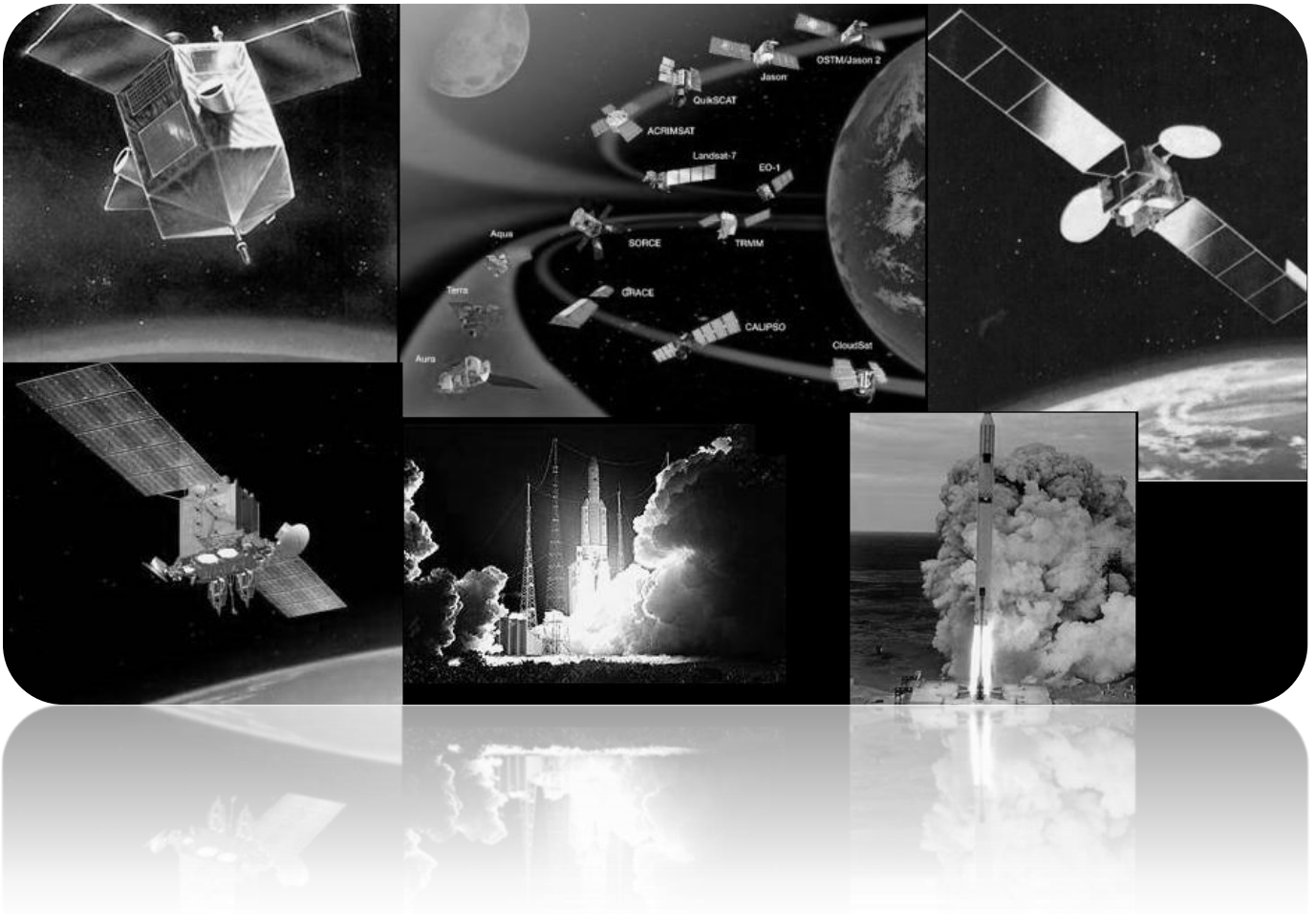


CAPÍTULO 2

SATÉLITES



La creación de los satélites artificiales ha sido uno de los mejores inventos que el hombre ha realizado a lo largo de todos los tiempos, ya que nos han permitido conocer más a fondo los cuerpos celestes y características de nuestro planeta a través de sus diferentes aplicaciones y además, comunicaciones confiables en todo el mundo, incluyendo zonas poco pobladas o inalcanzables por otros medios.

El avance de los satélites artificiales ha crecido a pasos agigantados a nivel mundial; actualmente son equipos de alta tecnología, que se ponen en órbita gracias al desarrollo de los cohetes de gran potencia que se utilizan como vehículos lanzadores de satélites.

Los satélites son elaborados de acuerdo a una misión, con la capacidad de realizar diversas acciones y funcionando de manera correcta por un tiempo determinado, por lo que se construyen de diferentes formas, tamaños, materiales y combustibles, se colocan a diferentes alturas con respecto a la superficie de la Tierra y soportan diferentes condiciones de temperatura, ambientales y atmosféricas.

2.1 Definición

Un satélite es cualquier objeto, ya sea natural o artificial, que gira alrededor de un cuerpo celeste y que puede tener diferentes funciones de acuerdo a su procedencia. La palabra satélite proviene del latín “*satelles*” que significa “*lo que está alrededor de algo*”.

Un satélite natural es un cuerpo celeste que orbita alrededor de otro de mayor masa, ambos vinculados entre sí por fuerzas de gravedad recíprocas; por ejemplo la Luna es un satélite natural que gira alrededor de la Tierra.

Un satélite artificial es un dispositivo construido por el hombre, tripulado o no, que se pone en órbita y se hace girar alrededor de un cuerpo celeste con un fin específico.

2.2 Clasificación de los satélites

2.2.1 Tipo de órbita

Una órbita es una trayectoria periódica seguida por los satélites naturales o artificiales.

Antes de describir la clasificación de los satélites de acuerdo a su tipo de órbita es importante conocer algunos conceptos.

Las características del movimiento de un satélite artificial en órbita terrestre están fundamentadas en las 3 leyes de Kepler sobre movimiento de los planetas alrededor del Sol las cuales están sustentadas matemáticamente de la *Ley de gravitación universal* de Newton y de su *segunda ley de movimiento*.

Ley de Gravitación Universal: La fuerza de atracción entre 2 cuerpos es proporcional al producto de sus masas e inversamente proporcional al cuadrado de la distancia que los separa.

$$F = \frac{G m_1 m_2}{r^2}$$

Dónde:

F = fuerza de atracción, en $N \left(\frac{kg \ m}{s^2} \right)$.

G = constante de gravitación universal = $6.673 \times 10^{-11} \frac{N \ m^2}{kg^2}$.

m_1 = masa del cuerpo mayor, en kg.

m_2 = masa del satélite, en kg.

r = distancia entre los 2 centros de los cuerpos (satélite y Tierra), en km.

Segunda Ley de movimiento de Newton: La aceleración de un cuerpo tiene la misma dirección de la fuerza que se le aplique, es proporcional a la magnitud de ésta e inversamente proporcional a su masa.

$$F = ma = m \frac{dv}{dt}$$

Dónde:

F = fuerza de atracción, en $N \left(\frac{kg \ m}{s^2} \right)$.

m = masa del satélite, en kg.

$a = \frac{dv}{dt}$ = aceleración, en $\frac{m}{s^2}$.

v = velocidad relativa al centro de coordenadas, en $\frac{m}{s}$.

En el caso de satélites artificiales, el cuerpo de mayor es la Tierra ($5.9742 \times 10^{24} \ kg$), por lo que:

$$G m_1 = \mu = \left(6.673 \times 10^{-11} \frac{Nm^2}{kg^2} \right) (5.9742 \times 10^{24} \ kg) \cong 3.986 \times 10^5 \frac{km^3}{s^2}$$

$$F = \frac{\mu m_2}{r^2}$$

Por lo general es más útil la aceleración gravitacional que la fuerza, por lo que la ley de la gravitación universal aplicada a los satélites artificiales¹¹ es:

$$F = m \frac{dv}{dt} = \frac{\mu m_2}{r^2} \quad ; \quad m = m_2$$

$$\frac{dv}{dt} = \frac{\mu}{r^2}$$

¹¹ Conocida como la ecuación de movimiento de 2 cuerpos.

Leyes de Kepler aplicadas a los satélites artificiales:

- 1ª Ley. El camino seguido por un satélite alrededor de la Tierra es una elipse, con el centro de masa de la Tierra como uno de los focos de la elipse.
- 2ª Ley. Para tiempos iguales, el satélite recorre áreas iguales en el plano orbital.
- 3ª Ley. El cuadrado del periodo de la órbita es proporcional al cubo de la distancia medida entre el satélite y el cuerpo celeste.

Velocidad orbital

La velocidad orbital de un satélite debe ser específica para que pueda mantenerse en órbita y contrarrestar los efectos de la gravedad. Como la fuerza de gravedad ejercida por un cuerpo celeste disminuye en proporción inversa al cuadrado de la distancia, cuanto más alto esté situado el satélite, menor será la fuerza de atracción gravitacional y por lo tanto, menor su velocidad orbital.

$$v = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \quad ; \quad r = R + h$$

Dónde:

μ = constante de Kepler = $3.986 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$.

r = distancia entre el centro de la Tierra y el satélite, en km.

R = radio de la Tierra 6 378 km.

h = altura del satélite con respecto a la superficie de la Tierra, en km.

a = longitud del semieje mayor, en km.

Es importante recordar que si la órbita es circular, el valor del radio r es igual al valor a del semieje mayor de la elipse, por lo tanto:

$$v = \sqrt{\mu \left(\frac{1}{a} \right)} \quad ; \quad r = a$$

Si la velocidad del satélite es mayor que la requerida, éste “escaparía” de la órbita¹²; si la velocidad es menor, el satélite “caería” y se podría quemar debido a la fricción con las partículas de la atmósfera, como el caso del *Sputnik I*.

¹² Llamada *velocidad de escape*; ocurre cuando la fuerza de gravedad ya no es suficiente para retener al satélite en la órbita.

Para satélites de órbita baja se requiere una velocidad de 7.35 km/s para mantenerse en órbita; para satélites geoestacionarios, como la altura es mayor, se requiere una velocidad menor, alrededor de 3.075 km/s.

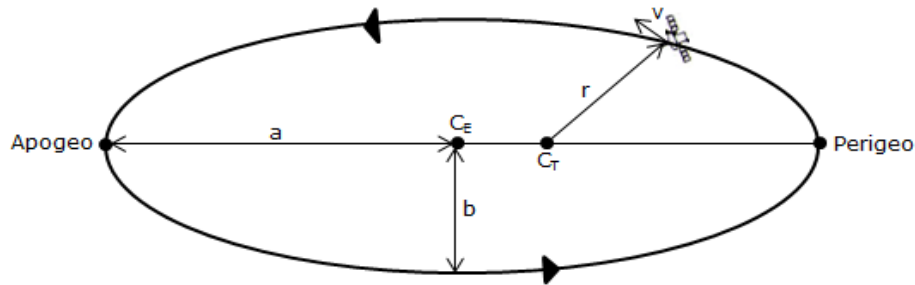


Figura 2.1 Órbita elíptica descrita sobre su mismo plano orbital [Comunicaciones por satélite, 2003].

La órbita de un satélite se encuentra definida por los siguientes parámetros principales: *apogeo*, *perigeo*, *nodo ascendente*, *nodo descendente*, *excentricidad*, *altura*, *orientación* y *ángulo de inclinación*.

2.2.1.1 Altura

La altura a la que se pone en órbita un satélite respecto a la superficie de la Tierra, juega un papel muy importante para cumplir con una misión específica de manera correcta; dependiendo de dicha altura, los satélites se clasifican en diferentes tipos. La altura de la órbita tiene relación directa con la velocidad angular a la que se mueve el satélite; a mayor altitud del satélite la velocidad angular es menor.

2.2.1.1.1 Geosíncrono

Un satélite geosíncrono se encuentra en una órbita circular y tiene un periodo orbital igual a la duración de un día sideral (24 horas) y su plano orbital puede estar inclinado con relación al plano ecuatorial.

2.2.1.1.1.1 Geoestacionarios (GEO)

Los satélites geoestacionarios GEO (*Geostationary Earth Orbit*, Órbita Terrestre Geoestacionaria) son aquellos que se encuentran a 36 000 km¹³ de altura respecto a la superficie de la Tierra; son un caso particular de los satélites geosíncronos.

¹³ Valor exacto 35 786 km.

La *órbita geoestacionaria*, también conocida como *cinturón de Clarke*¹⁴, es una órbita circular con un radio de 42 164 km, ángulo de inclinación nulo ya que se localiza alrededor de la Tierra en un plano que atraviesa exactamente por el Ecuador, el satélite se mueve en la misma dirección que la rotación terrestre y su periodo orbital es el mismo que el de rotación de la Tierra (24 horas); por lo anterior se ve fijo con respecto a un punto en la superficie terrestre. La velocidad orbital de este tipo de satélites es de 3.075 km/s.

Aplicaciones

- Comunicaciones
- Televisión
- Meteorología
- Militares
- Telefonía
- Datos

Ventajas

- La huella satelital es muy grande, y con solo 3 satélites se puede cubrir casi toda la superficie de la Tierra.
- No se necesita un sistema de seguimiento satelital para las antenas de la estación terrena, reduciendo costos.
- Proporciona enlaces continuos entre las estaciones terrenas.

Desventajas

- Debido a la gran distancia entre el satélite y la superficie de la Tierra, la propagación de la señal presenta grandes retardos y pérdidas por espacio libre.
- No logran cubrir zonas de gran latitud (polos).
- Malgasta zonas de servicios debido a que cubre regiones innecesarias como océanos o zonas no pobladas.

2.2.1.1.2 Baja (LEO)

Los satélites LEO (*“Low Earth Orbit”, Órbita Terrestre Baja*) son aquellos que operan en altitudes alrededor de 1 000 km sobre la superficie de la Tierra, en órbitas casi circulares y cuyos planos orbitales pueden tener cualquier inclinación con relación al plano ecuatorial. Sus periodos orbitales están entre 100 y 113 minutos.

El límite superior de altura para estos satélites debe ser suficientemente bajo para evitar los niveles más intensos de radiación en el interior del primer cinturón de Van Allen¹⁵ y lo suficientemente alto para evitar algún tipo de fricción atmosférica que ocasione desaceleración en el satélite.

¹⁴ En motivo al reconocimiento de la idea de Arthur C. Clarke. Acerca de las órbitas geoestacionarias.

¹⁵ Los Cinturones de Van Allen llamados así en honor a su descubridor, el físico americano, James Van Allen en 1958.

Aplicaciones

- Comunicaciones
- Científicas
- Vigilancia
- Meteorología
- Teledetección
- Radiolocalización
- Voz y datos

Ventajas

- Al ser más cercanos a la superficie de la Tierra, la señal tiene un mínimo retardo de propagación.
- Pequeño nivel de potencia de transmisión requerido.
- Débil atenuación en la transmisión, por lo que los satélites y estaciones terrenas pueden ser más pequeñas, reduciendo costos.
- Se pueden cubrir posiciones de gran altitud con adecuadas inclinaciones.
- Ahorro en la puesta en órbita.

Desventajas

- La estación terrena puede requerir sistema de seguimiento satelital.
- Debido a su pequeño periodo orbital, estos satélites permanecen visibles en un mismo lugar pequeños lapsos de tiempo, alrededor de 10 minutos, por lo que se requieren de constelaciones satelitales para una cobertura global.
- Su tiempo de vida útil es limitado.

2.2.1.1.3 Media (MEO)

Los satélites MEO (*“Medium Earth Orbit”,* Órbita Terrestre Media) operan en un rango de altura entre los satélites LEO y los GEO, comúnmente, alrededor de 15 000 km por encima de la superficie de la Tierra, lo cual permite que los satélites queden ubicados entre el primer y el segundo cinturón de Van Allen, evitando su radiación perjudicial.

Estos satélites generalmente son colocados en órbitas polares, con periodos orbitales entre 6 y 12 horas.

Aplicaciones

- Comunicaciones
- Navegación
- Meteorología
- Localización GPS
- Televisión
- Telefonía

Ventaja

- El tiempo de retardo de los satélites MEO es pequeño, inferior al de los GEO.

Desventaja

- Los satélites no tienen una posición fija respecto a la superficie terrestre, por lo que también se necesitan constelaciones satelitales para una cobertura global.

2.3.1.1.4 HEO

Los satélites HEO (*“Highly Elliptical Orbit”,* Órbita Altamente Elíptica) siguen órbitas muy elípticas, con un apogeo mayor a los 36 000 km respecto a la superficie terrestre, para proporcionar una cobertura a gran altitud en áreas no alcanzadas por los satélites GEO. El periodo orbital de este tipo de satélites varía entre 8 y 24 horas.

El sistema HEO más común usado para comunicaciones satelitales es el sistema ruso *Molniya*, el cual está diseñado para proporcionar cobertura a altas latitudes norte. Otro sistema ruso de este tipo de órbita es el *Tundra*.

Ventajas

- Se emplean para cubrir las regiones polares del planeta.
- Debido a la gran excentricidad de su órbita, un satélite HEO estará aproximadamente el 65% de su periodo orbital cerca del apogeo; durante este tiempo parecerá casi estacionario para las estaciones terrenas.
- El haz del satélite tiene una gran cobertura, con lo que se puede maximizar el tiempo que pasa por las zonas pobladas.

Desventaja

- Pérdidas por espacio libre y retardo de propagación comparables con los de los satélites GEO.

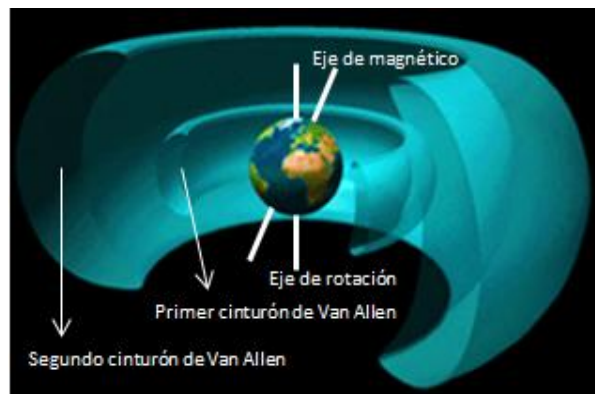


Figura 2.2 Cinturones de Van Allen. El primer cinturón a una altura de la superficie de la Tierra de 1 000 a 5 000 km. El segundo cinturón a una altura de 15 000 a 20 000 km sobre la superficie de la Tierra.

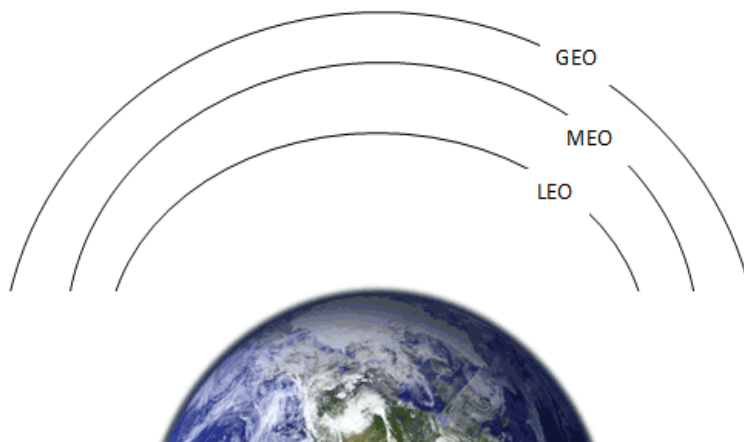


Figura 2.3 Clasificación de las órbitas de acuerdo a su altura.

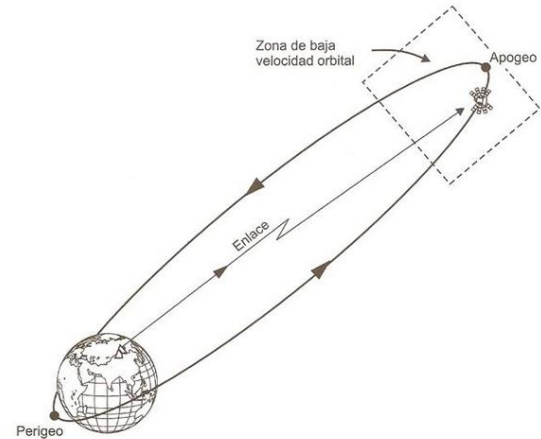


Figura 2.4 Sistema Molniya [Comunicaciones por satélite, 2003].

Características	LEO	MEO	GEO	HEO
Distancia del enlace satelital	~ 2 000 km	~ 30 000 km	~72 000 km	> 72,000 km (en algunas partes)
Perdidas de propagación	Bajas	Medias	Grandes	Grandes
Retardo de propagación	6.666 ms	100 ms	240 ms	>240 ms
Tamaño del satélite	Pequeño	Pequeño	Relativamente grande	Relativamente grande
Cobertura	Baja	Media	Grande	Regional
Tiempo de vida	De 3 a 7 años	De 10 a 15 años	De 10 a 15 años	De 10 a 15 años
Periodo Orbital	< 2 horas	6 a 12 horas	24 horas	8 a 24 horas

Tabla 2.1 Características principales de los diferentes tipos de satélites de acuerdo a la altura de su órbita.

2.2.1.2 Forma

Los satélites también se clasifican por la forma de su órbita, de acuerdo a la excentricidad que ésta presenta. La excentricidad determina que tan alargada es una órbita; si es igual a 0, la órbita es circular; si su valor es entre 0 y 1, la órbita es elíptica, por lo que el satélite puede ser considerado como *satélite de órbita circular* o *de órbita elíptica*.

La excentricidad de una órbita se obtiene mediante la siguiente expresión:

$$e = \frac{r_A - r_P}{r_A + r_P}$$

Dónde:

e = excentricidad de la órbita.

r_A = radio desde el centro de la Tierra hasta el apogeo.

r_P = radio desde el centro de la Tierra hasta el perigeo.

2.2.1.2.1 Órbita Elíptica

En general, la forma de las órbitas satelitales es una elipse, en la que se tiene al centro de la Tierra como foco, presentando perigeo y apogeo. Los satélites de órbita elíptica pueden tener cualquier inclinación con respecto al plano ecuatorial.

La velocidad en el perigeo es mayor que en el apogeo, debido a:

$$V_A r_A = V_P r_P \quad ; \quad r_P < r_A$$

Dónde:

V_A = velocidad en el apogeo.

V_P = velocidad en el perigeo.

r_A = distancia del centro de la Tierra al apogeo.

r_P = distancia del centro de la Tierra al perigeo.

2.2.1.2.2 Órbita Circular

Un caso particular de la órbita elíptica es cuando el semieje mayor es igual en magnitud que el semieje menor, por lo tanto el perigeo y el apogeo es el mismo, dando como resultado una órbita con excentricidad igual a cero, conocida como órbita circular.

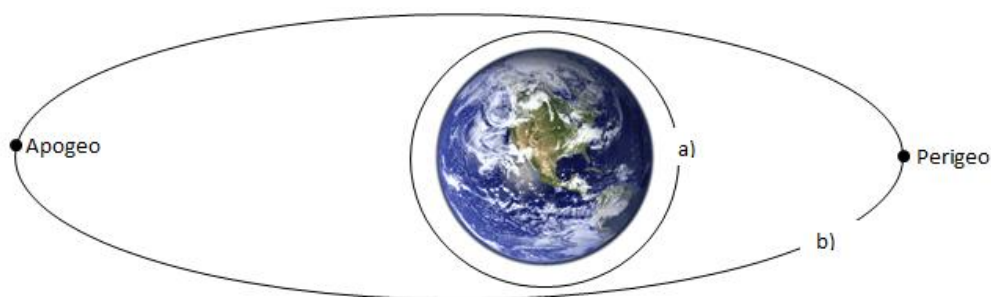


Figura 2.5 a) Órbita circular b) Órbita elíptica.

2.2.1.3 Inclinación

La última clasificación de los satélites respecto a su órbita es de acuerdo a su ángulo de inclinación. El ángulo de inclinación es aquél que forman el plano ecuatorial de la Tierra y el plano orbital del satélite. En base a ello, se tiene tres tipos de satélites: de *órbita inclinada*, *órbita ecuatorial* y *órbita polar*.

Es importante decir que para inclinaciones entre 0° y 90° el satélite viaja en la órbita en la misma dirección de rotación de la Tierra. A esta órbita se le conoce como *órbita directa* o *de progrado*. Por otro lado, para inclinaciones entre 90° y 180° el satélite se encuentra en dirección opuesta a la de rotación de la Tierra. En este caso a la órbita se le llama *órbita indirecta* o *retrógrada*.

2.2.1.3.1 Órbita Inclínada

Los satélites de órbita inclinada son aquellos que se encuentran en órbitas cuyo ángulo de inclinación está entre 0° y 180° con respecto al plano ecuatorial.

Estos satélites permiten cubrir regiones de grandes latitudes y si además la órbita es elíptica, permiten tener mayor cobertura hacia los polos.

De los satélites de órbita inclinada surgen 2 clasificaciones especiales: los satélites *de órbita ecuatorial* y *de órbita polar*.

2.2.1.3.2 Órbita Ecuatorial

Los satélites de órbita ecuatorial son aquellos en los que el ángulo de inclinación de su órbita con respecto al plano ecuatorial es igual a cero, es decir, el plano orbital del satélite coincide con el plano ecuatorial de la Tierra.

Todos los satélites geostacionarios son satélites de órbita ecuatorial y por lo regular, las órbitas ecuatoriales también son órbitas circulares.

2.2.1.3.3 Órbita Polar

Los satélites de órbita polar son aquellos que están en una órbita cuyo ángulo de inclinación es alrededor de 90° con relación al plano ecuatorial, es decir, pasan sobre los polos Norte y Sur, en una órbita perpendicular al plano ecuatorial.

2.2.1.3.3.1 Heliosíncrona

Un satélite heliosíncrono (SSO, *Sun-Synchronous Orbit*) es aquel que se encuentra en una órbita baja con una inclinación de casi 90° , cuyo plano orbital esta sincronizado con el sol, es decir que la dirección del sol siempre tiene un ángulo constante con el plano orbital (el periodo orbital del satélite es igual al periodo de rotación del sol), por ello, la zona sobrevolada por el satélite es siempre observada a la misma hora del día. La duración de vida de un satélite en esta órbita es de aproximadamente 5 años. Tiene un periodo inferior a 2 horas, aproximadamente 100 minutos, por lo que pasan al menos 12 veces en un mismo punto en la superficie terrestre durante el día.

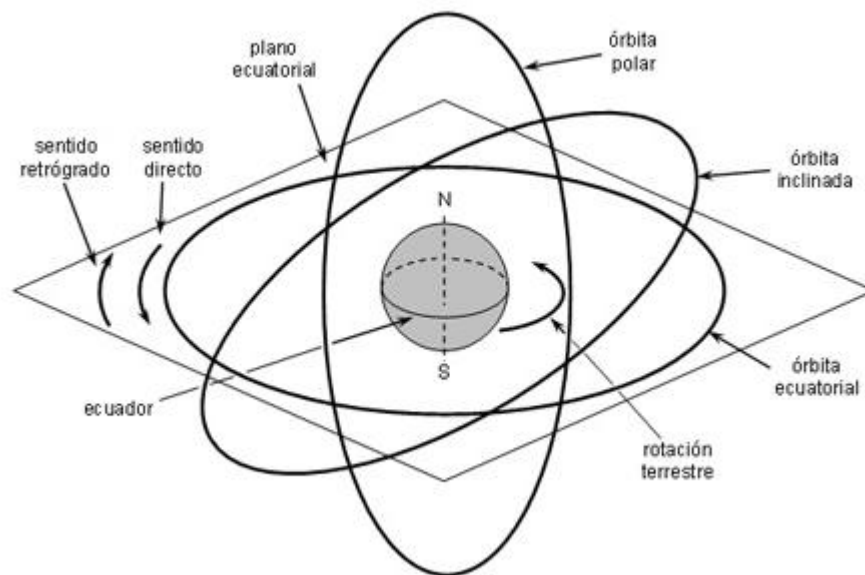


Figura 2.6 Tipos de órbita de acuerdo a su inclinación.

2.2.2 Tamaño

Los satélites también se clasifican de acuerdo a su tamaño, como se ve en la Tabla 2.2.

Tipo de satélite	Peso
Femtosatélites	< 100 g
Picosatélites	100 g - 1 kg
Nanosatélites	1 kg - 10 kg
Microsatélites	10 kg - 100 kg
Minisatélites	100 kg - 500 kg
Satélites medianos	500 kg - 1000 kg
Macrosatélites	> 1000 kg

Tabla 2.2 Clasificación de los satélites de acuerdo a su tamaño.

2.2.3 Aplicación

Desde el lanzamiento del *Sputnik-1* en 1957, miles de satélites han sido puestos en órbita para diferentes aplicaciones: comunicaciones, navegación, pronóstico del tiempo, meteorológicas, científicas, militares y de observación de la Tierra, entre otras. De esta manera los satélites también se clasifican ampliamente de acuerdo a su aplicación.

2.2.3.1 Comunicación

Las áreas de aplicación de los satélites de comunicaciones principalmente son la televisión, radiodifusión, voz y datos. Los satélites de comunicaciones actúan como estaciones repetidoras.

El elemento principal de un satélite de comunicaciones es el transpondedor. El número de transpondedores en un satélite de este tipo van desde 10 a un máximo de 100.

El transpondedor recibe una señal transmitida desde una estación terrena en el enlace de subida, la amplifica y la retransmite en el enlace de bajada a una frecuencia menor de la señal recibida, con el fin de evitar interferencias entre los enlaces, además que las pérdidas de propagación atmosférica son menores para frecuencias más bajas.



Figura 2.7 Primer satélite de comunicaciones, *Telstar 1*, lanzado el 10 de julio de 1962.

2.2.3.2 Meteorológicos

Para la meteorología, contar con información al instante de lo que ocurre en la atmósfera es de gran importancia, esto se logra con satélites meteorológicos. La función de estos satélites es poder visualizar el conjunto Tierra-atmósfera y poder extraer información del clima, las nubes, del vapor de agua existente en la atmósfera, temperaturas de la superficie de la Tierra, tiempo atmosférico, contaminación, corrientes del océano, etc.

La carga útil de un satélite meteorológico es un radiómetro¹⁶ utilizado como cámara, el cual está formado por un conjunto de detectores sensibles a la radiación.



Figura 2.8 Primer satélite meteorológico, *Tiros 1*, lanzado el 1 de abril de 1960.

2.2.3.3 Militares

Los satélites militares se encargan de apoyar operaciones de seguridad nacional de un país, que tienen como función principal el espionaje, a través de su identidad protegida, realizando escuchas electrónicas a enormes distancias.



Figura 2.9 Primer satélite de DSP, *IMEWS 1*, lanzado el 6 de noviembre de 1970.

¹⁶ El radiómetro es un dispositivo que se encarga de medir la energía de una radiación.

2.2.3.4 Navegación

Los satélites de navegación fueron originalmente desarrollados para fines militares ya que dirigían el rumbo de los misiles, submarinos y tropas militares. Hoy en día son utilizados para el GPS (*"Global Position System"*, Sistema de Posicionamiento Global) identificando posiciones terrestres a través de unidades receptoras, sincronizadas mediante relojes atómicos y emitiendo señales en determinadas frecuencias para poder indicar el lugar donde se encuentra.



Figura 2.10 Primer satélite de navegación, *Transit 1B*, lanzado en 1960.

2.2.3.5 Percepción Remota

Los satélites empleados para la percepción remota, o teledetección, se encargan de obtener información de objetos, como la superficie de la Tierra, la vegetación, el suelo, el agua, los bosques, localización de incendios forestales, predicciones de terremotos, erupciones volcánicas, etc. Esto se logra mediante la detección y registro de la energía reflejada o emitida por los objetos, para su posterior proceso e interpretación, basados en que cada objeto tiene un reflejo característico y espectros de emisión únicos.



Figura 2.11 Primer satélite de percepción remota, *Landsat 1*, lanzado el 23 de julio de 1972.

2.3 Subsistemas

Un satélite está constituido por varios subsistemas que permiten su correcto funcionamiento; si alguno de ellos falla, el satélite podría dejar de funcionar parcial o totalmente. El diseño de cada subsistema será de acuerdo a las aplicaciones y necesidades requeridas.

El satélite está conformado por los siguientes subsistemas: *estructura, energía eléctrica, control térmico, comando y telemetría, control de posición y estabilización, computadora principal y carga útil.*

2.3.1 Estructura

Durante el lanzamiento y transferencia de órbita, el satélite sufre vibraciones, aceleraciones, esfuerzos aerodinámicos, fuerzas centrífugas, empujes de los propulsores y esfuerzos mecánicos. La estructura del satélite, además de tener la función de alojar todos los demás subsistemas y ser la interfaz entre el satélite y el vehículo lanzador, es el subsistema

encargado de darle al satélite la rigidez necesaria durante el lanzamiento y su lugar en el espacio durante su tiempo de vida útil, evitando algún tipo de deformaciones debidas a impactos de micrometeoritos, partículas cargadas o de otros factores.

La estructura debe tener la máxima confiabilidad posible, con una masa que varía entre un 10% y 20% de la masa total del satélite. Existen muchos materiales con los que se puede elaborar, siendo los más utilizados el aluminio, magnesio, titanio, berilio, acero y varios plásticos reforzados con fibra de carbón.

Una vez elaborada la estructura, debe someterse a varias pruebas y análisis para su correcto funcionamiento, antes de que el satélite sea lanzado al espacio.

2.3.2 Energía eléctrica

Todos los satélites requieren de un suministro de potencia eléctrica ininterrumpido y no tener grandes variaciones en los niveles de voltaje y corriente para un funcionamiento correcto. La potencia requerida por los diferentes subsistemas de un satélite varía entre 1 y 20 kW, dependiendo de las características de operación.

El subsistema de energía eléctrica tiene como misión suministrar un nivel adecuado de voltaje y corriente a todos los demás subsistemas del satélite, tanto en condiciones normales como en condiciones de un eclipse¹⁷, una vez que el satélite se encuentra en órbita.

El subsistema de energía eléctrica, tiene tres componentes fundamentales:

1. *Fuente primaria.* Son paneles de celdas solares que se encargan de convertir una parte de la energía recibida del Sol a energía eléctrica por acción fotovoltaica.
2. *Fuente secundaria.* Son baterías que aseguran el suministro de energía eléctrica durante los eclipses, o durante las primeras horas después del lanzamiento.
3. *Acondicionador de potencia.* Es un dispositivo que se encarga de regular y distribuir niveles adecuados de electricidad a cada subsistema del satélite, así como de evitar las variaciones de tensión.

2.3.3 Control térmico

El subsistema de control térmico se encarga de regular la temperatura del satélite durante el día, la noche y la presencia de un eclipse, ya que se debe de equilibrar la temperatura entre el calor generado en el satélite, el calor de la radiación solar y fuentes externas y el calor perdido desde el satélite, para que sus subsistemas funcionen correctamente.

El control térmico es complejo, ya que en todo momento el satélite tiene varias de sus partes expuestas a distintas temperaturas, mientras la cara que está orientada hacia el sol se calienta mucho, las partes no iluminadas se enfrían; además, la energía de fuentes externas cambia

¹⁷ Durante un eclipse, se obstruye la radiación solar hacia el satélite, por lo tanto, el satélite no puede recibir energía solar a través de sus paneles solares.

constantemente conforme el satélite gira alrededor de la Tierra, siendo diferente dependiendo de la hora, del día y época del año. Por ello, los elementos de un satélite están fabricados con distintos materiales y colores diseñados para realizar diferentes funciones.

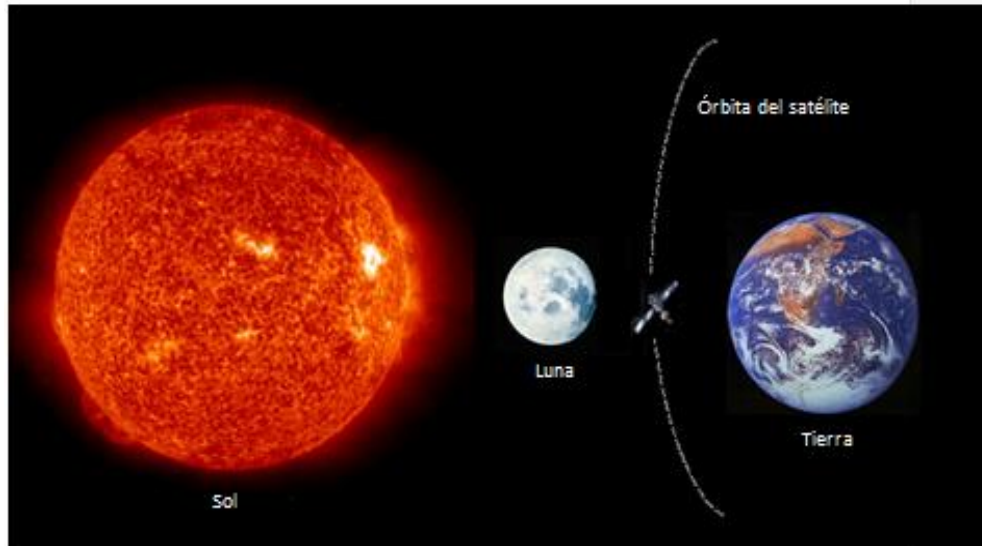


Figura 2.12 Eclipse lunar.

2.3.4 Comando y Telemetría

Este subsistema es de gran importancia para ésta tesis, ya que se recibió telemetría de satélites de órbita baja para radioaficionados.

El subsistema de comando y telemetría se encarga de intercambiar información con el centro de control en la Tierra; provee los recursos necesarios para conocer la posición y estado del satélite y enviarle instrucciones para su ejecución con el fin de monitorear, controlar y operar el satélite en órbita.

Generalmente, las funciones de este subsistema se agrupan en un sistema que se conoce como TTC&C (*“Telemetry, Tracking, Command and Communications”*, Telemetría, Seguimiento, Comando y Comunicaciones).

Telemetría: Se encarga de recoger los datos registrados por los sensores del satélite para conocer el estado de sus subsistemas. La información obtenida se convierte en datos codificados, los cuales son enviados en forma secuencial a la Tierra. La información recibida en la Tierra es procesada para su análisis, permitiendo conocer el estado de operación del satélite.

Comando: Realiza la función complementaria de la telemetría, ya que se envían instrucciones desde el centro de control que proveen medios para controlar el satélite. Los comandos admitidos por el satélite son códigos de seguridad para su acceso. El satélite envía al centro de control los comandos recibidos, el centro de control los revisa y, si son correctos, le envía al satélite la señal de ejecución.

Seguimiento: Se encarga de determinar la distancia a la que se encuentra el satélite, a través del intercambio de señales entre el satélite y la estación terrena del centro de control; se comparan las señales y la diferencia entre ellas es la distancia a la que se encuentra el satélite. Además provee servicios por el cual se puede determinar la órbita del satélite.

Comunicaciones: Tiene la función de transmitir las señales producidas en el subsistema de telemetría al centro de control de la estación terrena.

2.3.5 Control de posición y estabilización

El subsistema de control de posición y estabilización es el encargado de mantener orientado, estabilizado y en posición correcta los paneles solares, las antenas y, en general, todo el satélite.

Para realizar la corrección de posición y orientación del satélite, se comparan resultados obtenidos a través de sensores con valores de referencia y se calculan las correcciones que se deben hacer, dándole la instrucción al satélite de realizar dichas modificaciones mediante actuadores. Existen dos técnicas de estabilización: *estabilización por giro* y *estabilización triaxial*.

Estabilización por giro. Esta técnica consiste en hacer girar la estructura del satélite para poder conservar su equilibrio, manteniendo las antenas orientadas hacia la Tierra al realizar estos giros. Los satélites de estabilización por giro tienen forma cilíndrica y logran la estabilización a través del movimiento angular de su cuerpo.

Estabilización triaxial. Un satélite que emplea estabilización triaxial se estabiliza por medio de volantes giratorios, que actúan como giroscopios, colocados en el interior del satélite en cada uno de los ejes de referencia para definir la orientación del satélite hacia la Tierra. Estos satélites tienen forma de cubo.

Este subsistema cuenta con propulsores¹⁸ que se encargan de incrementar la velocidad con el fin de corregir las desviaciones que sufre el satélite en cuanto a su orientación y posición. Dependiendo del tipo de estabilización de cada satélite, será el nivel de empuje necesario generado por los propulsores. Los satélites estabilizados por giro necesitan niveles de empuje mayores, debido a que presentan cierta rigidez e inercia giroscópica grande.

¹⁸ Los propulsores trabajan conforme la tercera Ley de Newton, "Para toda acción, corresponde una reacción igual y contraria", por lo que utilizan el principio de expulsar materia a cierta velocidad y alta temperatura en una dirección para producir fuerzas de empuje en la dirección opuesta.

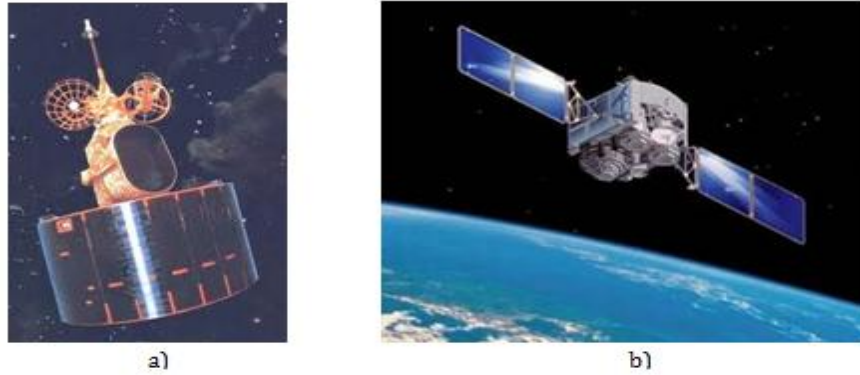


Figura 2.13 a) Satélite estabilizado por giro b) Satélite estabilizado de forma triaxial.

2.3.6 Computadora principal

La computadora principal de un satélite se encarga de coordinar las diversas acciones de cada uno de los demás subsistemas para su correcto funcionamiento y operación. Entre dichas acciones están:

- Reconfiguración del satélite.
- Decodificación, procesamiento y distribución de comandos recibidos.
- Decodificación y procesamiento de la telemetría.
- Almacenamiento en memoria.
- Operación con sensores en tiempo real.
- Control y gestión.
- Flexibilidad de reprogramar el código cuando el satélite esta en órbita.
- Operación EDAC (*"Error Detection And Correction"*, Detección y Corrección de Errores).

La computadora principal está formada por módulos de almacenamiento como microprocesadores o memorias ROM, diseñados específicamente para la misión; los componentes de estos módulos deben ser difícilmente afectados por la radiación y deben tener gran capacidad de almacenamiento. La computadora debe tener la menor masa posible con un mínimo consumo de potencia y operar en tiempo real con alta robustez y fiabilidad.

2.3.7 Carga útil

La carga útil es el subsistema más importante de un satélite, ya que sin él, el satélite no puede cumplir la misión para la que fue diseñado. Dependiendo de dicha misión, será diseñada la carga útil. Por ejemplo, para satélites científicos son varios los tipos de carga útil: telescopios y espectrógrafos para satélites observadores de estrellas; detectores de plasma, magnetómetros o espectro de rayos gamma para satélites de exploración planetaria; cámaras de alta resolución visible y escáneres multispectrales para satélites de observación de la Tierra, etc. Para satélites de comunicación la carga útil recae en las antenas y el transpondedor.

2.4 Funcionamiento

2.4.1 Proceso para poner un satélite en órbita

Para poner un satélite en órbita, primeramente, se requiere de un vehículo lanzador que le dé al satélite la fuerza suficiente para llegar al espacio y la velocidad necesaria para contrarrestar la fuerza de atracción del planeta.

Por arriba de los 100 km las partículas están tan separadas que no ejercen fricción sobre un objeto, por ello para poner un cuerpo en órbita es necesario ponerlo a una altura mayor de los 100 km, considerándose el espacio exterior.

Una vez que el cohete llega arriba de 200 km de la superficie de la Tierra, su sistema de navegación acciona unos dispositivos con suficiente fuerza para separar al satélite del lanzador.

El proceso para colocar un satélite en cualquier tipo de órbita es el mismo, se explicará el caso de un satélite geoestacionario debido a que es el caso general.

Para los satélites GEO se utiliza la técnica de *transferencia de órbitas*, en la cual, primero se coloca el satélite en una órbita circular baja, *órbita inicial*, por medio de un vehículo lanzador; una vez estando en dicha órbita y después de cierto tiempo, se activa el motor de perigeo del satélite para acelerar y poderse cambiar a una órbita elíptica muy alargada, *órbita de transferencia*, cuyo perigeo está a la altura de la órbita inicial y cuyo apogeo está a la misma altura de la órbita circular destino, *órbita final*. El punto del apogeo es el idóneo para realizar la transferencia, ya que es en ese punto cuando el satélite tiene su velocidad mínima, además de estar a la altitud necesaria (ver Figura 2.14).

El proceso anterior descrito se debe realizar con el mínimo consumo de combustible posible y requiere de varias semanas antes de que el satélite pueda iniciar sus operaciones de transmisión.

Es importante mencionar que un cohete de varias etapas puede colocar a un satélite geoestacionario directamente en su órbita, sin embargo, el costo sería mucho mayor que si se hace a través de transferencia de órbitas.

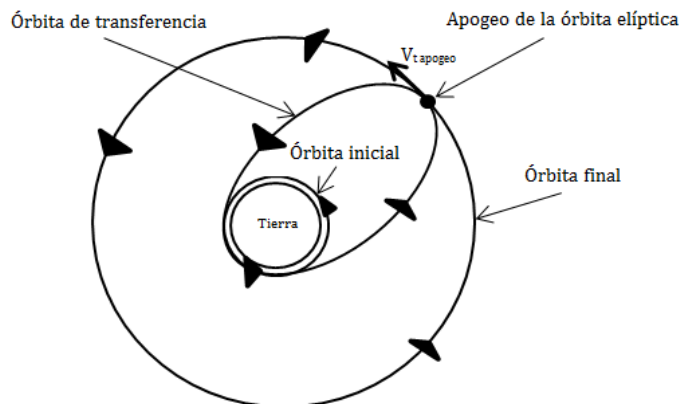


Figura 2.14 Proceso de transferencia de orbitas para poner un satélite GEO en órbita.

2.4.2 Huella satelital

La huella satelital es el área de la superficie de la Tierra en la que se puede detectar señal proveniente de un satélite en específico, en otras palabras, su área de cobertura, la cual es representada por medio de mapas. La mejor recepción de la señal está representada en el centro de la huella satelital.

Existen diferentes tipos de mapas de huella satelital; entre los más comunes están las huellas de factor de mérito¹⁹ G/T, de ganancia y de PIRE (Potencia Isotrópica Radiada Equivalente). La huella satelital más utilizada es la de PIRE, que representa la potencia que el satélite emite hacia una zona en concreto.

$$PIRE = 10 \log \left(\frac{P_{sat}}{1W} \right)$$

Dónde:

PIRE= Potencia Isotrópica Radiada Equivalente, en dB.

P_{sat} = Potencia radiada por el satélite, en W.

Es evidente que el área de cobertura aumenta con la altura del satélite respecto a la superficie terrestre (ver Figura 2.15).

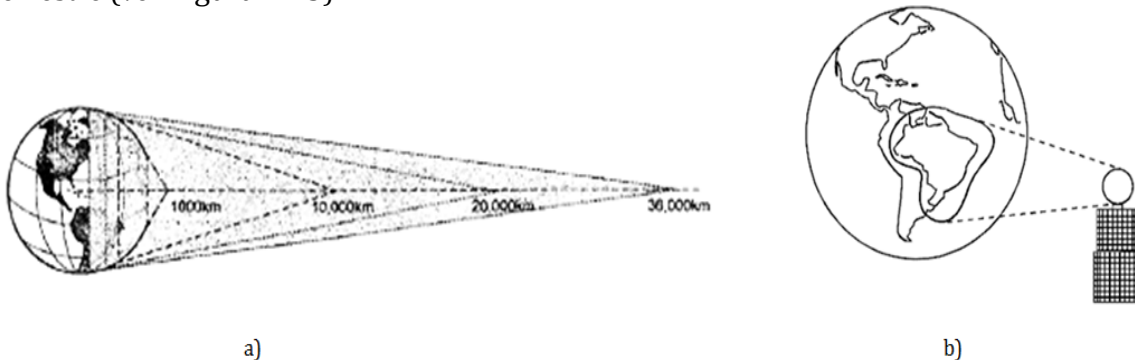


Figura 2.15 a) Altitud del satélite y su área de cobertura [Satellite Technology, 2007] b) Huella de un satélite de comunicaciones para servicio nacional [Comunicación por satélite, 2000].

2.4.3 Enlace satelital

El enlace satelital es el vínculo utilizado para intercambiar información entre las estaciones terrenas y el satélite. Está formado por 3 etapas:

1. *Enlace ascendente o de subida*, para la transmisión de una señal desde la estación terrena hacia el satélite.
2. *Segmento espacial*, en el cual la señal enviada por una estación terrena se recibe en el satélite, pasa por su transpondedor y es regresada a la Tierra con una frecuencia menor.
3. *Enlace descendente o de bajada*, para poder recibir la señal enviada por el satélite.

¹⁹ El factor de mérito indica la sensibilidad de la estación como el cociente entre la ganancia de la antena y la temperatura de ruido equivalente del receptor, $G/T = G_{antena} - 10 \log(T_{sistema})$, G en decibeles y T en Kelvin.

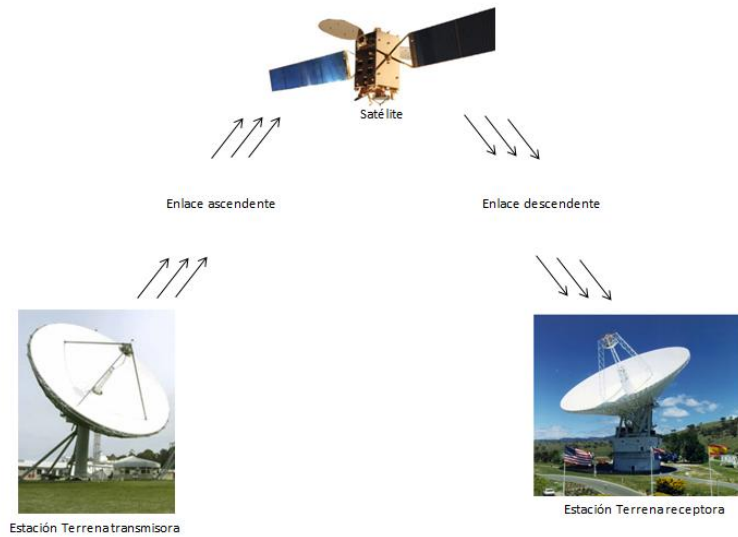


Figura 2.16 Enlace satelital.

Un aspecto importante relacionado con el enlace satelital es la comunicación entre satélites, debido a que no siempre un satélite tiene línea de vista con la estación terrena requerida. Para resolver ese problema, la estación terrena transmisora envía la señal a un satélite con el que tiene línea de vista, este satélite reenvía la señal a otro satélite que no tiene línea de vista con la estación receptora; la comunicación entre satélites continúa de esa manera hasta llegar a aquél que tenga línea de vista con la estación destino.

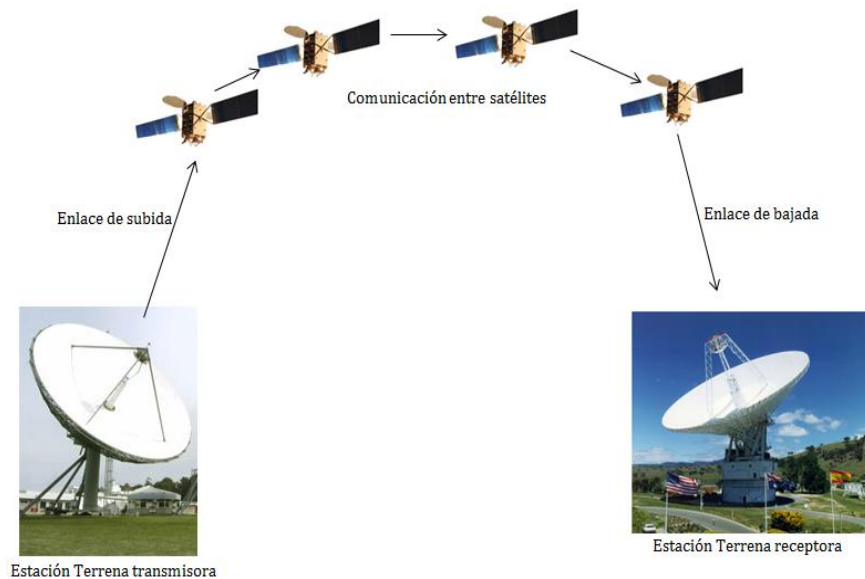


Figura 2.17 Comunicación intersatelital.

Para un enlace satelital es de suma importancia determinar el balance de las pérdidas y ganancias en potencia de la señal radiada durante el mismo enlace. Se debe realizar un correcto diseño para asegurar que la transmisión sea de buena calidad y para ello se requiere conocer todos los factores que afectan la transmisión.

Los tipos de pérdidas que puede presentar la señal durante el enlace son:

- Pérdidas de PIRE
- Pérdidas por propagación/pérdidas por espacio libre
- Pérdidas por lluvia
- Esparcimiento múltiple
- Difracción
- Absorción
- Reducción

Para satélites de órbita baja no es muy necesario el cálculo del enlace satelital, debido a que las pérdidas mencionadas afectan de forma casi nula a la transmisión/recepción. Para este tipo de satélites únicamente afecta de forma significativa el efecto Doppler, del cual se hablara en el subtema 3.4.

Los casos en los que sería necesario realizar el cálculo del enlace satelital sería para conocer las características de los equipos para que la comunicación se pudiera llevar a cabo, como son la sensibilidad mínima que el equipo receptor debe tener de acuerdo a la relación señal a ruido (S/N) estimada o saber la potencia mínima de transmisión requerida en el equipo transmisor para la comunicación con el satélite. El cálculo del enlace satelital se puede ver en el apéndice A.

2.4.4 Combustible

El combustible del satélite es utilizado para proporcionar los cambios de velocidad necesarios para ejecutar todas sus maniobras.

Existen 2 tipos de combustible: químicos y eléctricos. Los primeros proporcionan niveles de empuje²⁰ mucho mayores que los segundos, y por ello se utilizan más.

Cada tipo de combustible genera diferentes velocidades y consume cierta cantidad de masa. Mientras menor sea la masa que se necesite para producir cierto incremento de velocidad, mayor es el impulso específico²¹ del combustible.

2.4.4.1 Químico

El principio básico mediante el cual operan los propulsores químicos es la generación de gases a muy alta temperatura en el interior de una cámara mediante reacción química de

²⁰ *Empuje* es la masa por incremento de velocidad, en kg m/s.

²¹ *Impulso específico* es el empuje producido por cada unidad de peso del propulsante que se consume en cada segundo, en s.

propelentes; los gases se aceleran al pasar por una tobera de escape cuya boquilla va disminuyendo poco a poco en su área transversal y después se ensancha.

Dentro de este tipo de combustible se tienen 2 tipos:

- Combustible sólido
- Combustible líquido

Sólido. La mezcla de este tipo de combustible se enciende mediante un dispositivo pirotécnico en la parte del motor del satélite. Debido a la alta magnitud de la fuerza de empuje y el impulso específico, un motor de combustible sólido del cohete es particularmente adecuado para las grandes maniobras orbitales.

La ventaja más importante de este combustible es que alcanza distancias mayores en comparación con los otros tipos, aunque por otra parte, una vez encendido el combustible ya no puede detenerse hasta su consumo total.

Líquido. Los motores de propulsores líquidos tienen por separado el combustible y un oxidante, los cuales se almacenan en tanques separados y se unen en la cámara de combustión, lo que permite una vida más larga al satélite.

La importancia de este tipo de combustible es que puede apagarse y encenderse las veces que sean necesarias, para poder cumplir con las cantidades de empuje requeridas, principalmente en los grandes cambios orbitales.

2.4.4.2 Eléctrico (iones)

Todos los sistemas de propulsión eléctrica hacen uso de la energía eléctrica proveniente de los paneles solares del satélite para proporcionar la mayor parte del empuje.

En el caso de la propulsión iónica, el empuje se produce por la aceleración de plasma cargado de un gas ionizado de alta intensidad en un campo eléctrico. La magnitud del empuje es baja, en comparación con los motores de combustible químico, por ello es necesario la operación del sistema durante periodos prolongados de tiempo para poder alcanzar los incrementos de velocidad necesarios.

2.5 Lanzadores

Un vehículo lanzador es el medio que se utiliza para transportar los satélites desde la Tierra al espacio exterior y ponerlos en órbita.

Un lanzador está compuesto por un motor de combustión para producir la energía necesaria para la expansión de los componentes, que son lanzados a través de un mecanismo propulsor. Una vez definidas las características y aplicación del satélite a poner en órbita, se hace la petición de los servicios de lanzamiento, se establece el proceso del mismo y la ubicación del satélite en su posición final. Para tal proceso, es necesaria la participación del fabricante del satélite, los proveedores del servicio de lanzamiento y los usuarios finales.

Sistemas de lanzamiento

Los sistemas de lanzamiento comprenden los sitios de lanzamiento, la preparación de los mismos y los vehículos lanzadores. La función de un sistema de lanzamiento es colocar uno o más satélites en órbita, ya sea en su órbita final o de transferencia. El lanzamiento representa el mayor riesgo de falla catastrófica de un proyecto satelital.

Existen en todo el mundo varios sitios de lanzamiento de satélites, aunque generalmente solo una parte de ellos permite el lanzamiento de determinados tipos de satélites a determinadas órbitas. También, el clima puede ser un factor favorable o desfavorable para un sitio de lanzamiento, o bien, preservar la seguridad de la población limita la ubicación del sitio.

De esta manera, para realizar el lanzamiento de un satélite GEO, se deben tomar en cuenta los siguientes aspectos fundamentales:

- *El sitio de lanzamiento debe estar cerca del Ecuador*

El mejor punto para lanzar un satélite es el ecuador, ya que en este punto la velocidad de rotación de la Tierra es mayor, lo que otorga un mejor impulso al lanzamiento, por lo que se necesita menor cantidad de combustible para alcanzar la órbita deseada, reduciendo costos.

- *El sitio de lanzamiento debe estar cerca del mar*

Si el lugar de lanzamiento está cerca del mar, representa el menor peligro, ya que en los primeros instantes de lanzamiento, el lanzador desprende sus primeras etapas, las cuales quedan depositadas dentro del mar, sin dañar estructuras terrestres o afectar a la población. Además, en caso de un percance a la hora del lanzamiento, como una explosión, evita que suceda algún desastre.

- *El sitio de lanzamiento debe estar del lado Este*

Dado que el movimiento de rotación de la Tierra es de Oeste a Este, es mejor que el sitio de lanzamiento se localice en el lado Este del lugar donde se efectuará, ya que de esa manera se tiene toda la capacidad propulsora del lanzador con un mínimo de maniobras orbitales utilizando menor cantidad de combustible, reduciendo costos.

2.5.1 Tipos de combustible

La parte fundamental en los lanzadores satelitales es su propulsión, debido a la presión y la densidad de la atmósfera baja en los que operan. El elemento indispensable para que se lleve a cabo la propulsión es el combustible.

Los lanzadores normalmente están divididos en etapas, en cada una de ellas hay diferentes motores, o combinación de los ellos, con el fin de lograr una mayor eficiencia. El lanzador va reduciendo su masa al ir desechando tanques y demás partes en cada una de sus etapas, después de agotar un impulso y antes del encendido siguiente.

Generalmente, los motores empleados en los lanzadores son a base de combustible sólido o líquido, aunque también pueden utilizarse motores de combustible híbrido, los cuales son una combinación de ambos.

Combustible sólido. Los lanzadores con este tipo de combustible tiene sus componentes, propelente y oxidante, en estado sólido mezclados desde un inicio en la cámara de combustión.

Este tipo de combustible es simple y fiable, normalmente tiene una combustión continua y rápida desde que se enciende hasta que se consume totalmente, por lo que no puede tener encendidos múltiples, ni interrupción momentánea del quemado.

Combustible líquido. En los lanzadores con motores de combustible líquido, el propelente y el oxidante están almacenados en tanques separados fuera de la cámara de combustión y son mezclados en la cámara de forma controlada.

Este tipo de combustible es más eficiente y flexible en su desempeño que uno de combustible sólido, pero tienen mayor complejidad por su extensa red de válvulas, bombas, turbinas y conductos.

La gran importancia del combustible líquido es que si puede interrumpir su combustión y después volverse a encender, debido a que sus componentes están separados y pueden ser utilizados cuando así se requiera.

Combustible Híbrido. Los lanzadores que emplean este tipo de combustible tienen tanto la parte de combustible sólido como la de combustible líquido. De esa manera, se puede realizar la combinación perfecta entre proporcionarle al vehículo lanzador el correcto empuje, por la fuerza que produce el combustible sólido, y la posibilidad de apagar y volver a encender el combustible a conveniencia, debido al combustible líquido.

2.5.2 Tipos de lanzadores

Existen diferentes tipos de lanzadores que se emplean dependiendo de la órbita destino del satélite, de la misión, del tipo de satélite, entre otros factores.

Los vehículos de lanzamiento para satélites geostacionarios generalmente solo se ocupan una vez, su diseño óptimo es entre 3 y 4 etapas, para tener mejor eficiencia y poder llevar una carga útil de gran masa a una órbita de mayor altitud.

Por otro lado, los vehículos recuperables compensan su limitada capacidad de cambios de velocidad con menores pérdidas de equipos, siendo más útiles para lanzamientos a órbitas bajas y para cargas especiales.

En este sentido, los satélites GEO emplean cohetes de lanzamiento de gran potencia, mientras que los LEO y MEO emplean lanzadores de menor tamaño o viajan en grupo en un solo cohete.

Entre los tipos de lanzadores que existen en la actualidad están:

- Ariane (Europa)
- Atlas (EUA)
- Delta (EUA)
- Titan (EUA)
- Long March (China)
- H-II (Japón)
- Zenit (Ucrania)
- Proton (Rusia)

Los lanzamientos satelitales se llevan a cabo en diferentes formas y circunstancias. Existen diferentes tipos de lanzamientos:

- Plataforma terrestre
 - Cohete
 - Transbordador espacial²²
- Plataforma marina
 - Cohete
- Avión
- Submarino

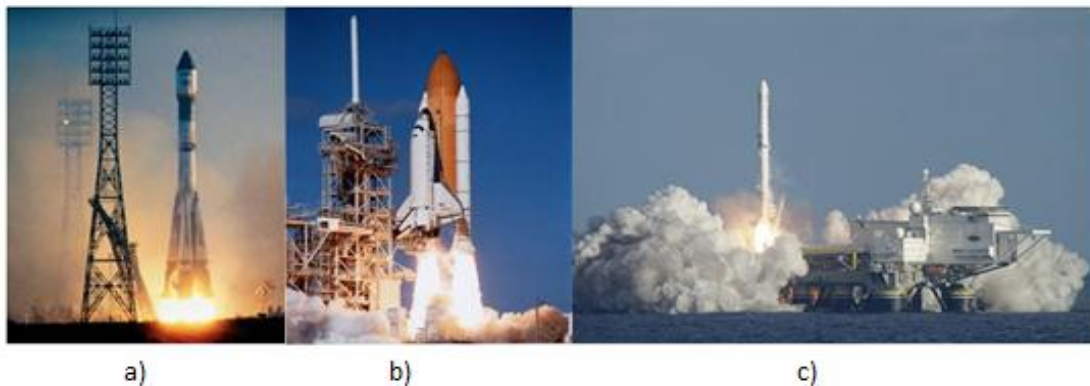


Figura 2.18 Plataformas de lanzamiento: a) Terrestre: cohete, b) Terrestre: Transbordador espacial, c) Marina: cohete.

²² Los transbordadores espaciales se utilizaron casi por tres décadas como vehículo para poner satélites en el espacio, como los satélites Morelos, pero en la actualidad ya no opera ningún transbordador espacial.