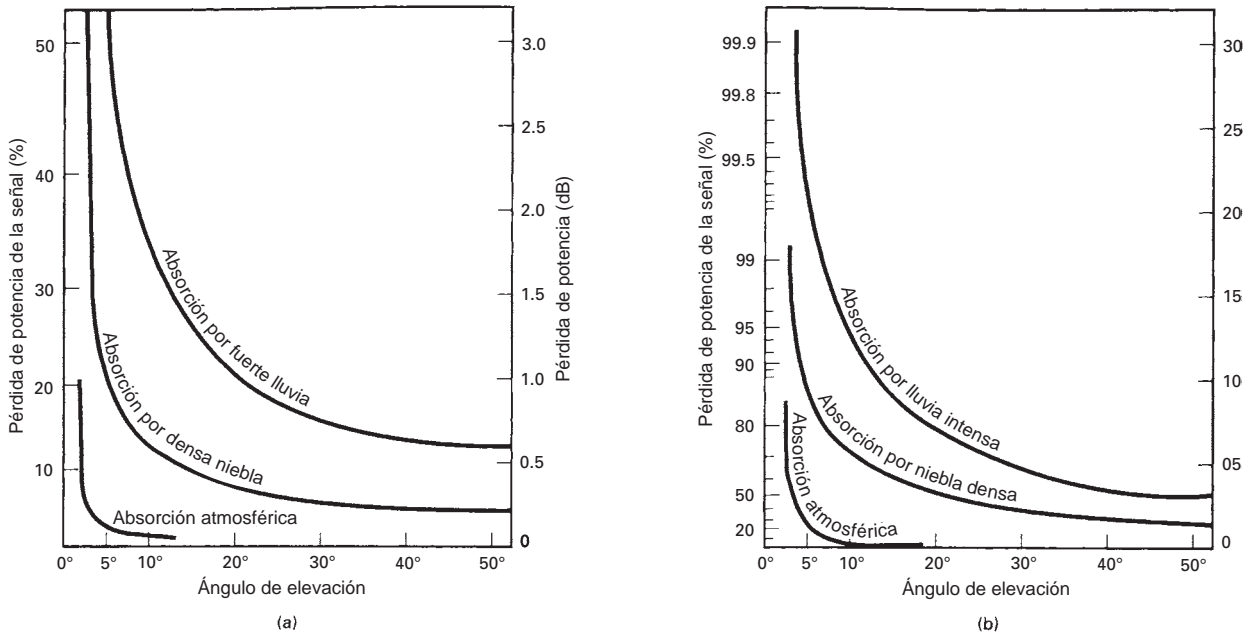


FIGURA 18-10 Atenuación por absorción atmosférica: (a) banda de 6/4 GHz; (b) banda de 14/12 GHz

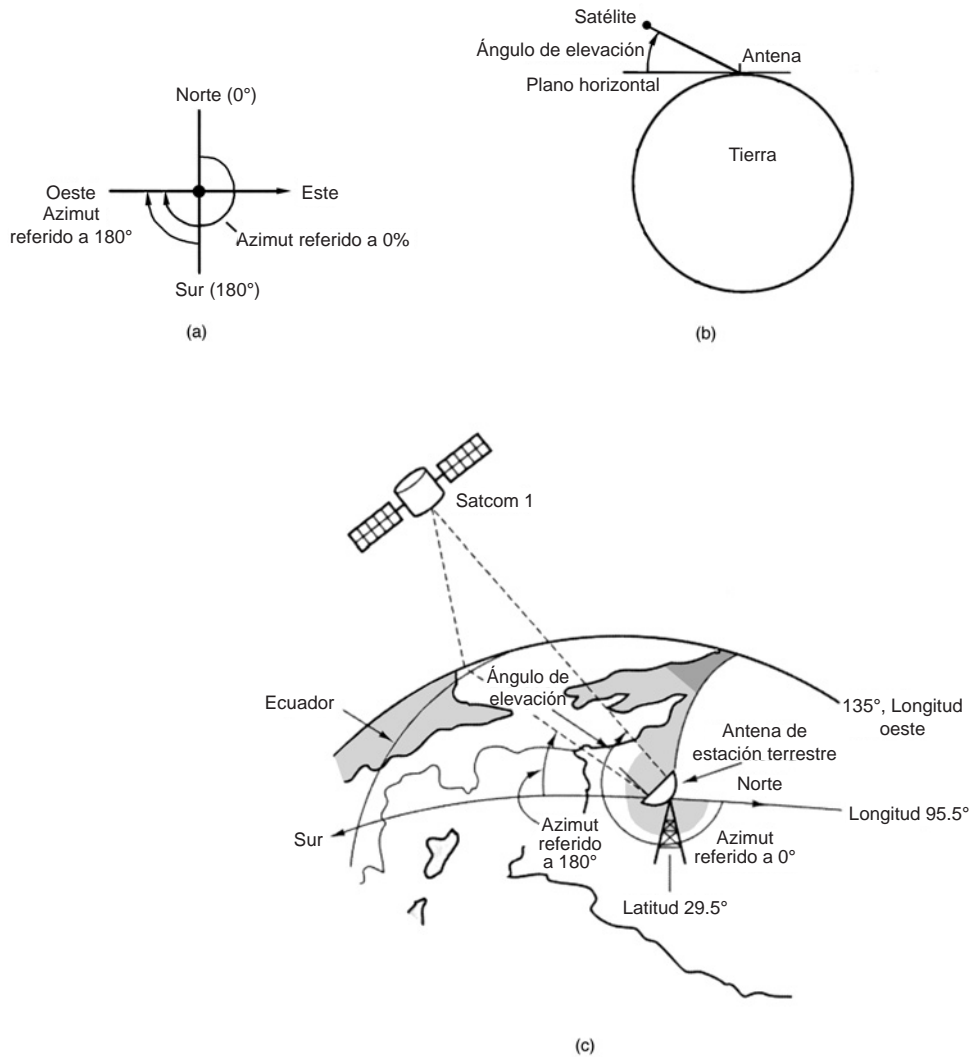


FIGURA 18-11 "Ángulos de visión": azimut y ángulo de elevación

Ángulo de azimut

El *azimut* es la distancia angular horizontal a una dirección de referencia, que puede ser el punto sur o el norte del horizonte. El *ángulo de azimut* se define como el ángulo horizontal de apuntamiento de una antena de estación terrestre. Para fines de navegación, el ángulo de azimut se suele medir en grados a partir del norte verdadero, en el sentido de las manecillas del reloj. Sin embargo, para las estaciones terrestres del Hemisferio Norte con satélites en órbitas geosíncronas, la referencia en general del ángulo de azimut es la dirección del sur verdadero (es decir, 180°). La fig. 18-11b muestra el ángulo de azimut referido a la dirección norte (0°) y a la dirección sur (180°), y la fig. 18-11c muestra los ángulos de elevación y de azimut de una antena de estación terrestre que apunta a un satélite.

Los ángulos de elevación y de azimut dependen de la latitud y la longitud de la estación terrestre, y del satélite en órbita. Para un satélite geosíncrono en una órbita ecuatorial, el procedimiento para determinar los ángulos de elevación y de azimut es el siguiente: en un buen mapa, determinar la longitud y la latitud de la estación terrestre. Con la tabla 18-1 determinar la longitud del satélite de interés. Calcular la diferencia, en grados (ΔL), entre la longitud del satélite y la de la estación terrestre. A continuación, con la fig. 18-12, determinar el ángulo de

TABLA 18-1 Posición longitudinal de algunos satélites geosíncronos actuales, estacionados en un arco ecuatorial*

Satélite	Longitud (°O)
<i>Satcom I</i>	135
<i>Satcom II</i>	119
<i>Satcom V</i>	143
<i>Satcom C1</i>	137
<i>Satcom C3</i>	131
<i>Anik I</i>	104
<i>Anik 2</i>	109
<i>Anik 3</i>	114
<i>Anik C1</i>	109.25
<i>Anik C2</i>	109.15
<i>Anik C3</i>	114.9
<i>Anik E1</i>	111.1
<i>Anik E2</i>	107.3
<i>Westar I</i>	99
<i>Westar II</i>	123.5
<i>Westar III</i>	91
<i>Westar IV</i>	98.5
<i>Westar V</i>	119.5
<i>México</i>	116.5
<i>Galaxy III</i>	93.5
<i>Galaxy IV</i>	99
<i>Galaxy V</i>	125
<i>Galaxy VI</i>	74
<i>Telstar</i>	96
<i>Comstar I</i>	128
<i>Comstar II</i>	95
<i>Comstar D2</i>	76.6
<i>Comstar D4</i>	75.4
<i>Intelsat 501</i>	268.5
<i>Intelsat 601</i>	27.5
<i>Intelsat 701</i>	186

* Latitud de 0°

azimut, y con la fig. 18-13 determinar el ángulo de elevación. Las figs. 18-12 y 18-13 son para satélites geosíncronos en órbitas ecuatoriales.

Ejemplo 18-1

Una estación terrestre está ubicada en Houston, Texas, cuya longitud es 95.5° O y cuya latitud es 29.5° N. El satélite de interés es el *Satcom I* de RCA, cuya longitud es 135° O. Calcular el ángulo de azimut y el de elevación para esa estación.

Solución Primero se determina la diferencia entre las longitudes de la estación terrestre y del satélite.

$$\begin{aligned}\Delta L &= 135^\circ - 95.5^\circ \\ &= 39.5^\circ\end{aligned}$$

Se busca la intersección de ΔL y la latitud de la estación terrestre en la fig. 18-12. En ella se ve que el ángulo de azimut aproximado es 59° al oeste del sur (es decir, al oeste de 180°). En la fig. 18-13 se determina la intersección de ΔL y la latitud de la estación terrestre. El ángulo de elevación aproximado es 35°.

Límites de visibilidad

Para una estación terrestre en determinado local, la curvatura de la Tierra establece los *límites de visibilidad*, es decir, los *límites de la línea de vista*, que determina el máximo alejamiento del satélite que se puede ver en dirección este u oeste de la longitud de la estación. Teóricamente,

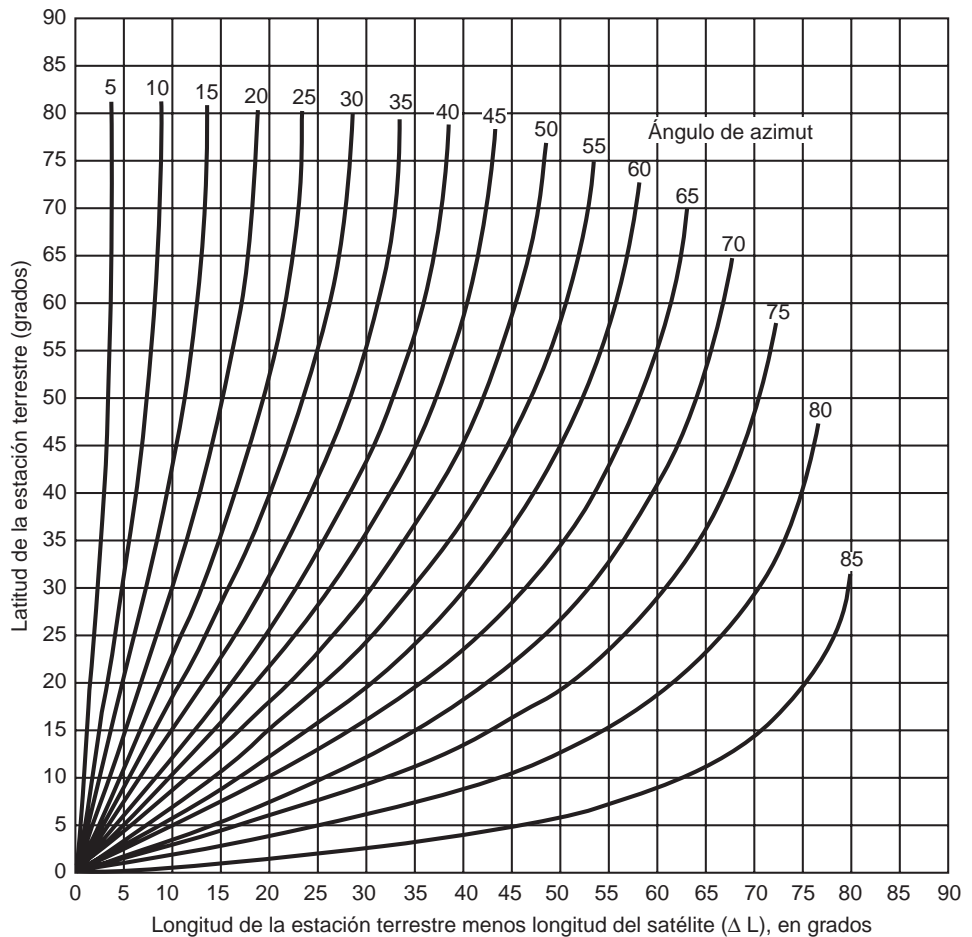


FIGURA 18-12 Ángulos de azimut para estaciones terrestres en el Hemisferio Norte, referidos a 180 grados

se alcanza la distancia máxima de línea de vista cuando la antena de la estación terrestre apunta en el plano horizontal (ángulo de elevación cero). Sin embargo, en la práctica el ruido que se capta de la Tierra, y la atenuación de la señal por la atmósfera terrestre con ángulo de elevación cero, son excesivos. Por consiguiente, se suele aceptar que 5° es el ángulo mínimo de elevación útil. Los límites de visibilidad dependen, en parte, de la elevación del satélite y de la latitud y longitud de la estación terrestre.

CLASIFICACIONES, ESPACIAMIENTO Y ASIGNACIÓN DE FRECUENCIAS DE SATÉLITES

Las dos clasificaciones principales de los satélites de comunicaciones son *giratorios* y con *estabilizador de tres ejes*. Un satélite giratorio aprovecha el momento angular de su masa giratoria para obtener estabilización de balanceo y cabeceo. En el satélite con estabilizador de tres ejes, el cuerpo permanece fijo en relación con la superficie terrestre, mientras que un subsistema interno proporciona la estabilización de balanceo y cabeceo. La fig. 18-14 muestra las dos clasificaciones principales de los satélites de comunicaciones.

Los satélites geosíncronos deben compartir un espacio y un espectro de frecuencias limitados, dentro de determinado arco de órbita estacionaria. A cada satélite de comunicaciones se le asigna una longitud aproximada, en el arco geoestacionario, de 22,300 millas sobre el eua-

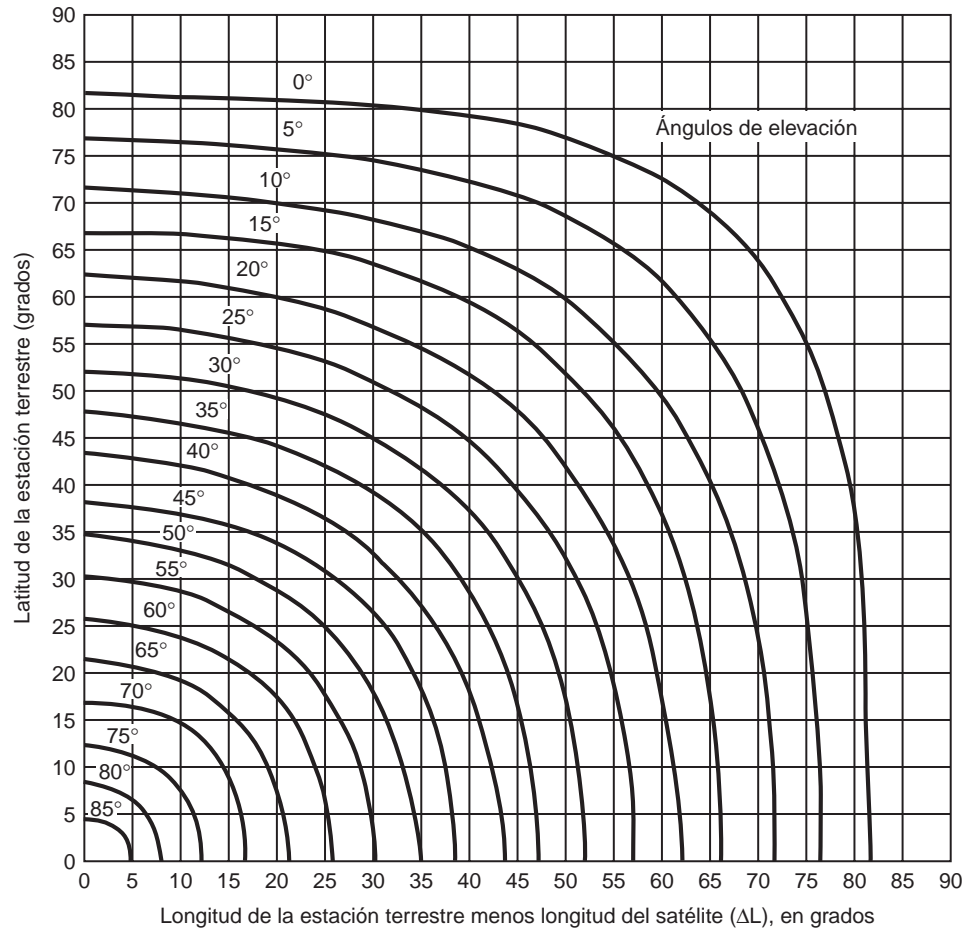


FIGURA 18-13 Ángulos de elevación para estaciones terrestres en el Hemisferio Norte

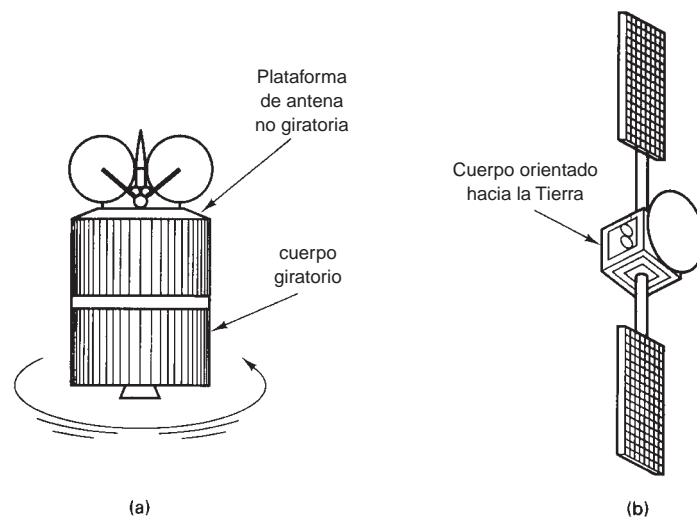


FIGURA 18-14 Clases de satélite: (a) giratorio; (b) estabilizador de tres ejes

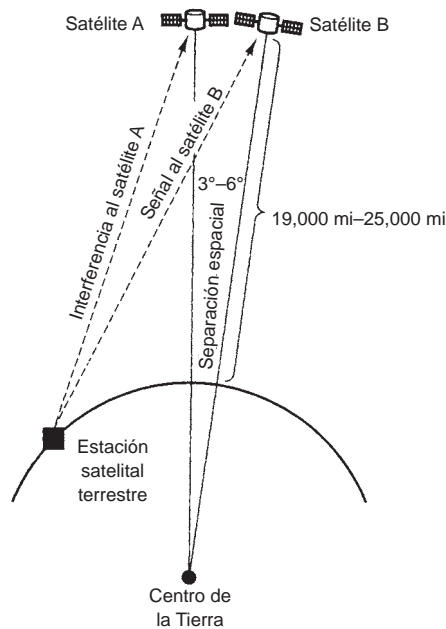


FIGURA 18-15 Separación espacial de satélites en órbita geosíncrona

dor. La posición en el intervalo depende de la banda de frecuencias de comunicaciones que se use. Los satélites que trabajan la misma o casi la misma frecuencia deben tener una separación suficiente en el espacio para evitar interferir entre sí (vea la fig. 18-15). Hay un límite realista de la cantidad de satélites que pueden *estacionarse* en determinada área del espacio. La *separación espacial* requerida depende de las siguientes variables:

1. Anchos de banda y lóbulos laterales de radiación de las antenas, tanto de la estación terrestre como del satélite.
2. Frecuencia de portadora de RF.
3. Técnica de codificación que se use.
4. Límites aceptables de interferencia.
5. Potencia de la portadora de transmisión.

En general, se requiere una separación espacial de 3° a 6°, que depende de estas variables.

Las frecuencias de portadora más comunes que se usan en comunicaciones vía satélite son las bandas de 6/4 y de 14/12 GHz. El primer número es la frecuencia de enlace de subida (estación terrestre a transpondedor), y el segundo es la frecuencia de enlace de bajada (transpondedor a estación terrestre). Se usan frecuencias distintas de enlace de subida y de bajada para evitar que haya radiación de pérdida (capítulo 17). Mientras mayor sea la frecuencia de la portadora, el diámetro necesario de la antena es menor, para una ganancia dada. La mayoría de los satélites domésticos usa la banda de 6/4 GHz. Desafortunadamente, esta banda también se usa mucho en sistemas terrestres de microondas. Se debe tener cuidado al diseñar una red satelital, para evitar interferencias con otros enlaces existentes de microondas.

Algunas posiciones de órbita geosíncrona tienen mayor demanda que otras. Por ejemplo, la posición atlántica media, que se usa para interconectar Norteamérica con Europa, es de demanda excepcionalmente alta; la pacífica media también es otra de gran demanda.

Las frecuencias asignadas por la Conferencia Mundial Administrativa de Radio (WARC, de *World Administrative Radio Conference*) se resumen en la fig. 18-16. La tabla 18-2 muestra los anchos de banda disponibles para varios servicios en Estados Unidos. Entre estos servicios están *punto fijo* (entre estaciones terrestres en puntos geográficos fijos), *emisión* (cobertura de áreas amplias), *móvil* (tierra a vehículos en aire, mar o tierra) e *intersatelital* (enlaces cruzados entre satélites).

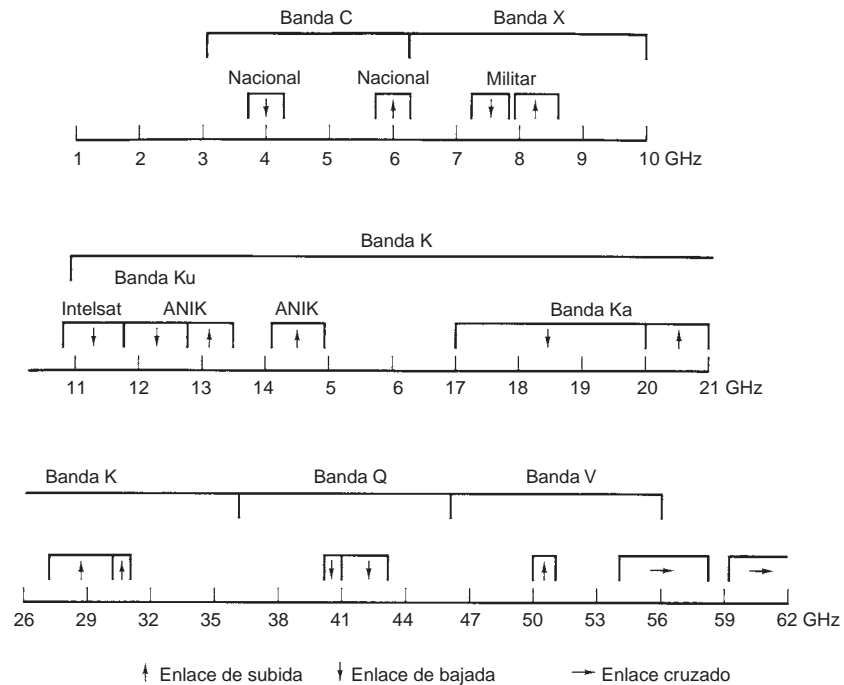


FIGURA 18-16 Asignaciones WARC de frecuencias para satélites

TABLA 18-2 Anchos de banda de satélites, disponibles en Estados Unidos

Banda	Frecuencias de la banda (GHz)			Ancho de banda (MHz)
	Enlace de subida	Enlace cruzado	Enlace de bajada	
C	5.9–6.4		3.7–4.2	500
X	7.9–8.4		7.25–7.75	500
Ku	14–14.5		11.7–12.2	500
Ka	27–30		17–20	—
	30–31		20–21	—
Q	—		40–41	1000
	—		41–43	2000
V	50–51		—	1000
	(ISL)	54–58		3900
	(ISL)	59–64		5000

PATRÓN DE RADIACIÓN DE ANTENAS SATELITALES: HUELLAS

El área que cubre un satélite en la Tierra depende de la localización del satélite en su órbita, su frecuencia de portadora y la ganancia de su antena. Los técnicos de satélites seleccionan la antena y la frecuencia de portadora para determinado satélite, de modo que concentre la potencia limitada de transmisión en un área específica de la superficie terrestre. La representación geográfica del patrón de radiación de la antena de un satélite se llama *huella*, o a veces *mapa de huella*. En esencia, una huella de un satélite es la zona, sobre la superficie terrestre, desde donde el satélite puede recibir o hacia donde puede transmitir. La forma de la huella de un satélite depende de su trayectoria orbital, su altura y el tipo de antena que se use. Mientras más alto esté el satélite, podrá abarcar más superficie terrestre. En la fig. 18-17 se ve una huella típica de satélite. Las curvas de nivel representan límites de igual densidad de potencia recibida.

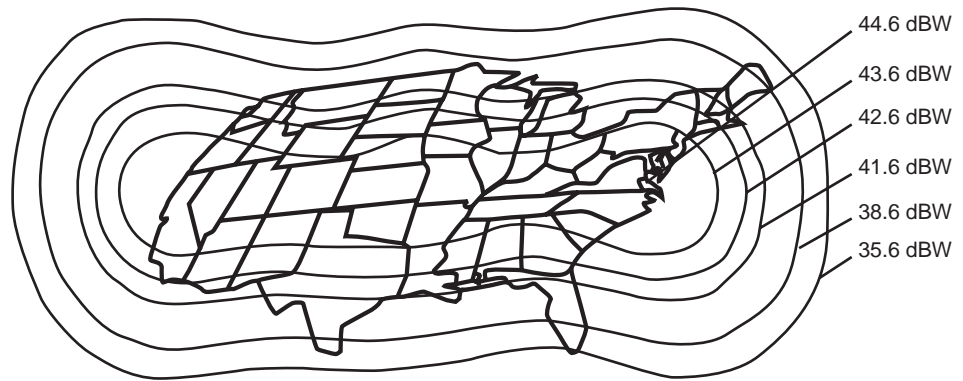


FIGURA 18-17 Patrones de radiación de antena de satélites (huellas)

Las antenas satelitales de enlace de bajada emiten señales en frecuencias de microondas, hacia una región geográfica seleccionada, dentro de la línea de vista del satélite. La potencia efectiva transmitida se llama potencia irradiada efectiva isotrópica (EIRP, de *effective isotropic radiated power*) y se expresa, en general, en dBm o dBW. Se traza un mapa de huella dibujando líneas continuas entre todos los puntos que tengan EIRP iguales. Un mapa característico de huella es, en esencia, una serie de curvas de nivel sobre un mapa geográfico de la región servida. Podría haber distintos mapas de huella para cada haz de radiación de cada satélite de comunicaciones.

La figura de las curvas de nivel y los niveles de potencia de una huella quedan determinados por detalles precisos del diseño de la antena de enlace de bajada, al igual que por el valor de potencia de microondas generadas por cada canal de a bordo. Si bien cada transpondedor es un circuito electrónico físicamente separado, las señales de varios transpondedores se suelen enlazar de bajada a través de la misma antena. Como es de esperarse, los niveles de potencia de recepción son mayores en las áreas hacia las que apunta la mira de la antena de bajada, y más débiles fuera de esas áreas. Un plato de antena receptora cerca de la orilla del área de cobertura de un satélite debe ser mayor que los que estén en el centro o cerca del centro del mapa de huella. Son necesarias antenas de estación terrestre con diámetros extremadamente grandes para recibir emisiones satelitales en áreas geográficas a grandes distancias de la mira de la antena de enlace de bajada.

En forma característica, hay variaciones en los mapas de huella de distintos satélites. Por ejemplo, el satélite europeo de banda Ku tiene en general distribuciones de radiación en huellas que son circularmente simétricas, con niveles que disminuyen en forma lineal en áreas progresivamente alejadas del centro de la mira del satélite. Los satélites estadounidenses de banda C suelen tener niveles de potencia relativamente planos sobre la región de cobertura, con bajadas bastante pronunciadas de potencia fuera de las orillas. Los satélites lanzados en fecha reciente, como el DBS-1 (de emisión directa) estadounidenses han empleado antenas más complicadas de conformación de haz, en el enlace de bajada, que permiten a los diseñadores conformar las huellas para llegar sólo a áreas específicas y, por lo mismo, no desperdician potencia en áreas no planeadas.

Es posible diseñar antenas satelitales de enlace de bajada que puedan difundir señales de microondas para cubrir áreas sobre la Tierra cuyo tamaño va desde ciudades extremadamente pequeñas hasta a un 42% de la superficie terrestre. El tamaño, forma y orientación de estas antenas, y la potencia generada por cada transpondedor, determinan la cobertura geográfica y los EIRP. Las distribuciones de radiación de una antena satelital se suelen caracterizar como *localizados*, *zonales*, *hemisféricas* o *globales*. Estas distribuciones de radiación se muestran en la fig. 18-18.

Haces locales y zonales

Los haces más pequeños son los *haces localizados*, y les siguen los *haces zonales*. Los localizados concentran su potencia en áreas geográficas muy pequeñas y, en consecuencia, suelen tener EIRP mayores que los que abarcan áreas mucho mayores, porque determinada potencia de salida

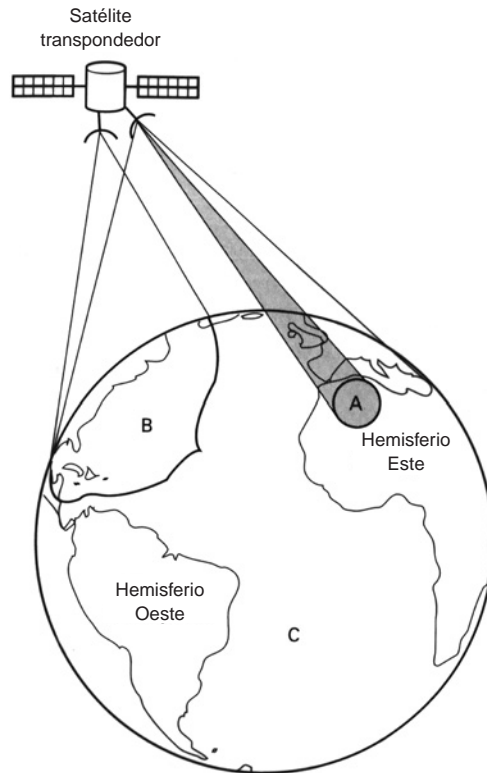


FIGURA 18-18 Haces: (a) localizado; (b) zonal; (c) global

se puede concentrar más. Los haces localizados y los zonales cubren menos del 10% de la superficie terrestre. Mientras mayor sea la frecuencia del enlace de bajada, un haz puede ser enfocado con más facilidad hacia una zona más pequeña. Por ejemplo, la nueva generación de satélites de alta potencia de banda Ku puede tener varios haces localizados que mandan las mismas frecuencias, transmitiendo distintas señales a áreas dentro de determinado país. En general, la mayor parte de las huellas de banda Ku no cubren áreas continentales completas y tienen cobertura geográfica más limitada que sus contrapartes de banda C. Por lo anterior, es importante tener un conocimiento más detallado de la EIRP local, para tratar de recibir emisiones de satélites de banda Ku.

Haces hemisféricos

Las antenas de enlace descendente hemisférico abarcan en forma característica hasta el 20% de la superficie terrestre y, por consiguiente, tienen EIRP 3 dB o 50% menores que las transmitidas por haces localizados que abarcan el 10% de la superficie terrestre.

Haces globales

Las distribuciones de radiación de las antenas de *cobertura mundial* o *global* tienen un ancho aproximado de banda de 17° , y son capaces de abarcar hasta un 42% de la superficie terrestre, que es la visual máxima de cualquier satélite geosíncrono. Los niveles de potencia son bastante menores en los haces globales que en los localizados, zonales o hemisféricos, y son necesarios grandes platos receptores para detectar en forma adecuada emisiones de video, audio y datos.

Reuso

Cuando se llena una banda asignada de frecuencias, se puede obtener una capacidad adicional *reusando* el espectro de frecuencias. Si se aumenta el tamaño de una antena (es decir, si se aumenta la ganancia de la antena), también se reduce su ancho de banda. Así, se pueden dirigir distintos haces de la misma frecuencia a distintas áreas geográficas de la Tierra. A esto se le llama reuso de frecuencia. Otro método de reuso de frecuencia es la polarización dual. Se transmiten distintas señales de información hacia distintos receptores en Tierra usando la misma banda de

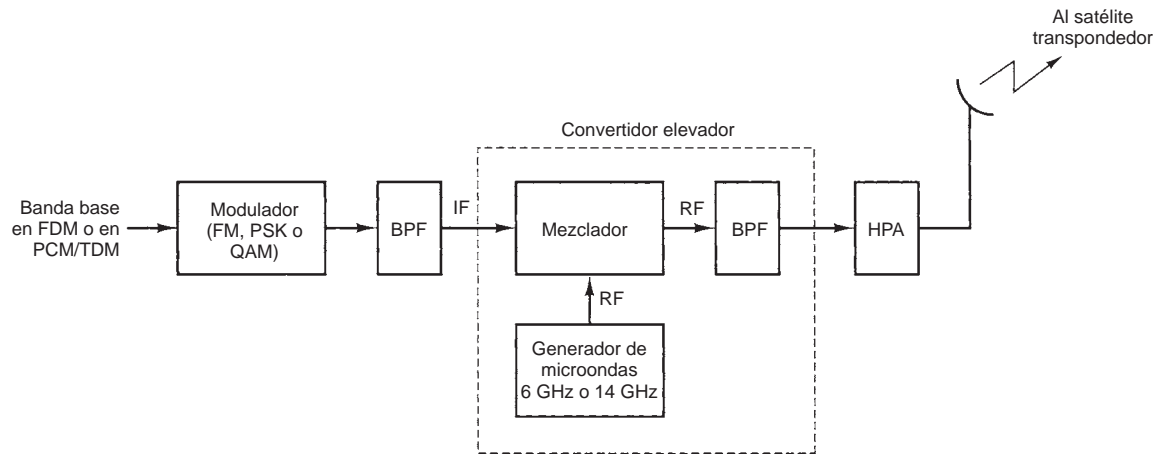


FIGURA 18-19 Modelo de enlace de subida al satélite

frecuencias, tan sólo con orientar sus polarizaciones electromagnéticas ortogonalmente (desfasadas 90°). La polarización dual es menos efectiva, porque la atmósfera terrestre tiene una tendencia a reorientar, o repolarizar, una onda electromagnética que pase por ella. El reuso no es más que otro modo de aumentar la capacidad de un ancho limitado de banda.

MODELOS DE ENLACE DE SISTEMAS SATELITALES

En esencia, un sistema satelital consiste en tres secciones básicas: un enlace de subida, un satélite transpondedor y un enlace de bajada.

Modelo de enlace de subida

El principal componente de la sección de *enlace de subida* de un sistema satelital es la estación terrestre transmisora. Una estación transmisora terrestre suele consistir de un modulador de FI, un convertidor elevador de frecuencia de FI a microondas RF, un amplificador de alta potencia (HPA, de *high-power amplifier*) y algún medio de limitar la banda del espectro final de salida (es decir, un filtro pasabandas de salida). La fig. 18-19 muestra el diagrama de bloques de un transmisor de estación terrestre. El modulador de FI convierte las señales de banda base que entran a una frecuencia intermedia modulada FM, PSK o QAM. El convertidor elevador, que es un mezclador y filtro pasabandas, convierte la FI a una RF adecuada de portadora. El HPA proporciona la sensibilidad adecuada de entrada y la potencia de salida para propagar la señal hasta el satélite transpondedor. Los HPA que se suelen usar son klistrones y tubos de onda viajera.

Transpondedor

Un *transpondedor satelital* típico consiste en un dispositivo limitador de banda de entrada (filtro pasabandas), un *amplificador de bajo ruido* (LNA, de *low-noise amplifier*) de entrada, un *desplazador de frecuencia*, un amplificador de potencia de bajo nivel y un filtro pasabandas de salida. La fig. 18-20 muestra un diagrama de bloques simplificado de un transpondedor satelital. Este transpondedor es una repetidora RF a RF. Otras configuraciones del transpondedor son repetidoras de FI y de banda base, parecidas a las que se usan en las repetidoras de microondas. En la fig. 18-20, el BPF de entrada limita el ruido total aplicado a la entrada del LNA. Un dispositivo que se usa con frecuencia como LNA es un diodo túnel. La salida del LNA se alimenta a un desplazador de frecuencias, que es un oscilador de desplazamiento y un BPF, que convierte la frecuencia de banda alta del enlace de subida, en frecuencia de banda baja del enlace de bajada. El amplificador de potencia de bajo nivel, que suele ser un tubo de onda viajera, amplifica la señal de RF para su transmisión por el enlace de bajada, hacia las estaciones receptoras terrestres. Cada canal satelital de RF requiere un transpondedor por separado.

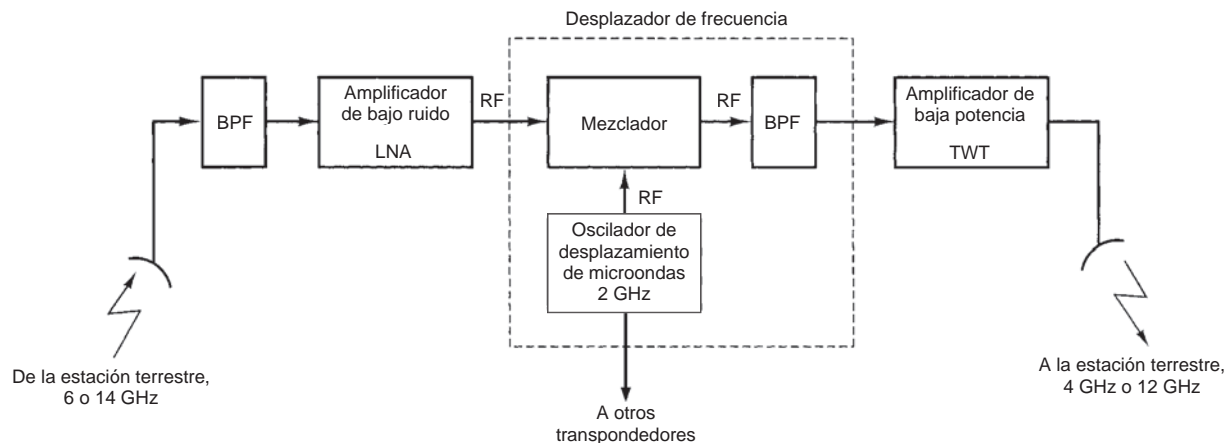


FIGURA 18-20 Transpondedor de satélite

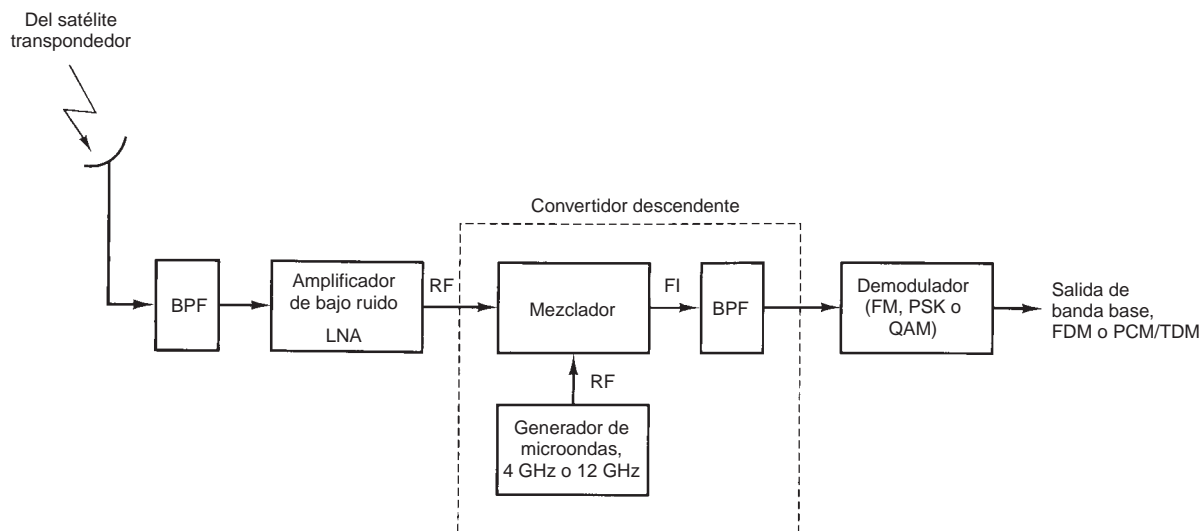


FIGURA 18-21 Modelo de enlace satelital de bajada

Modelo de enlace de bajada

Un receptor en la estación terrestre comprende un BPF de entrada, un LNA y un convertidor descendente de RF a FI. La fig. 18-21 muestra un diagrama de bloques de un receptor típico de estación terrestre. También aquí, el BPF limita la potencia de entrada de ruido al LNA. Éste es un dispositivo de gran sensibilidad y bajo ruido, como un amplificador de diodo túnel o un amplificador paramétrico. El convertidor descendente de RF a FI es una combinación de mezclador y filtro pasabandas, que convierte la señal de RF recibida a una frecuencia FI.

Enlaces cruzados

A veces se presenta una aplicación en donde es necesario comunicarse entre satélites. Esto se hace con *enlaces satelitales cruzados* o *enlaces intersatelitales* (ISL, de *intersatellite links*), como se ve en la fig. 18-22. Una desventaja de usar un ISL es que tanto el transmisor como el receptor están *acotados por espacio*. En consecuencia, tanto la potencia de salida del transmisor como la sensibilidad de entrada del receptor son limitadas.

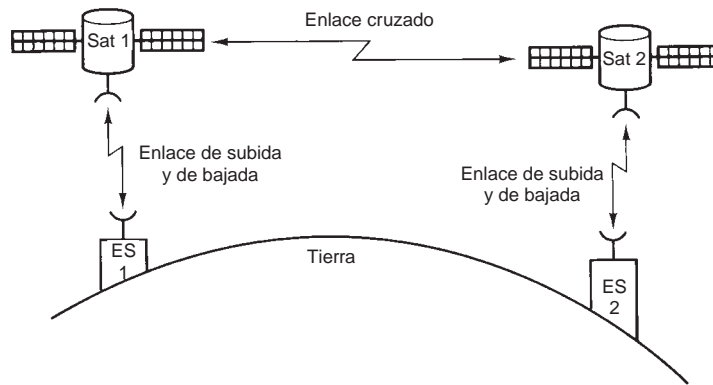


FIGURA 18-22 Enlace entre satélites

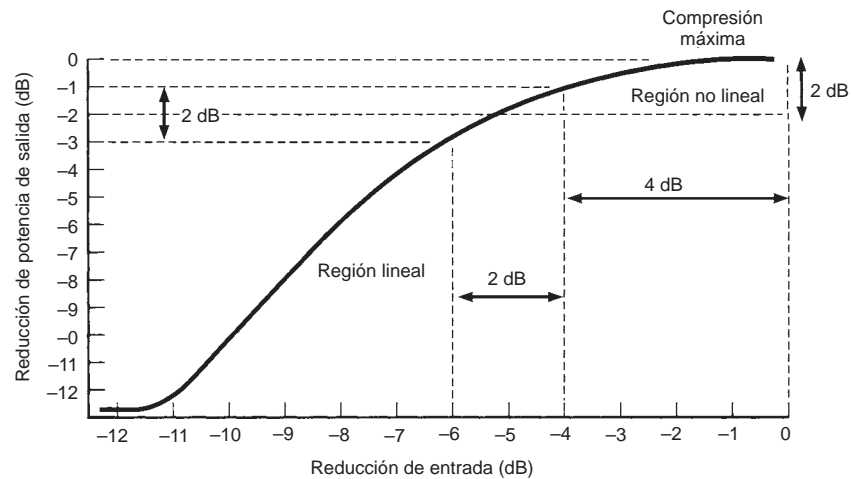


FIGURA 18-23 Curva característica de entrada/salida de un amplificador de alta potencia (HPA)

PARÁMETROS DEL SISTEMA DE SATÉLITES

Pérdida por reducción

Los amplificadores de alta potencia que se usan en las estaciones transmisoras terrestres y los tubos de onda viajera que se usan en los satélites transpondedores son *dispositivos no lineales*; su ganancia (potencia de salida entre potencia de entrada) depende del nivel de la señal de entrada. En la fig. 18-23 se muestra una curva característica de potencia de salida en función de potencia de entrada. Se aprecia que al paso que se reduce la potencia de entrada en 4 dB, la potencia de salida sólo se reduce 1 dB. Hay una *compresión de potencia* obvia. Para reducir la cantidad de distorsión por intermodulación causada por la amplificación no lineal del HPA, se debe reducir la potencia de entrada en varios dB. Esto permite que el HPA funcione en una región más *lineal*. La cantidad de reducción de nivel de salida respecto a los niveles nominales equivale a una pérdida, y se le llama con propiedad *pérdida por reducción* (L_{br}).

Potencia de transmisión y energía de bit

Para funcionar con la mayor eficiencia posible, un amplificador de potencia debe trabajar tan cerca como sea posible de la saturación. La *potencia saturada de salida* se representa por $P_{o(sat)}$ o simplemente por P_r . La potencia de salida de un transmisor de estación terrestre a satélite es mucho mayor que la de salida de un amplificador de potencia de transmisor terrestre de microondas.

En consecuencia, cuando se manejan sistemas satelitales, la P_t se expresa, generalmente, en dBW (decibelios respecto a 1 W), y no en dBm (decibelios respecto a 1 mW).

Los sistemas satelitales más modernos usan ya sea modulación por conmutación de fase (PSK) o modulación por amplitud en cuadratura (QAM), más que la modulación convencional de frecuencia (FM). En la PSK y la QAM, la banda base de entrada suele ser una señal multiplexada por división de tiempo y codificada por PCM, de naturaleza digital. También, en PSK y QAM se pueden codificar varios bits en un solo elemento de señalización de transmisión. En consecuencia, un parámetro más indicativo que la potencia de la portadora es la *energía por bit*, E_b . La definición de E_b es

$$E_b = P_t T_b \quad (18-4)$$

donde E_b = energía de un solo bit (joules por bit)
 P_t = potencia total saturada de salida (watts, o joules por segundo)
 T_b = tiempo de un solo bit (segundos)

o también, como $T_b = 1/f_b$, siendo f_b la frecuencia de bits,

$$E_b = \frac{P_t}{f_b} = \frac{\text{J/s}}{\text{b/s}} = \frac{\text{Joules}}{\text{bit}} \quad (18-5)$$

Ejemplo 18-2

Calcular E_b , la energía por bit, para una frecuencia de transmisión de 50 Mbps y una potencia P_t de 1000 W.

Solución

$$T_b = \frac{1}{f_b} = \frac{1}{50 \times 10^6 \text{ bps}} = 0.02 \times 10^{-6} \text{ s}$$

(Parece que las unidades de T_b deberían ser s/bit, pero el (por bit) está implícito en la definición de T_b , el tiempo de un bit.)

Sustituyendo valores en la ecuación 18-4, se obtiene

$$E_b = 1000 \text{ J/s} (0.02 \times 10^{-6} \text{ s/bit}) = 20 \mu\text{J}$$

(De nuevo, parece que las unidades son J/bit, pero el bit recíproco está implícito en la definición de E_b , la energía por bit.)

$$E_b = \frac{1000 \text{ J/s}}{50 \times 10^6 \text{ bps}} = 20 \mu\text{J}$$

Expresado como logaritmo con referencia de 1 joule,

$$E_b = 10 \log (20 \times 10^{-6}) = -47 \text{ dBJ}$$

Se acostumbra expresar a P_t en dBW y E_b en dBW/bps, y así

$$\begin{aligned} P_t &= 10 \log 1000 = 30 \text{ dBW} \\ E_b &= P_t - 10 \log f_b = P_t - 10 \log (50 \times 10^6) \\ &= 30 \text{ dBW} - 77 \text{ dB} = -47 \text{ dBW/bps} \end{aligned}$$

es decir, -47 dBJ .

Potencia efectiva irradiada isotrópicamente

La *potencia efectiva irradiada isotrópicamente* (EIRP, de *effective isotropic radiated power*) se define como una potencia equivalente de transmisión, y se expresa como sigue

$$\text{EIRP} = P_{\text{ent}} A_t$$

donde EIRP = potencia efectiva irradiada isotrópicamente (watts)
 P_{ent} = potencia de entrada a la antena (watts)
 A_t = ganancia de la antena de transmisión (relación adimensional)

En forma logarítmica,

$$\text{EIRP}_{(\text{dBW})} = P_{\text{ent}(\text{dBW})} + A_{t(\text{dB})}$$

Con respecto a la salida del transmisor,

$$P_{\text{ent}} = P_t - L_{\text{bo}} - L_{\text{bf}}$$

Así,
$$\text{EIRP} = P_t - L_{\text{bo}} - L_{\text{bf}} + A_t \quad (18-6)$$

donde P_{ent} = potencia de entrada a la antena (dBW por watt)
 L_{bo} = pérdidas por reducción de HPA (decibelios)
 L_{bf} = pérdida total por ramificación y en alimentador (decibelios)
 A_t = ganancia de la antena de transmisión (decibelios)
 P_t = potencia de salida saturada de amplificador (dBW por watt)

Ejemplo 18-3

Para un transmisor de estación terrestre con potencia de entrada a la antena de 40 dBW (10,000 W), pérdida por reducción de 3 dB, pérdida total por ramificador y en alimentador de 3 dB, y ganancia de antena de transmisión de 40 dB, calcular la EIRP.

Solución Se sustituyen valores en la ecuación 18-6 como sigue

$$\begin{aligned} \text{EIRP} &= P_{\text{ent}} - L_{\text{bo}} - L_{\text{bf}} + A_t \\ &= 40 \text{ dBW} - 3 \text{ dB} - 3 \text{ dB} + 40 \text{ dB} = 74 \text{ dBW} \end{aligned}$$

Temperatura equivalente de ruido

En los sistemas terrestres de microondas, el ruido que se introduce en un receptor o en un componente dentro de un receptor se solía especificar por el parámetro índice de ruido. En los sistemas satelitales de comunicaciones con frecuencia es necesario diferenciar o medir el ruido en incrementos tan pequeños como una décima o una centésima de decibel. En su forma normal, el índice de ruido es inadecuado para estos cálculos tan precisos. En consecuencia, se acostumbra usar la *temperatura ambiente* (T) y la *temperatura equivalente de ruido* (T_e) al evaluar el funcionamiento de un sistema satelital. En el capítulo 17 se expresó la potencia total de ruido como sigue

$$N = KTB \quad (18-7a)$$

De esta ecuación se despeja T :

$$T = \frac{N}{KB} \quad (18-7b)$$

donde N = potencia total de ruido (watts)
 K = constante de Boltzmann (joules por kelvin)
 B = ancho de banda (hertz)
 T = temperatura del ambiente (kelvin)

También, de acuerdo con el capítulo 17,

$$F = 1 + \frac{T_e}{T} \quad (18-8a)$$

donde T_e = temperatura equivalente de ruido (kelvin)
 F = factor de ruido (adimensional)
 T = temperatura del ambiente (kelvin)

La ecuación 18-8a se rearregla como sigue

$$T_e = T(F - 1) \quad (18-8b)$$

Las temperaturas equivalentes de ruido características de los receptores que se usan en los transpondedores de satélite son de unos 1000 K. Para los receptores de estación terrestre, los valores de T_e son de 20 a 1000 K. La temperatura equivalente de ruido es más útil en general cuando se expresa en forma logarítmica, referida a 1 K, en unidades dBK como sigue

$$T_{e(\text{dBK})} = 10 \log T_e \quad (18-8c)$$

TABLA 18-3 Comparación de unidades de ruido

Factor de ruido (F) (adimensional)	Índice de ruido (NF) (dB)	Temperatura equivalente (T_e) (°K)	dBK
1.2	0.79	60	17.78
1.3	1.14	90	19.54
1.4	1.46	120	20.79
2.5	4	450	26.53
10	10	2700	34.31

Para una temperatura equivalente de ruido de 100 K, $T_{e(\text{dBK})}$ es

$$T_e = 10 \log 100 \text{ o } 20 \text{ dBK}$$

La temperatura equivalente de ruido es un valor hipotético que se puede calcular, pero que no se puede medir. Con frecuencia se usa la temperatura equivalente de ruido y no el índice de ruido, por ser un método más exacto para expresar el ruido aportado por un dispositivo o un receptor, al evaluar su funcionamiento. En esencia, la temperatura equivalente de ruido T_e representa la potencia de ruido presente en la entrada a un dispositivo, más el ruido agregado internamente por ese dispositivo. Esto permite analizar las características de ruido de un dispositivo tan sólo con evaluar una temperatura equivalente de ruido. Como se verá en las descripciones que siguen, T_e es un parámetro muy útil al evaluar el desempeño de un sistema satelital.

El factor de ruido, el índice de ruido, la temperatura equivalente de ruido y los dBK se resumen en la tabla 18-3.

Ejemplo 18-4

Convertir las figuras de ruido de 4 dB y 4.1 dB en temperaturas equivalentes de ruido. Usar 300 K como temperatura ambiente.

Solución Al pasar los índices de ruido a factores de ruido se obtiene

$$\text{NF} = 4 \text{ dB}, F = 2.512$$

$$\text{NF} = 4.1 \text{ dB}, F = 2.57$$

Se sustituye en la ecuación 18-8b

$$T_e = 300(2.512 - 1)$$

$$= 453.6 \text{ K}$$

$$T_e = 300(2.57 - 1)$$

$$= 471 \text{ K}$$

Se puede ver, del ejemplo 18-4, que una diferencia de 0.1 dB en los dos índices de ruido equivalió a una diferencia de 17.4° en las dos temperaturas equivalentes de ruido. Por lo anterior, la temperatura equivalente de ruido es un método más exacto de comparar las eficiencias de dos receptores o dispositivos respecto al ruido.

Densidad de ruido

En términos simples, la *densidad de ruido*, N_0 , es la potencia de ruido normalizada a un ancho de banda de 1 Hz, o la potencia de ruido presente en un ancho de banda de 1 Hz. La ecuación de la densidad de ruido es

$$N_0 = \frac{N}{B} = \frac{KT_e B}{B} = KT_e \quad (18-9)$$

en la que N_0 = densidad de ruido (watts por hertz) (N_0 se suele expresar simplemente en watts; el hertz recíproco está implícito en la definición de N_0);

$$1 \text{ W/Hz} = \frac{1 \text{ joule/seg}}{1 \text{ ciclo/seg}} = \frac{1 \text{ joule}}{\text{ciclo}}$$

N = potencia total de ruido (watts)

B = ancho de banda (hertz)
 K = constante de Boltzmann (joules por kelvin)
 T_e = temperatura equivalente de ruido (kelvin)

Expresada como logaritmo, con 1 W/Hz como referencia,

$$N_{0(\text{dBW/Hz})} = 10 \log N - 10 \log B \quad (18-10)$$

$$= 10 \log K + 10 \log T_e \quad (18-11)$$

Ejemplo 18-5

Para un ancho de banda equivalente de ruido de 10 MHz y una potencia total de ruido de 0.0276 pW, calcular la densidad de ruido y la temperatura equivalente de ruido.

Solución Se sustituye en la ecuación 18-9

$$N_0 = \frac{N}{B} = \frac{276 \times 10^{-16} \text{ W}}{10 \times 10^6 \text{ Hz}} = 276 \times 10^{-23} \text{ W/Hz}$$

es decir, 276×10^{-23} W.

$$N_0 = 10 \log (276 \times 10^{-23}) = -205.6 \text{ dBW/Hz}$$

o sea -205.6 dBW. Al sustituir en la ecuación 18-10 se obtiene

$$\begin{aligned}
 N_0 &= 10 \log 276 \times 10^{-16} - 10 \log 10 \text{ MHz} \\
 &= -135.6 \text{ dBW} - 70 \text{ dB} = -205.6 \text{ dBW}
 \end{aligned}$$

De la ecuación 18-9 se despeja la temperatura equivalente de ruido y se sustituyen valores

$$\begin{aligned}
 T_e &= \frac{N_0}{K} \\
 &= \frac{276 \times 10^{-23} \text{ J/ciclo}}{1.38 \times 10^{-23} \text{ J/K}} = 200 \text{ K/ciclo} \\
 &= 10 \log 200 = 23 \text{ dBK} \\
 &= N_0 - 10 \log K = N_0 - 10 \log 1.38 \times 10^{-23} \\
 &= -205.6 \text{ dBW} - (-228.6 \text{ dBWK}) = 23 \text{ dBK}
 \end{aligned}$$

Relación de portadora a densidad de ruido

La relación C/N_0 es la relación de la potencia promedio de portadora de banda ancha a densidad de ruido. La *potencia de portadora de banda ancha* es la potencia combinada de la portadora y sus bandas laterales asociadas. La densidad de ruido es el ruido térmico presente en un ancho de banda normalizado de 1 Hz. La relación de portadora a densidad de ruido también se puede expresar en función de la temperatura de ruido. La ecuación correspondiente es

$$\frac{C}{N_0} = \frac{C}{KT_e} \quad (18-12)$$

Expresada en forma logarítmica,

$$\frac{C}{N_0} (\text{dB}) = C_{(\text{dBW})} - N_{0(\text{dBW})} \quad (18-13)$$

Relación de energía de bit a densidad de ruido

La relación E_b/N_0 es uno de los parámetros más importantes y de uso más frecuente para evaluar un sistema digital de radio. La relación E_b/N_0 es una forma cómoda para comparar sistemas digitales que usan distintas frecuencias de transmisión, esquemas de modulación o técnicas de codificación. La definición matemática de E_b/N_0 es

$$\frac{E_b}{N_0} = \frac{C/f_b}{N/B} = \frac{CB}{Nf_b} \quad (18-14)$$

Esta relación es un término adecuado para cálculos de sistemas digitales y comparaciones de funcionamiento, pero en el mundo real es más cómodo medir la relación de potencia de

portadora de banda ancha a densidad de ruido, y convertirla a E_b/N_0 . Si se reordena la ecuación 18-14, se obtiene lo siguiente

$$\frac{E_b}{N_0} = \frac{C}{N} \times \frac{B}{f_b}$$

La relación E_b/N_0 es el producto de la relación de portadora a ruido, C/N , por la relación de ancho de banda de ruido a frecuencia de bits, B/f_b . Expresada en forma logarítmica,

$$\frac{E_b}{N_0} \text{ (dB)} = \frac{C}{N} \text{ (dB)} + \frac{B}{f_b} \text{ (dB)} \quad (18-15)$$

La energía por bit, E_b , permanece constante mientras no cambien la potencia total de portadora de banda ancha, C , y la velocidad de transmisión, en bps. También, la densidad de ruido N_0 permanece constante mientras la temperatura de ruido permanezca constante. Se puede llegar entonces a la siguiente conclusión: para valores fijos de potencia de portadora, frecuencia de bits y temperatura de ruido, la relación E_b/N_0 permanece constante, y es independiente de la técnica de codificación, el esquema de modulación o el ancho de banda que se usen, siempre y cuando el ancho de banda sea igual a la frecuencia de bits.

La fig. 18-24 ilustra la relación entre la probabilidad esperada de error, $P(e)$, y la relación C/N mínima requerida para alcanzar la $P(e)$. La relación C/N especificada es para el ancho de banda mínimo bilateral de Nyquist. La fig. 18-25 ilustra la relación entre una $P(e)$ esperada y la relación E_b/N_0 mínima necesaria para lograr esa $P(e)$.

Una $P(e)$ de 10^{-5} (es decir, $1/10^5$) indica que hay una probabilidad de que 1 bit sea erróneo por cada 100,000 bits transmitidos. La $P(e)$ es análoga a la frecuencia de bits erróneos (BER).

Ejemplo 18-6

Un transmisor coherente binario con modulación por conmutación de fase (BPSK) trabaja con frecuencia de bits igual a 20 Mbps. Para alcanzar una probabilidad de error $P(e) = 10^{-4}$:

- Determinar las relaciones teóricas mínimas C/N y E_b/N_0 para un ancho de banda de receptor igual al ancho de banda bilateral mínimo de Nyquist.
- Calcular la relación C/N , si se mide el ruido en un punto antes del filtro pasabandas, donde el ancho de banda es igual al doble del ancho de banda de Nyquist.
- Calcular la relación C/N , si el ruido se mide en un punto antes del filtro pasabandas, donde el ancho de banda es igual a tres veces el ancho de banda de Nyquist.

Solución (a) En la BPSK, el ancho mínimo de banda es igual a la frecuencia de bits, 20 MHz. De acuerdo con la fig. 18-24, la relación C/N mínima es 8.8 dB. Se sustituyen estos valores en la ecuación 18-15, para obtener

$$\begin{aligned} \frac{E_b}{N_0} &= \frac{C}{N} + \frac{B}{f_b} \\ &= 8.8 \text{ dB} + 10 \log \frac{20 \times 10^6}{20 \times 10^6} \\ &= 8.8 \text{ dB} + 0 \text{ dB} = 8.8 \text{ dB} \end{aligned}$$

Nota: la relación E_b/N_0 mínima es igual a la relación C/N mínima cuando el ancho de banda de ruido del receptor es igual a la frecuencia de bits, que para BPSK también es igual al ancho mínimo de banda de Nyquist. La relación E_b/N_0 mínima de 8.8 se puede comprobar con la fig. 18-25.

¿Qué efecto tiene aumentar el ancho de banda de ruido sobre las relaciones C/N y E_b/N_0 mínimas? La potencia de portadora de banda ancha es totalmente independiente del ancho de banda de ruido. Sin embargo, un aumento del ancho de banda causa un aumento correspondiente en la potencia de ruido. En consecuencia, se obtiene una disminución de C/N , que es directamente proporcional al aumento en el ancho de banda de ruido. La E_b sólo depende de la potencia de portadora de banda ancha y de la frecuencia de bits. Por tanto, E_b no se afecta por un aumento en el ancho de banda de ruido. La densidad N_0 es la potencia de ruido normalizada a un ancho de banda de 1 Hz y, en consecuencia, tampoco se ve influida por un aumento en el ancho de banda de ruido.

(b) Ya que E_b/N_0 es independiente del ancho de banda, el medir la relación C/N en un punto del receptor donde el ancho de banda es igual al doble del ancho mínimo de banda de Nyquist no tiene absolutamente efecto alguno sobre E_b/N_0 . Por lo anterior, E_b/N_0 se transforma en la constante de la ecuación 18-15, y se usa para despejar el nuevo valor de C/N . Esta ecuación se reorganiza y, usando la relación E_b/N_0 calculada,

$$\begin{aligned} \frac{C}{N} &= \frac{E_b}{N_0} - \frac{B}{f_b} \\ &= 8.8 \text{ dB} - 10 \log \frac{40 \times 10^6}{20 \times 10^6} \\ &= 8.8 \text{ dB} - 10 \log 2 \\ &= 8.8 \text{ dB} - 3 \text{ dB} = 5.8 \text{ dB} \end{aligned}$$

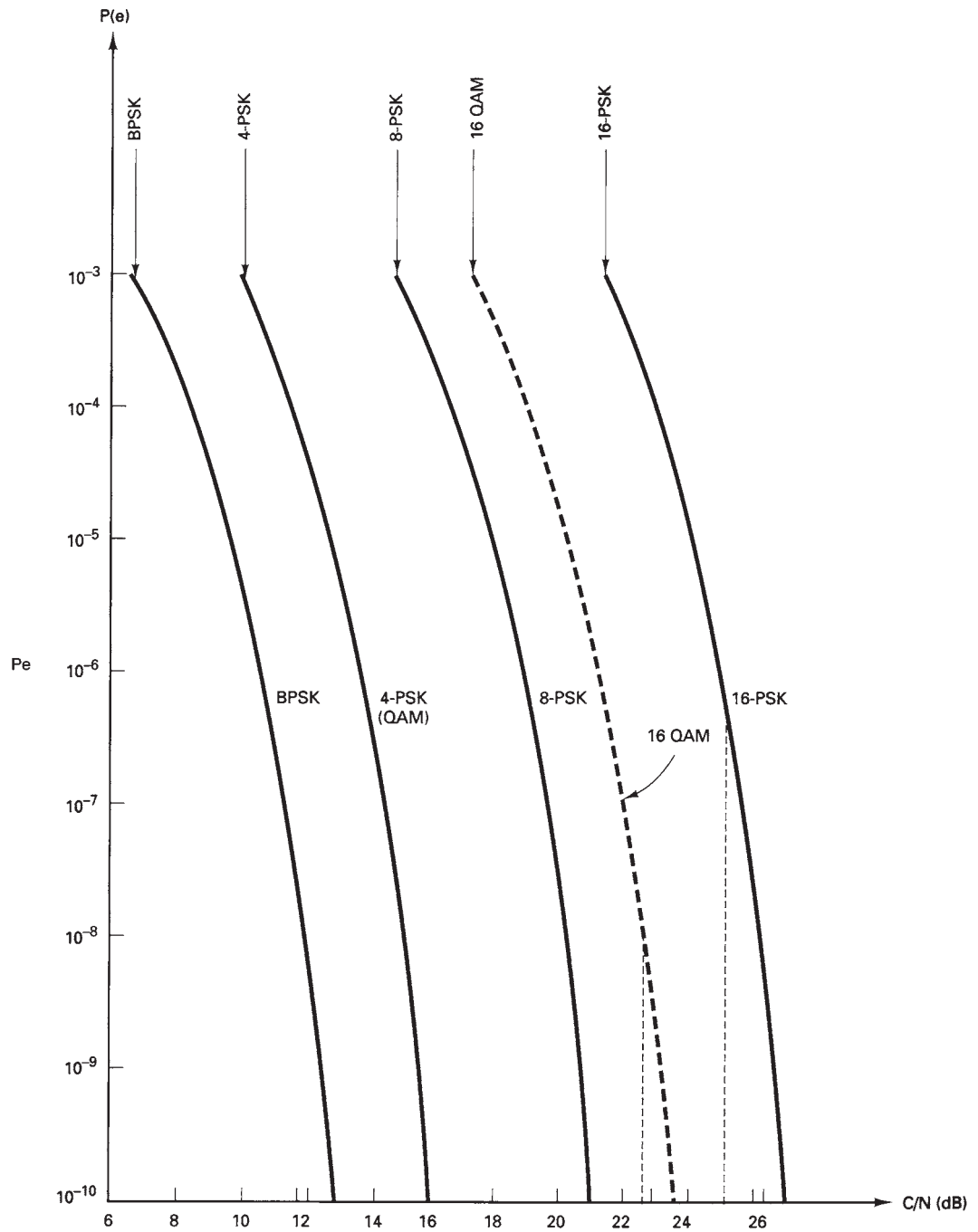


FIGURA 18-24 Características de $P(e)$ de sistemas coherentes PSK M -ario y QAM. La relación C/N rms se especifica en el ancho bilateral de banda de Nyquist

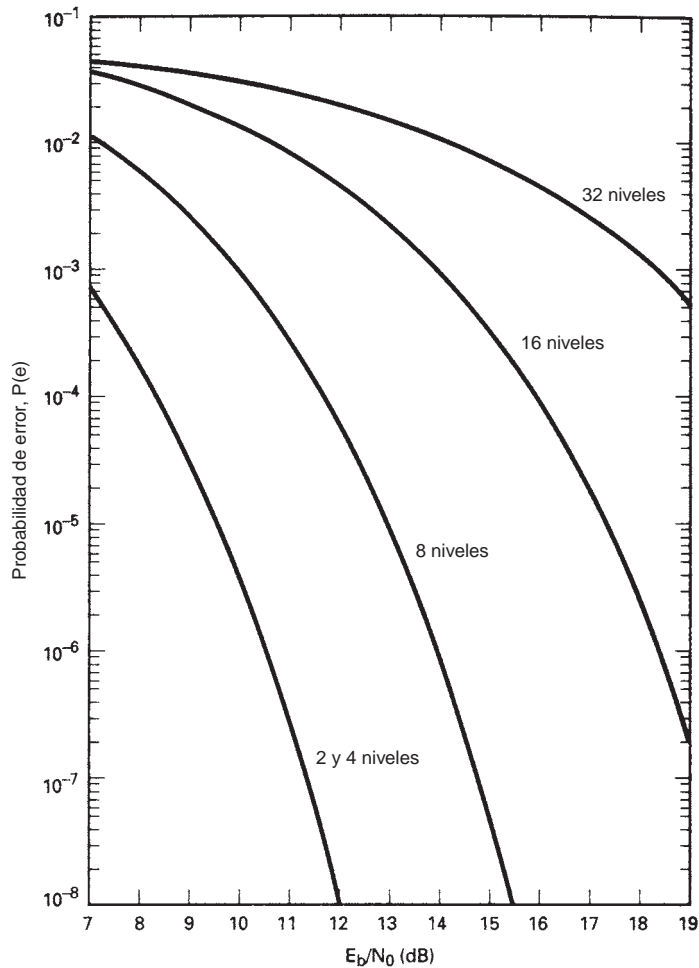


FIGURA 18-25 Probabilidad de error, $P(e)$, en función de la relación E_b/N_0 , para diversos esquemas digitales de modulación

(c) Al medir la relación C/N en un punto en el receptor donde el ancho de banda es igual a tres veces el ancho mínimo, se obtiene el siguiente resultado

$$\begin{aligned} \frac{C}{N} &= \frac{E_b}{N_0} - 10 \log \frac{60 \times 10^6}{20 \times 10^6} \\ &= 8.8 \text{ dB} - 10 \log 3 = 4.03 \text{ dB} \end{aligned}$$

Las relaciones C/N de 8.8, 5.8 y 4.03 dB indican que se podrían medir en los tres puntos especificados del receptor, y seguir alcanzando los mínimos deseados de E_b/N_0 y $P(e)$.

Como E_b/N_0 no se puede medir en forma directa, se mide la relación de portadora de banda ancha a ruido y a continuación se sustituye en la ecuación 18-15. En consecuencia, para determinar con exactitud la relación E_b/N_0 , se debe conocer el ancho de banda del receptor.

Ejemplo 18-7

Un transmisor coherente 8-PSK funciona con 90 Mbps de frecuencia de bits. Para tener una probabilidad de error de 10^{-5} :

- Calcular las relaciones teóricas mínimas de C/N y E_b/N_0 , para un ancho de banda del receptor igual al ancho mínimo de banda bilateral de Nyquist.
- Calcular la relación C/N si se mide el ruido en un punto antes del filtro pasabandas, donde el ancho de banda es igual al doble del ancho de banda de Nyquist.

(c) Determinar C/N si el ruido se mide en un punto antes del filtro pasabandas, donde el ancho de banda es igual al triple del ancho de banda de Nyquist.

Solución (a) La manipulación 8-PSK tiene una eficiencia de ancho de banda de 3 bps/Hz y, en consecuencia, requiere un ancho mínimo de banda de la tercera parte, es decir, 30 MHz. Según la fig. 18-24, la C/N mínima es 18.5 dB. Al sustituir en la ecuación 18-5 se obtiene

$$\begin{aligned}\frac{E_b}{N_0} &= 18.5 \text{ dB} + 10 \log \frac{30 \text{ MHz}}{90 \text{ Mbps}} \\ &= 18.5 \text{ dB} + (-4.8 \text{ dB}) = 13.7 \text{ dB}\end{aligned}$$

(b) La ecuación 18-15 se reorganiza, y se sustituye este valor de E_b/N_0 , para obtener

$$\begin{aligned}\frac{C}{N} &= 13.7 \text{ dB} - 10 \log \frac{60 \text{ MHz}}{90 \text{ Mbps}} \\ &= 13.7 \text{ dB} - (-1.77 \text{ dB}) = 15.47 \text{ dB}\end{aligned}$$

(c) También, reorganizando la ecuación 18-15 y sustituyendo E_b/N_0 , se obtiene

$$\begin{aligned}\frac{C}{N} &= 13.7 \text{ dB} - 10 \log \frac{90 \text{ MHz}}{90 \text{ Mbps}} \\ &= 13.7 \text{ dB} - 0 \text{ (dB)} = 13.7 \text{ dB}\end{aligned}$$

Es evidente, de acuerdo con los ejemplos 18-6 y 18-7, que las relaciones E_b/N_0 y C/N sólo son iguales cuando el ancho de banda de ruido es igual a la frecuencia de bits. También, a medida que aumenta el ancho de banda en el punto de medición, C/N disminuye.

Cuando son distintos el esquema de modulación, la frecuencia de bits, el ancho de banda y la relación C/N de dos sistemas digitales de radio, con frecuencia es difícil determinar cuál de ellos tiene la menor probabilidad de error. La relación E_b/N_0 es independiente del ancho de banda y del esquema de modulación, por lo que es un denominador común adecuado para comparar la probabilidad de errores en dos sistemas digitales de radio.

Relación de ganancia a temperatura equivalente de ruido

En esencia, la *relación de ganancia a temperatura equivalente de ruido*, G/T_e , es una cifra de mérito que representa la calidad de un receptor de satélite o de estación terrestre. Para un receptor, G/T_e es la relación de la ganancia de la antena receptora a la temperatura equivalente de ruido, T_e , del receptor. Debido a las potencias de portadora tan extremadamente pequeñas en recepción que hay en los sistemas satelitales, con mucha frecuencia se ubica físicamente un amplificador de bajo ruido (LNA, de *low-noise amplifier*). Cuando así sucede, G/T_e es una relación de la ganancia de la antena receptora más la ganancia del LNA, entre la temperatura equivalente de ruido. Es decir, para este caso,

$$\frac{G}{T_e} = \frac{A_r + A_{(\text{LNA})}}{T_e} \quad (18-16)$$

Expresada en logaritmos

$$\frac{G}{T_e} (\text{dBK}^{-1}) = A_{r(\text{dB})} + A_{(\text{LNA})(\text{dB})} - T_{e(\text{dBK})} \quad (18-17)$$

La relación G/T_e es un parámetro útil para determinar las relaciones E_b/N_0 y C/N en los receptores del satélite transpondedor y de la estación terrestre. En esencia, es el único parámetro que se requiere en un receptor de satélite o de estación terrestre cuando se completa el cálculo de los gastos de enlace.

Ejemplo 18-8

Calcular la figura de mérito G/T_e , para un satélite transpondedor con ganancia de antena receptora de 12 dB, ganancia de LNA de 10 dB y una temperatura equivalente de ruido de 26 dBK.

Solución Al sustituir en la ecuación 18-17 se obtiene

$$\frac{G}{T_e} = 12 \text{ dB} + 10 \text{ dB} - 26 \text{ dBK} = -4 \text{ dBK}^{-1}$$

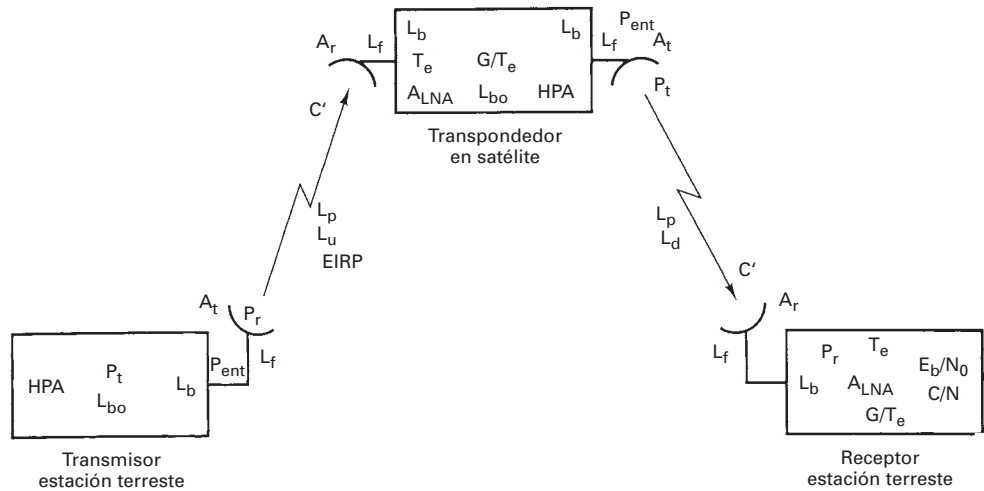


FIGURA 18-26 Sistema satelital general mostrando las ganancias y pérdidas incurridas en las secciones de enlace de subida y de bajada. HPA; P_t = potencia de salida de HPA; L_{bo} = pérdida por reducción; L_f = pérdida en el alimentador; L_b = pérdida por ramificación; A_t = ganancia de la antena transmisora; P_r = potencia total irradiada = $P_t - L_{bo} - L_b - L_f$; E_{EIRP} = potencia efectiva isotrópica irradiada = $P_{ent} A_t$; L_u = pérdidas adicionales de enlace de subida debidas a la atmósfera; L_p = pérdidas en la trayectoria; A_r = ganancia de antena de recepción; G/T_e = relación de ganancia a ruido equivalente; L_d = pérdidas adicionales en enlace de bajada debidas a la atmósfera; LNA = amplificador de bajo ruido; C/T_e = relación de portadora a ruido equivalente; C/N_0 = relación de portadora a densidad de ruido; E_b/N_0 = energía de bit a densidad de ruido; C/N = relación de portadora a ruido

ECUACIONES DE ENLACE DEL SISTEMA DE SATÉLITES

La incidencia de errores de un sistema digital satelital es bastante predecible. La fig. 18-26 muestra un diagrama de bloques simplificado de uno de estos sistemas, e identifica las diversas ganancias y pérdidas que pueden afectar el funcionamiento del sistema. Cuando se evalúa el funcionamiento de un sistema digital satelital, primero se examinan por separado los parámetros del enlace de subida y el de bajada y, a continuación, se determina la eficiencia general, combinándolos en la forma adecuada. Téngase en cuenta que un radio digital de microondas o un radio de satélite sólo quiere decir que las señales de banda base original y demodulada son de naturaleza digital. La parte de RF del radio es analógica; esto es, es FSK, PSK, QAM o alguna de las demás modulaciones de mayor nivel, que van con una portadora analógica de microondas.

ECUACIONES DE ENLACE

Se usan las siguientes *ecuaciones de enlace* para analizar por separado las secciones de enlace de subida y de bajada de un sistema aislado satelital de portadora de radiofrecuencia. En estas ecuaciones sólo se consideran ganancias y pérdidas ideales, y efectos de ruido térmico asociados con el transmisor de la estación terrestre, receptor de la estación terrestre y el transpondedor del satélite.

Ecuación de enlace de subida

$$\frac{C}{N_0} = \frac{A_r P_{ent} (L_p L_u) A_t}{K T_e} = \frac{A_r P_{ent} (L_p L_u)}{K} \times \frac{G}{T_e}$$

en donde L_d y L_u son las pérdidas adicionales atmosféricas en enlace de subida y de bajada, respectivamente. Las señales de enlace de subida y de bajada deben atravesar la atmósfera terrestre, donde son absorbidas en forma parcial por la humedad, el oxígeno y las partículas en el

aire. Dependiendo del ángulo de elevación, la distancia que recorre la señal de RF a través de la atmósfera varía de una a otra estación terrestre. Ya que L_p , L_u y L_d representan pérdidas, son valores decimales menores que 1. La relación G/T_e es la ganancia de la antena receptora más la del LNA, divididas entre la temperatura equivalente de ruido en la entrada.

Expresada en forma logarítmica,

$$\frac{C}{N_0} = \underbrace{10 \log A_t P_{\text{ent}}}_{\text{EIRP estación terrestre}} - \underbrace{20 \log \left(\frac{4\pi D}{\lambda} \right)}_{\text{pérdidas en la trayectoria por espacio libre } L_p} + \underbrace{10 \log \left(\frac{G}{T_e} \right)}_{\text{G/T}_e \text{ de satélite}} - \underbrace{10 \log L_u}_{\text{pérdidas atmosféricas adicionales}} - \underbrace{10 \log K}_{\text{constante de Boltzmann}} \quad (18-18)$$

$$= \text{EIRP (dBW)} - L_p \text{ (dB)} + \frac{G}{T_e} \text{ (dBK}^{-1}) - L_u \text{ (dB)} - K \text{ (dBWK)} \quad (18-19)$$

Ecuación de enlace de bajada

$$\frac{C}{N_0} = \frac{A_t P_{\text{ent}} (L_p L_d) A_r}{K T_e} = \frac{A_t P_{\text{ent}} (L_p L_d)}{K} \times \frac{G}{T_e}$$

Expresada en logaritmos

$$\frac{C}{N_0} = \underbrace{10 \log A_t P_{\text{ent}}}_{\text{EIRP satélite}} - \underbrace{20 \log \left(\frac{4\pi D}{\lambda} \right)}_{\text{pérdidas en la trayectoria por espacio libre } L_p} + \underbrace{10 \log \left(\frac{G}{T_e} \right)}_{\text{G/T}_e \text{ de estación terrestre}} - \underbrace{10 \log L_d}_{\text{pérdidas atmosféricas adicionales}} - \underbrace{10 \log K}_{\text{constante de Boltzmann}}$$

$$= \text{EIRP (dBW)} - L_p \text{ (dB)} + \frac{G}{T_e} \text{ (dBK}^{-1}) - L_d \text{ (dB)} - K \text{ (dBWK)}$$

GASTOS DE ENLACE

La tabla 18-4 es una lista de los parámetros de sistema, para tres sistemas típicos de comunicaciones vía satélite. Los sistemas y sus parámetros no son necesariamente actuales o futuros; sólo son ejemplos hipotéticos. Los parámetros de sistema se usan para formular los *gastos de enlace*. En estos gastos se identifican los parámetros del sistema, y con ellos se calculan las relaciones C/N y E_b/N_0 proyectadas en los receptores, tanto del satélite como de la estación terrestre, para determinado esquema de modulación y $P(e)$ deseada.

Ejemplo 18-9

Completar los gastos de enlace para un sistema satelital con los siguientes parámetros.

Enlace de subida

- | | |
|--|-------------------------|
| 1. Potencia de salida del transmisor de la estación terrestre, en la saturación, 2000 W | 33 dBW |
| 2. Pérdidas por reducción en la estación terrestre | 3 dB |
| 3. Pérdidas por ramificación y en alimentador de la estación terrestre | 4 dB |
| 4. Ganancia de la antena transmisora de la estación terrestre (de la fig. 18-27, de 15 m a 14 GHz) | 64 dB |
| 5. Pérdidas atmosféricas adicionales del enlace de subida | 0.6 dB |
| 6. Pérdidas en la trayectoria por el espacio libre (de la fig. 18-28, a 14 GHz) | 206.5 dB |
| 7. Relación G/T_e del receptor en el satélite | -5.3 dBK^{-1} |
| 8. Pérdidas por ramificación y en alimentador del satélite | 0 dB |
| 9. Frecuencia de bits | 120 Mbps |
| 10. Esquema de modulación | 8-PSK |

TABLA 18-4 Parámetros de tres sistemas satelitales hipotéticos

	Sistema A: 6/4 GHz, cobertura global, modulación QPSK, 60 Mbps	Sistema B: 14/12 GHz, cobertura global, modulación 8PSK, 90 Mbps	Sistema C: 14/12 GHz, cobertura global, modulación 8 PSK, 120 Mbps
<i>Enlace de subida</i>			
Potencia de salida del transmisor (saturación, dBW)	35	25	33
Pérdidas por reducción en la estación terrestre (dB)	2	2	3
Pérdidas por ramificación y en alimentador de la estación terrestre (dB)	3	3	4
Otras pérdidas atmosféricas (dB)	0.6	0.4	0.6
Ganancia de la estación terrestre (dB)	55	45	64
Pérdidas en el trayecto por el espacio libre (dB)	200	208	206.5
Ganancia de la antena receptora del satélite (dB)	20	45	23.7
Pérdidas por ramificación y en alimentador, en el satélite (dB)	1	1	0
Temperatura equivalente de ruido en satélite (K)	1000	800	800
G/T_e en el satélite (dBK ⁻¹)	-10	16	-5.3
<i>Enlace de bajada</i>			
Potencia de salida del transmisor (saturación, dBW)	18	20	10
Pérdidas por reducción en el satélite (dB)	0.5	0.2	0.1
Pérdidas por ramificación y en alimentador del satélite (dB)	1	1	0.5
Otras pérdidas atmosféricas (dB)	0.8	1.4	0.4
Ganancia de la antena del satélite (dB)	16	44	30.8
Pérdidas en el trayecto por el espacio libre (dB)	197	206	205.6
Ganancia de la antena de recepción en la estación terrestre (dB)	51	44	62
Pérdidas por ramificación y en alimentador de la estación terrestre (dB)	3	3	0
Temperatura equivalente de ruido de la estación terrestre (K)	250	1000	270
G/T_e de la estación terrestre (dBK ⁻¹)	27	14	37.7

Enlace de bajada

1. Potencia de salida del transmisor en satélite, a la saturación, 10 W	10 dBW
2. Pérdidas por reducción en satélite	0.1 dB
3. Pérdidas por ramificación y en alimentador de satélite	0.5 dB
4. Ganancia de la antena transmisora del satélite (de la fig. 18-27, 0.37 m a 12 GHz)	30.8 dB
5. Otras pérdidas atmosféricas de enlace de bajada	0.4 dB
6. Pérdidas en la trayectoria por el espacio libre (de la fig. 18-28, a 12 GHz)	205.6 dB
7. Ganancia de la antena receptora de la estación terrestre (15 m, 12 GHz)	62 dB
8. Pérdidas por ramificación y en alimentador de la estación terrestre	0 dB
9. Temperatura equivalente de ruido en la estación terrestre	270 K
10. Relación G/T_e de la estación terrestre	37.7 dBK ⁻¹
11. Frecuencia de bits	120 Mbps
12. Esquema de modulación	8-PSK

Solución *Gastos de enlace de subida:* Expresada en logaritmos,

$$\begin{aligned} \text{EIRP (estación terrestre)} &= P_t + A_t - L_{bo} - L_{bf} \\ &= 33 \text{ dBW} + 64 \text{ dB} - 3 \text{ dB} - 4 \text{ dB} = 90 \text{ dBW} \end{aligned}$$

Densidad de potencia de portadora en la antena del satélite

$$\begin{aligned} C' &= \text{EIRP (estación terrestre)} - L_p - L_u \\ &= 90 \text{ dBW} - 206.5 \text{ dB} - 0.6 \text{ dB} = -117.1 \text{ dBW} \end{aligned}$$

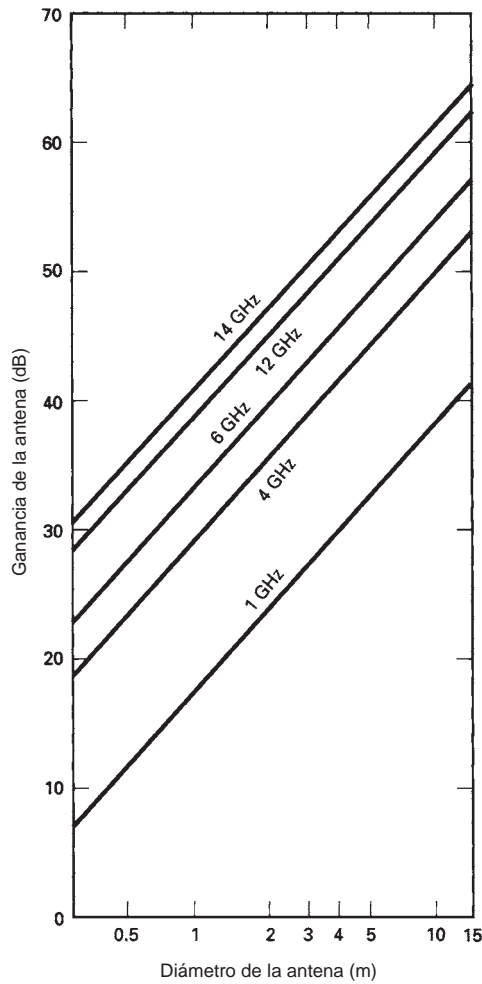


FIGURA 18-27 Ganancia de antena calculada con la ecuación de ganancia para una antena parabólica:

$$A \text{ (db)} = 10 \log \eta (\pi D/\lambda)^2$$

donde D es el diámetro de la antena, λ = longitud de onda y η = eficiencia de la antena. En este caso, $\eta = 0.55$. La corrección para una antena 100% eficiente consiste en agregar 2.66 dB al valor calculado

C/N_0 en el satélite

$$\frac{C}{N_0} = \frac{C}{KT_e} = \frac{C}{T_e} \times \frac{1}{K} \quad \text{siendo} \quad \frac{C}{T_e} = C' \times \frac{G}{T_e}$$

Así,
$$\frac{C}{N_0} = C' \times \frac{G}{T_e} \times \frac{1}{K}$$

Expresada en logaritmos,

$$\begin{aligned} \frac{C}{N_0} &= C' + \frac{G}{T_e} - 10 \log (1.38 \times 10^{-23}) \\ &= -117.1 \text{ dBW} + (-5.3 \text{ dBK}^{-1}) - (-228.6 \text{ dBWK}) = 106.2 \text{ dB} \end{aligned}$$

Por consiguiente,
$$\frac{E_b}{N_0} = \frac{C/f_b}{N_0} = \frac{C}{N_0} - 10 \log f_b$$

$$= 106.2 \text{ dB} - 10 (\log 120 \times 10^6) = 25.4 \text{ dB}$$

y para un sistema con ancho mínimo de banda,

$$\frac{C}{N} = \frac{E_b}{N_0} - \frac{B}{f_b} = 25.4 - 10 \log \frac{40 \times 10^6}{120 \times 10^6} = 30.2 \text{ dB}$$

Gastos de enlace de bajada: expresada en logaritmos,

$$\begin{aligned} \text{EIRP (satélite transpondedor)} &= P_t + A_t - L_{bo} - L_{bf} \\ &= 10 \text{ dBW} + 30.8 \text{ dB} - 0.1 \text{ dB} - 0.5 \text{ dB} \\ &= 40.2 \text{ dBW} \end{aligned}$$

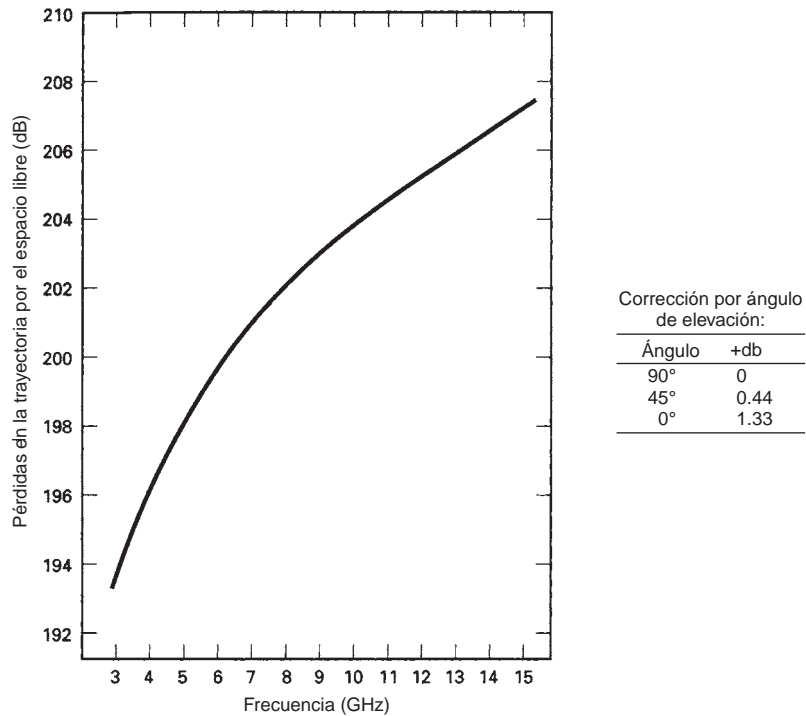


FIGURA 18-28 Pérdidas en la trayectoria por espacio libre (L_p) calculadas con $L_p = 183.5 + 20 \log f$ (GHz), ángulo de elevación = 90° y distancia = 35,9300 km

Densidad de potencia de portadora en la antena de la estación terrestre

$$C' = \text{EIRP} - L_p - L_d$$

$$= 40.2 \text{ dBW} - 205.6 \text{ dB} - 0.4 \text{ dB} = -165.8 \text{ dBW}$$

C/N_0 en el receptor de la estación terrestre

$$\frac{C}{N_0} = \frac{C}{KT_e} = \frac{C}{T_e} \times \frac{1}{K} \quad \text{donde} \quad \frac{C}{T_e} = C' \times \frac{G}{T_e}$$

Así,

$$\frac{C}{N_0} = C' \times \frac{G}{T_e} \times \frac{1}{K}$$

Expresada en logaritmos,

$$\frac{C}{N_0} = C' + \frac{G}{T_e} - 10 \log (1.38 \times 10^{-23})$$

$$= -165.8 \text{ dBW} + (37.7 \text{ dBK}^{-1}) - (-228.6 \text{ dBWK}) = 100.5 \text{ dB}$$

Un método alternativo para despejar C/N_0 es

$$\frac{C}{N_0} = C' + A_r - T_e - K$$

$$= -165.8 \text{ dBW} + 62 \text{ dB} - 10 \log 270 - (-228.6 \text{ dBWK})$$

$$= -165.8 \text{ dBW} + 62 \text{ dB} - 24.3 \text{ dBK}^{-1} + 228.6 \text{ dBWK} = 100.5 \text{ dB}$$

$$\frac{E_b}{N_0} = \frac{C}{N_0} - 10 \log f_b$$

$$= 100.5 \text{ dB} - 10 \log (120 \times 10^6)$$

$$= 100.5 \text{ dB} - 80.8 \text{ dB} = 19.7 \text{ dB}$$

TABLA 18-5 Gastos de enlace para el ejemplo 18-10

<i>Enlace de subida</i>	
1. Potencia de salida del transmisor terrestre, a la saturación, 2000 W	33 dBW
2. Pérdidas por reducción en la estación terrestre	3 dB
3. Pérdidas por ramificación y en alimentador de la estación terrestre	4 dB
4. Ganancia de la antena transmisora de la estación terrestre	64 dB
5. EIRP de la estación terrestre	90 dBW
6. Otras pérdidas atmosféricas del enlace de subida	0.6 dB
7. Pérdidas en la trayectoria por el espacio libre	206.5 dB
8. Densidad de potencia de portadora en el satélite	-117.1 dBW
9. Pérdidas por ramificación y en alimentador en el satélite	0 dB
10. Relación G/T_e del satélite	-5.3 dBK ⁻¹
11. Relación C/T_e del satélite	-122.4 dBWK ⁻¹
12. Relación C/N_0 del satélite	106.2 dB
13. Relación C/N del satélite	30.2 dB
14. Relación E_b/N_0 del satélite	25.4 dB
15. Frecuencia de bits	120 Mbps
16. Esquema de modulación	8-PSK
<i>Enlace de bajada</i>	
1. Potencia de salida del transmisor del satélite, a la saturación, 10 W	10 dBW
2. Pérdida por reducción en el satélite	0.1 dB
3. Pérdidas por ramificación y en alimentador del satélite	0.5 dB
4. Ganancia de la antena transmisora del satélite	30.8 dB
5. EIRP del satélite	40.2 dBW
6. Otras pérdidas atmosféricas de enlace de bajada	0.4 dB
7. Pérdida en la trayectoria por el espacio libre	205.6 dB
8. Ganancia de la antena receptora en la estación terrestre	62 dB
9. Temperatura equivalente de ruido en la estación terrestre	270 K
10. Pérdidas por ramificación y en alimentador de la estación terrestre	0 dB
11. Relación G/T_e de la estación terrestre	37.7 dBK ⁻¹
12. Densidad de potencia de portadora en la estación terrestre	-165.8 dBW
13. Relación C/T_e de la estación terrestre	-128.1 dBWK ⁻¹
14. Relación C/N_0 de la estación terrestre	100.5 dB
15. Relación C/N de la estación terrestre	24.5 dB
16. Relación E_b/N_0 de la estación terrestre	19.7 dB
17. Frecuencia de bits	120 Mbps
18. Esquema de modulación	8-PSK

y para un sistema con ancho mínimo de banda,

$$\frac{C}{N} = \frac{E_b}{N_0} - \frac{B}{f_b} = 19.7 - 10 \log \frac{40 \times 10^6}{120 \times 10^6} = 24.5 \text{ dB}$$

Con un análisis cuidadoso y un poco de álgebra se puede demostrar que la relación general de energía de bit a densidad de ruido, E_b/N_0 , que incluye los efectos combinados de la relación para enlace de subida $(E_b/N_0)_u$ y de bajada $(E_b/N_0)_d$, es una relación de producto normal entre suma, y se expresa en ecuación como sigue

$$\frac{E_b}{N_0} (\text{general}) = \frac{(E_b/N_0)_u (E_b/N_0)_d}{(E_b/N_0)_u + (E_b/N_0)_d} \quad (18-20)$$

en la que todas las relaciones E_b/N_0 son valores absolutos. Para el ejemplo 18-9, la relación general E_b/N_0 es

$$\begin{aligned} \frac{E_b}{N_0} (\text{general}) &= \frac{(346.7)(93.3)}{346.7 + 93.3} = 73.5 \\ &= 10 \log 73.5 = 18.7 \text{ dB} \end{aligned}$$

Al igual que en las relaciones de producto entre suma, domina el menor de los números. Si un número es bastante menor que el otro, el resultado general es aproximadamente igual al menor de los dos números.

Los parámetros de sistema que se usaron en el ejemplo 18-9 se tomaron del sistema C de la tabla 18-4. Los gastos de enlace completos para el sistema se muestran en la tabla 18-5.

PREGUNTAS

- 18-1. Describa un satélite, en forma breve.
- 18-2. ¿Qué es un satélite pasivo? ¿Qué es un satélite activo?
- 18-3. Describa las diferencias entre satélites asíncronos y geosíncronos.
- 18-4. Defina *prógrada* y *retrógrada*.
- 18-5. Defina *apogeo* y *perigeo*.
- 18-6. Explique en forma breve las características de las órbitas de satélite de baja altura, altura intermedia y gran altura.
- 18-7. Explique qué son órbitas ecuatoriales, polares e inclinadas.
- 18-8. Describa las ventajas y las desventajas de los satélites geosíncronos.
- 18-9. Defina *ángulo de visión*, *ángulo de elevación* y *azimut*.
- 18-10. Defina *separación espacial de satélites* y sus restricciones.
- 18-11. Describa qué es una “huella”.
- 18-12. Describa las distribuciones de radiación localizada, zonal y de cobertura terrestre.
- 18-13. Explique qué es *reuso*.
- 18-14. Describa en forma breve las características de funcionamiento de un modelo de enlace de subida, un transpondedor y un enlace de bajada, para un sistema satelital.
- 18-15. Defina la *pérdida por reducción* y su relación con el amplificador saturado y la potencia de transmisión.
- 18-16. Defina la *energía de bit*.
- 18-17. Defina la *potencia efectiva isotrópica irradiada*.
- 18-18. Defina la *temperatura equivalente de ruido*.
- 18-19. Defina la *densidad de ruido*.
- 18-20. Defina la *relación de portadora a densidad de ruido* y la *relación de energía de bit a densidad de ruido*.
- 18-21. Defina la *relación de ganancia a temperatura equivalente de ruido*.
- 18-22. Describa qué son los gastos de enlace de satélite y cómo se usan.

PROBLEMAS

- 18-1. Una estación terrestre está en Houston, Texas, y sus coordenadas son 99.5° de longitud y 29.5° de latitud norte. El satélite que interesa es *Satcom V*. Calcule los ángulos de visión para la antena de la estación terrestre.
- 18-2. Un sistema de satélite funciona con 14 GHz en enlace de subida y 11 GHz en enlace de bajada, y tiene una $P(e)$ proyectada de 10^{-7} . El esquema de modulación es 8-PSK, y el sistema manejará 20 Mbps. La temperatura equivalente de ruido del receptor es 400 K, y el ancho de banda de ruido del receptor es igual a la frecuencia mínima de Nyquist. Calcule los siguientes parámetros: Relación C/N teórica mínima, relación E_b/N_0 teórica mínima, densidad de ruido, ruido total en la entrada del receptor, potencia de portadora mínima en el receptor y la energía mínima por bit en la entrada del receptor.
- 18-3. Un sistema satelital funciona con 6 GHz en enlace de subida y 4 GHz en enlace de bajada, y tiene una $P(e)$ proyectada de 10^{-6} . El esquema de modulación es QPSK, y el sistema conducirá 100 Mbps. La temperatura equivalente de ruido es 290 K, y el ancho de banda de ruido del receptor es igual a la frecuencia mínima de Nyquist. Calcule la relación C/N que se mediría en un punto del receptor antes del BPF donde el ancho de banda es igual a a) $1/2$ por la frecuencia mínima de Nyquist y b) $3 \times$ frecuencia mínima de Nyquist.
- 18-4. ¿Cuál de los siguientes sistemas tiene la mejor BER proyectada?
 - (a) 8-QAM, $C/N = 15$ dB, $B = 2f_N$, $f_b = 60$ Mbps.
 - (b) QPSK, $C/N = 16$ dB, $B = f_N$, $f_b = 40$ Mbps.
- 18-5. Un transmisor de estación terrestre tiene un HPA cuya potencia de salida saturada es 10,000 W. La relación de reducción es 6 dB, la pérdida por ramificación es 2 dB, la pérdida en alimentador es 4 dB y la ganancia de antena es 40 dB. Calcule la potencia real irradiada y la EIRP.

- 18-6.** Calcule la potencia total de ruido para un receptor con ancho de banda de entrada de 20 MHz y una temperatura equivalente de ruido de 600 K.
- 18-7.** Calcule la densidad de ruido para el problema 18-6.
- 18-8.** Calcule la relación C/N mínima necesaria para lograr una $P(e)$ de 10^{-5} para un receptor 8-PSK, con ancho de banda igual a f_N .
- 18-9.** Calcule la relación de energía por bit a densidad de ruido, cuando la potencia de portadora de entrada es -100 dBW, la temperatura de entrada al receptor es 290 K y se usa una velocidad de transmisión de 60 Mbps.
- 18-10.** Calcule la relación de portadora a densidad de ruido para un receptor con potencia de portadora en la entrada de -70 dBW, temperatura equivalente de ruido de 180 K y ancho de banda de 20 MHz.
- 18-11.** Determine la relación C/N mínima para un sistema 8-PSK cuando la velocidad del transmisor es 60 Mbps, la relación de energía mínima de bit a densidad de ruido es 15 dB, y el ancho de banda del receptor es igual a la frecuencia mínima de Nyquist.
- 18-12.** Un receptor de estación terrestre tiene una temperatura equivalente de entrada de 200 K, ancho de banda de ruido de 20 MHz, ganancia de antena receptora de 50 dB y frecuencia de portadora de 12 GHz; calcule lo siguiente: G/T_e , N_0 y N .
- 18-13.** Un satélite tiene $E_b/N_0 = 14$ dB en enlace de subida, y $E_b/N_0 = 18$ dB en enlace de bajada; determine la relación general E_b/N_0 .
- 18-14.** Complete los siguientes gastos de enlace:

Parámetros de enlace de subida

1. Potencia de salida del transmisor de la estación terrestre, en saturación, 1 kW
2. Pérdidas por reducción en la estación terrestre, 3 dB
3. Pérdidas totales por ramificación y alimentador en la estación terrestre, 3 dB
4. Ganancia de la antena de plato parabólico de 10 m de diámetro, de la estación transmisora terrestre a 14 GHz
5. Pérdidas por trayectoria en espacio libre para 14 GHz
6. Pérdidas adicionales de enlace de subida, debidas a la atmósfera terrestre, 0.8 dB
7. G/T_e del satélite transpondedor, -4.6 dBK $^{-1}$
8. Frecuencia de transmisión de bits, 90 Mbps, 8-PSK

Parámetros de enlace de bajada

1. Potencia de salida del transmisor del satélite, en la saturación, 10 W
 2. Ganancia de antena transmisora del satélite, para un plato parabólico de 0.5 m a 12 GHz
 3. Pérdidas por reducción en modulación del satélite, 0.8 dB
 4. Pérdidas en la trayectoria por espacio libre para 12 GHz
 5. Pérdidas adicionales de enlace de bajada, debidas a la atmósfera terrestre, 0.6 dB
 6. Ganancia de antena de estación receptora terrestre, para un plato parabólico de 10 m a 12 GHz
 7. Temperatura equivalente de ruido para la estación terrestre, 200 K
 8. Pérdidas por ramificación y alimentador en estación terrestre, 0 dB
 9. Velocidad de transmisión de bits, 90 Mbps, 8-PSK
-

- 18-15.** Una estación terrestre está en Houston, Texas, a 99.5° de longitud y 29.5° de latitud norte. El satélite de interés es un *Westar III*. Calcule los ángulos de visión de la antena de la estación terrestre.
- 18-16.** Un sistema satelital funciona con 14 GHz de enlace de subida y 11 GHz de enlace de bajada, y tiene una $P(e)$ proyectada de 1 bit erróneo por cada millón transmitido. El esquema de modulación es 8-PSK, y el sistema conducirá 90 Mbps. La temperatura equivalente de ruido del receptor es 350 K, y el ancho de banda de ruido del receptor es igual a la frecuencia mínima de Nyquist. Calcule los siguientes parámetros: relación C/N mínima teórica, relación E_b/N_0 mínima teórica, densidad de ruido, ruido total en la entrada del receptor, potencia mínima de portadora en receptor y energía mínima por bit en la entrada del receptor.
- 18-17.** Un sistema satelital funciona con 6 GHz en enlace de subida y 4 GHz en enlace de bajada; tiene una $P(e)$ proyectada de 1 bit erróneo por cada 100,000 transmitidos. El esquema de modulación es 4-PSK, y el sistema conducirá 80 Mbps. La temperatura equivalente de ruido es 120 K, y el ancho de banda de ruido en el receptor es igual a la frecuencia mínima de Nyquist. Calcule lo siguiente:

- (a) La relación C/N que se mediría en un punto del receptor antes del BPF, donde el ancho de banda es igual al doble de la frecuencia mínima de Nyquist.
- (b) La relación C/N que se mediría en un punto del receptor antes del BPF, donde el ancho de banda es igual a tres veces la frecuencia mínima de Nyquist.
- 18-18.** ¿Cuál sistema tiene la mejor BER proyectada?
- (a) QPSK, $C/N = 16$ dB, $B = 2f_N, f_b = 40$ Mbps.
- (b) 8-PSK, $C/N = 18$ dB, $B = f_N, f_b = 60$ Mbps.
- 18-19.** Un transmisor de estación terrestre tiene un HPA con potencia saturada nominal de salida de 12,000 W. La relación de reducción es 4 dB, la pérdida por ramificación es 1.5 dB, la pérdida en alimentador es 5 dB y la ganancia de antena es 38 dB. Determine la potencia irradiada real y la EIRP.
- 18-20.** Calcule la potencia total de ruido para un receptor con 40 MHz de ancho de banda en la entrada y una temperatura equivalente de ruido de 800 K.
- 18-21.** Calcule la densidad de ruido para el problema 18-20.
- 18-22.** Calcule la relación C/N mínima requerida para lograr una $P(e)$ de 1 bit erróneo por cada millón de bits transmitidos, para un receptor QPSK con ancho de banda igual a la frecuencia mínima de Nyquist.
- 18-23.** Determine la relación de energía de bit entre densidad de ruido, cuando la potencia de portadora que entra al receptor es -85 dBW, la temperatura de ruido de entrada al receptor es 400 K y la velocidad de transmisión es 50 Mbps.
- 18-24.** Calcule la relación de portadora a densidad de ruido para un receptor con -80 dBW de potencia de portadora de entrada, 240 K de temperatura equivalente de ruido y 10 MHz de ancho de banda.
- 18-25.** Calcule la relación C/N mínima para un sistema QPSK, cuando la velocidad de transmisión es 80 Mbps, la relación mínima de energía de bit entre densidad de ruido es 16 dB y el ancho de banda es igual a la frecuencia de Nyquist.
- 18-26.** Para un receptor de estación terrestre con temperatura equivalente en la entrada de 400 K, ancho de banda de ruido de 30 MHz, ganancia de antena de recepción de 44 dB y frecuencia de portadora de 12 GHz, calcule lo siguiente: G/T_e , N_0 y N .
- 18-27.** Calcule E_b/N_0 general para una E_b/N_0 de enlace de subida de 16 dB, y E_b/N_0 de bajada de 13 dB.
- 18-28.** Complete los siguientes gastos de enlace:

Parámetros de enlace de subida

1. Potencia de salida de estación terrestre a la saturación, 12 kW
2. Pérdidas por reducción en estación terrestre, 4 dB
3. Pérdidas en estación terrestre por ramificación y en alimentador, 2 dB
4. Ganancia de antena para un plato parabólico de 10 m a 14 GHz
5. Pérdidas en la trayectoria en espacio libre de 14 GHz
6. Pérdidas adicionales de enlace de subida, debidas a la atmósfera terrestre, 1 dB
7. G/T_e del transpondedor en el satélite, -3 dBK
8. Velocidad de bits en transmisión, 80 Mbps
9. Esquema de modulación, 4 PSK

Parámetros de enlace de bajada

1. Potencia de salida del transmisor del satélite, 5 W
 2. Ganancia de antena de transmisión del satélite, para un plato parabólico de 0.5 m a 12 GHz
 3. Pérdidas por reducción de modulación en satélite, 1 dB
 4. Pérdidas en el trayecto por espacio libre para 12 GHz
 5. Pérdidas adicionales de enlace de bajada, debidas a la atmósfera terrestre, 1 dB
 6. Ganancia de la antena receptora de estación terrestre, para un plato parabólico de 10 m, a 12 GHz
 7. Temperatura equivalente de ruido de la estación terrestre, 300 K
 8. Velocidad de transmisión de bits, 80 Mbps
 9. Esquema de modulación, 4 PSK
-