

# CAPÍTULO II

## Satélites

### 2.1 Historia de los satélites.

La idea de poner objetos en el espacio en órbitas alrededor de la tierra ocurrió después de finalizar la Segunda Guerra Mundial. En 1945 un oficial de radar de la RAF (Real Fuerza Aérea), llamado Arthur C. Clarke, escribió un artículo en la revista *Wireless World* que hablaba de colocar tres repetidores separados  $120^\circ$  entre sí, a una distancia de 36000 Km de la Tierra. La figura 2.1 se muestra la idea de Arthur C. Clarke con tres satélites geoestacionarios capaces de dar cobertura a todo el planeta Tierra y mantenerlo comunicado a través de las radio comunicaciones. Pero para esa época no existían los medios necesarios para colocar un satélite ni siquiera en la órbita más baja.



Figura 2.1 Cinturón de Clarke.

La idea de una repetidora en el espacio fue creciendo en los deseos de la humanidad y es por esto que el ejército Estadounidense comenzó a utilizar la Luna como reflector para así realizar la primera comunicación satelital en la historia de la humanidad, entre los años de 1951 y 1955. El primer satélite espacial artificial en ponerse en órbita fue el Sputnik, el cual llevaba consigo un radio faro que emitía señales en el orden de los 20 y 40 Mhz. En el año de 1958 el presidente norteamericano Eisenhower grabó un mensaje de navidad el cual fue transmitido desde el espacio gracias al proyecto SCORE, quien lanzó el misil ICBM Atlas, siendo así la primera vez en que se retransmitiría la voz humana desde el espacio. Después en el año de 1960 se lanzaría el satélite Courier 1B, el cual era un satélite militar capaz de transmitir hasta 68,000 palabras por minuto, este satélite implementó un sistema de alimentación el cual se sigue usando hasta ahora, éste es el de la utilización de celdas solares.

El primer satélite activo colocado en órbita fue el Telestar 1, en el año de 1962, también fue el primer satélite comercial a cargo de American Telephone and Telegraph. Un año después le seguiría el Telestar 2. Las estaciones terrestres estaban colocadas en Estados Unidos, Inglaterra y Francia. Un hecho histórico importante fue la primer transmisión a través del Atlántico, a este evento se le conoció como el nacimiento de la aldea mundial. Al Telestar 1 le seguirían satélites como el Relay 1, un satélite colocado en órbita baja en 1962 y luego el Relay 2 en 1964. Estos satélites fueron muy

importantes ya que ayudaron a comprender las limitaciones que estos vehículos podían tener. En 1963 el Syncom 2 se colocó en órbita geosíncrona alrededor del Atlántico y el 13 de septiembre del mismo año junto con el Relay 1 hicieron el enlace de tres países: Brasil, Nigeria y Estados Unidos. Para esta época los satélites empezaban a dominar la vista exterior de la Tierra, en 1964 el mundo se sobrecogió al poder ver en vivo la ceremonia de apertura de los juegos olímpicos en Japón, gracias al satélite Syncom 3. En 1964 el presidente Kennedy invitó a los distintos países a conformar una asociación en pro de la paz, esto fue de gran interés para los países que formaron el consorcio llamado INTELSAT, y así en 1965 pusieron en órbita su primer satélite, el INTELSAT 1, mejor conocido como Early Bird, el cual contaba con 240 circuitos telefónicos y estuvo en servicio durante cuatro años, en la actualidad INTELSAT cuenta con 32 satélites en órbita.

La red nacional más extensa de satélites fue desarrollada por la URSS en el año de 1965 ya que pusieron en órbitas altamente elípticas a sus satélites Molniya (relámpago), este tipo de órbita duraba 12 horas y con esto podían mantener cubierto el territorio soviético en los horarios más convenientes. Las series Molniya 1 y 2 comprenden cuatro pares de cada tipo de satélite, colocados a intervalos de 90° alrededor de la órbita, le seguiría la serie Molniya 3. Los Molniya tuvieron un gran impacto social y político, y pusieron en contacto a Moscú con otros países del bloque socialista, esto fue gracias a la creación de la organización Intersputnik. La red soviética siguió creciendo con la llegada del Rafuga, cuya función era la misma que la de los Molniya, pero de órbita geoestacionaria. Para el año de 1980 los rusos crearon la primera estación terrena móvil llamada Mars que, con los satélites Gorizont lanzados en 1978, transmitieron a más de 2500 millones de personas los juegos olímpicos de Moscú 1980.

### 2.1.1 Reglamentación de organismos registrados. [ 7]

Existen diversos organismos encargados de la normalización y la reglamentación de los sistemas de comunicaciones vía satélite.

La normalización es el conjunto de reglas de no obligado cumplimiento, llamadas *recomendaciones* (por ejemplo, la norma GSM se aplica de forma distinta en EE.UU., Europa y Japón). Entre los organismos de normalización destacan:

- ETSIT (CEPT) en Europa.
- FCC (*Federal Communications Commission*) en EE.UU.

La reglamentación, por otra parte, es el conjunto de reglas de obligado cumplimiento, como las autorizaciones de posiciones orbitales, frecuencias, coberturas, etc. De la reglamentación se encarga la UIT (Unión Internacional de Telecomunicaciones o ITU), organismo internacional dependiente de la ONU. Dentro de la UIT se distinguen varios organismos:

- Secretaría General, con sede en Ginebra, la cual se encarga de la coordinación general.
- IFRB (*International Frequency Registration Board*), encargada del registro de las posiciones orbitales.
- CCIR (Comité Consultivo Internacional de Radiocomunicaciones), actualmente ITU-R, encargado de los estudios técnicos y recomendaciones relacionados con la radio.
- CCITT (Comité Consultivo Internacional de Teléfonos y Telégrafos), actualmente ITU-T, encargado de la telefonía.

Los reglamentos se aprueban en conferencias internacionales (WARC, *World Administrative Radio Conferences*). Por ejemplo, en la WARC'79 se asignaron las bandas de frecuencias a 17 servicios de telecomunicación dividiendo el mundo en 3 regiones:

- Región I: Europa, África, Rusia y Mongolia.
- Región II: Norteamérica, Suramérica y Groenlandia.
- Región III: Asia, Australia y el Pacífico Sur.

Respecto a la utilización de las bandas, en la tabla 2.1 se refleja la división del espectro, la denominación de cada banda y los usuarios a los que va destinada:

Designación	Rango	Servicio	Observaciones
Banda L	1-2GHz	Servicio móvil	Baja atenuación en el espacio libre
Banda 2	2-4GHz	Subsistema teledirigido y telecomando	
Banda C	6GHz (UL) 4GHz (DL)	Servicio fijo	Es el segmento más saturado
Banda X	8GHz (UL) 7GHz (DL)	Uso militar	
Banda Ku	14/12GHz 17/12GHz	Servicio fijo DBS	Ampliación de servicios banda C
Enlaces entre satélites (ej. IRIDIUM).	18GHz (UL) 27GHz (DL)	Enlaces entre satélites (ej. IRIDIUM).	Enlaces entre satélites (ej. IRIDIUM).
Banda Ka	27-40 GHz	Uso militar.	
Milimétricas	60 GHz	Servicio móvil de banda ancha.	Videoconferencias, etc.

Tabla 2.1 Utilización de las bandas satelitales.

## 2.2 Órbitas de los satélites.

Todos los satélites artificiales están asignados a una órbita espacial ya definida. Estas órbitas pueden ser de tipo circular o elíptica. La figura 2.2 muestra la diferencia entre una órbita circular y una órbita elíptica. [1]

Por lo general estas órbitas se mueven en el mismo sentido que la Tierra. Si un satélite recorre su órbita en el sentido de la Tierra se le llamará satélite asíncrono y su velocidad angular tendrá que ser mayor a la velocidad angular de la Tierra. En cambio, si su velocidad angular es menor o si la trayectoria que recorre el satélite es en sentido contrario se le llamara al satélite retrógrada. Debido a que los satélites nunca están fijos a un punto de la Tierra solo se pueden utilizar cuando están disponibles, esto por lo general es solo en un tiempo de 15 minutos.

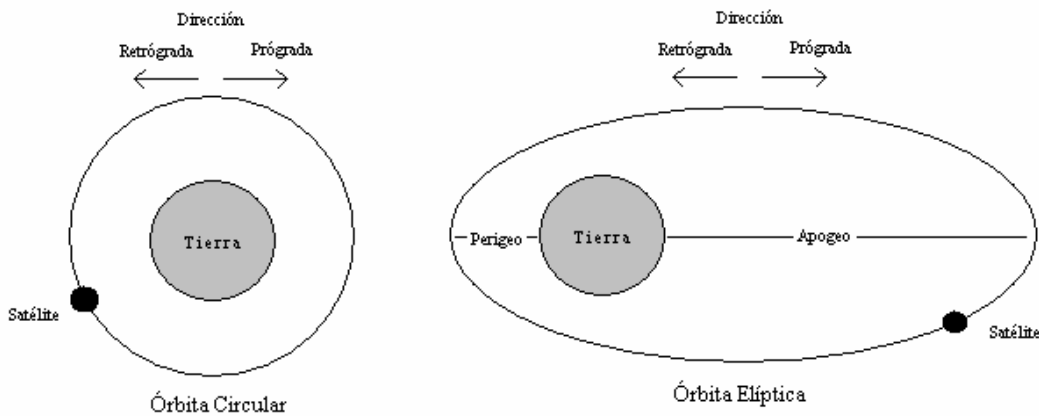


Figura 2.2 Formas de las trayectorias de las órbitas.

Otro parámetro importante que ayuda a definir las trayectorias satelitales es la inclinación en grados con respecto al ecuador, éstas pueden ser ecuatoriales, inclinadas o polares. La figura 3.3 muestra las órbitas de inclinación con respecto al ecuador.

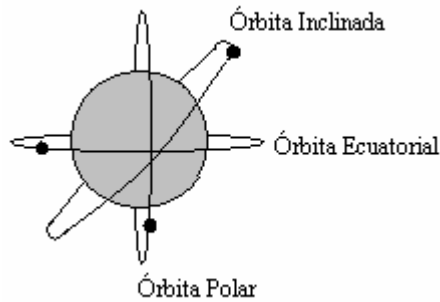


Figura 2.3 Órbitas con ángulo de inclinación respecto al ecuador.

### 2.2.1 Tipos de órbitas de los satélites.

Existen tres órbitas satelitales distintas, las cuales se definen por su altura con respecto a la Tierra así como su trayectoria. Estas trayectorias no podrían haberse diseñado si no se entendiera las leyes del movimiento planetario, mejor conocidas como Leyes de Kepler. Kepler comprendió el movimiento planetario después de extensos estudios y observaciones del planeta Marte. Gracias a estos estudios pudo realizar leyes del movimiento planetario con respecto al Sol. Debido a que el funcionamiento de un satélite es igual al de la Tierra con respecto al Sol las leyes de Kepler se aplican a las órbitas satelitales.

Leyes de Kepler:

- La órbita de cada planeta (satélite) es una elipse con el Sol (Tierra) en uno de sus focos. El punto de la órbita en el cual el planeta está más cerca del Sol se denomina *perigeo*, y el punto donde está más lejos del Sol se le denomina *apogeo*.
- La línea que une al Sol (Tierra) con el planeta (satélite) barre áreas iguales en tiempos iguales.
- El cuadrado del período de revolución es proporcional al cubo de su eje mayor.

Así como es importante para diseñar una órbita satelital conocer las leyes de Kepler, también es de gran importancia saber de la existencia de los cinturones de Van Allen, los cuales tienen gran cantidad de partículas ionizadas con alto nivel de radiación, es por esto que deben ser evitados. El primer cinturón de Van Allen se encuentra entre los 1,500 y 3,000 Km., y el segundo entre los 13,000 y 20,000 Km. La figura 2.4 muestra la ubicación de las órbitas satelitales con respecto a las zonas de Van Allen. [8]

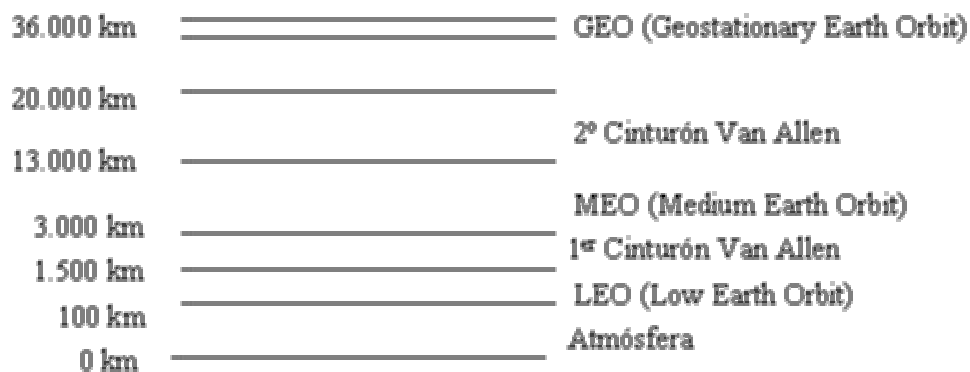


Figura 2.4 Ubicación de las órbitas satelitales y cinturones de Van Allen.

Como ya se dijo antes, las órbitas de los satélites artificiales se definen según su distancia con respecto a la tierra, su plano orbital y la forma de órbita. Con estos parámetros junto con las leyes de Kepler se pueden definir las tres órbitas satelitales de la siguiente manera:

- Órbita LEO (Low Earth Orbit) órbita terrestre baja. Esta órbita tiene una altura constante de 500 a 900 Km., por lo que su órbita es de tipo circular. La ventaja de esta órbita es que debido a su altura las pérdidas generadas por trayectoria en el espacio libre son menores. El período de recorrido es aproximadamente de una hora y media y la órbita tiene una inclinación de 90°.



- Órbita MEO (Medium Earth Orbit) órbita terrestre media, también conocida como órbita circular intermedia. La altitud de esta órbita es de 5,000 – 12,000 Km., con una inclinación de 50° y con un período aproximado de 6 horas en su recorrido. En esta órbita con solo 15 satélites se puede tener una perfecta cobertura de todo el planeta.
- Órbita GEO (Geosynchronous Earth Orbit) órbita terrestre geostacionaria. La altitud de esta órbita es de 35,786 Km, es de tipo circular y su inclinación es de cero grados con respecto al ecuador, el período de recorrido de trayectoria es el mismo que el de la Tierra. Un solo satélite GEO puede tener una cobertura del 43% de la superficie de la Tierra. La figura 2.5 muestra los tres tipos de órbitas que giran alrededor de la tierra así como sus alturas. [11]

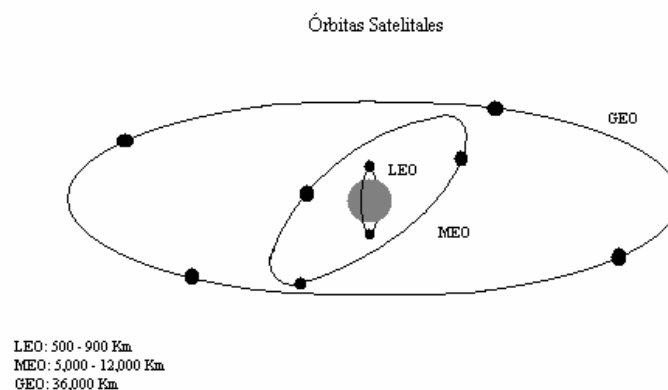


Figura 2.5 Órbitas satelitales.

### 2.3 Puesta en órbita de un satélite geostacionario

La colocación en órbita de un satélite geosíncrono consiste en poner el satélite en una órbita llamada órbita de transferencia, la cual tiene la característica de ser inclinada y elíptica, después se encenderán los motores para poner al satélite en la órbita

deseada. La precisión en la colocación del satélite tiene que ser exacta ya que así se ahorrará combustible, el cual dicta la vida útil de un satélite.

La puesta en órbita se hace en cuatro pasos:

1. Lanzamiento y puesta en órbita de aparcamiento: llevar un satélite hasta la órbita geoestacionaria es muy difícil, es por esto que se ocupan otras dos órbitas para después mandarlo hacia la órbita geoestacionaria desde ahí. El satélite será situado en una órbita de baja altura, llamada órbita de aparcamiento, de entre 90 y 120 Km., esto es más seguro y económico.

Entre la tierra y la órbita geoestacionaria se encuentran los cinturones de Van Allen donde la radiación es muy elevada. Es por esto que el satélite ingresa en la órbita de aparcamiento, la cual está libre de radiación y puede encender y autocalibrar sus circuitos sin riesgo de que se dañen.

2. Órbita de transferencia: La segunda etapa consiste en pasar de la órbita de aparcamiento a la órbita de transferencia, la cual tiene un apogeo de 36,000 Km., coincidiendo así con la órbita geoestacionaria. En esta órbita los instrumentos del satélite se autocalibran nuevamente para obtener la estabilización giroscópica, esto puede llegar a requerir de varias vueltas en la órbita, pero este tiempo debe ser mínimo por las radiaciones generadas por el cinturón de Van Allen.

3. Encendido del motor de apogeo: el éxito de la misión recae prácticamente en este momento que es donde el motor de apogeo transformará la órbita elíptica en ecuatorial y casi circular. Estas maniobras requieren de tanto cuidado y presión que llegan a tardar hasta tres semanas, recordando que mientras menos combustible se use la vida útil del satélite será mayor.

4. Órbita geoestacionaria: en esta etapa el satélite ya llegó a la distancia requerida. Si el satélite es de estabilización por 3 ejes generará tres momentos de inercia

perpendiculares para que ya no esté girando y quede orientado en dirección de la Tierra. A esta maniobra se le conoce como adquisición del asiento.

Luego continúa la adquisición de la posición orbital definitiva que consiste en mover el satélite a la longitud deseada, aquí también se tiene que tener mucho cuidado debido a la gran cantidad de satélites que existen en la órbita. Por último, el satélite siempre presentará variaciones de posición debido a la forma irregular de la Tierra, así como las fuerzas de gravedad de la Luna y el Sol, estas variaciones tendrán que ser corregidas durante toda la vida útil del satélite.

La figura 2.6 muestra las distintas órbitas que se utilizan para poner en órbita un satélite.

[8]

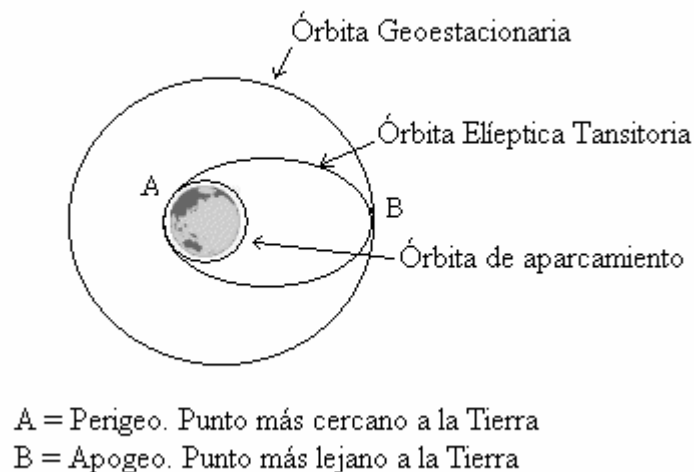


Figura 2.6 Puesta en órbita de un satélite.

## 2.4 Módulo de misión.

Este sistema es el que se encarga de transmitir y recibir datos del satélite, así como de conocer el estado del mismo. Existen dos tipos de subsistemas: el subsistema de telemetría y telemando, así como el subsistema de comunicación. El subsistema

de teledirigida y telemando trabaja con frecuencias que están en el rango de 1 a 1.5 GHz. Este subsistema comienza a ser utilizado desde que el satélite es lanzado y utiliza antenas omnidireccionales ya que, en el momento del lanzamiento del satélite, no está en una posición fija apuntando a la tierra, es decir, se encuentra rotando. El subsistema de comunicación no transmite órdenes al satélite, sino que se encarga de transmitir las señales para las cuales haya sido contratado, como televisión satelital, telefonía satelital, etc. El subsistema de comunicaciones, comienza a funcionar en el momento en que el satélite ya está ubicado en su sitio.

## **2.5 Sistema de control y diseño de satélites.**

Como ya se mencionó antes la posición del satélite estará variando constantemente debido a efectos de gravedad del Sol y de la Luna, por lo que se requiere de correcciones cada 2 ó 4 semanas. Estos cambios se hacen desde el módulo de misión por medio del subsistema de teledirigida y telemando. A estas correcciones se les conoce como control de posición orbital.

La forma en la construcción del satélite incide directamente en el control del mismo. Existen dos tipos de satélites en la actualidad: los de estabilización por spin y los de estabilización por tres ejes.

Los satélites de estabilización por spin son satélites que giran constantemente sobre su propio eje. Las celdas solares se encuentran alrededor de su cuerpo y tienen que estar perpendicularmente sobre el ecuador para así recibir la mayor cantidad de energía solar. La figura 2.7 muestra un satélite de estabilización por spin el cual gira completamente sobre su eje, es decir, la antena también se encuentra girando, por lo que requiere de una antena omnidireccional. [7]

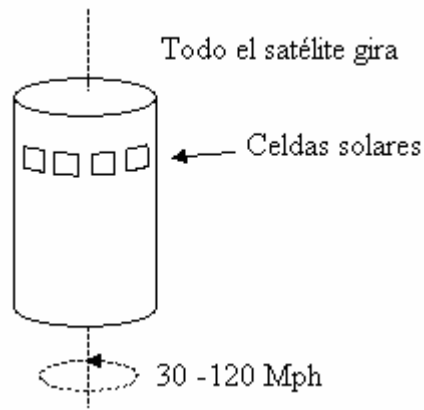


Figura 2.7 Satélite antiguo con estabilización por spin.

La figura 2.8 muestra un satélite de estabilización por spin que soluciona el problema de la antena omnidireccional, ya que la antena se encuentra fija en el centro del satélite y el cuerpo de éste es el que se encuentra girando. Con este cambio se logra obtener mayor directividad por parte del satélite. [7]

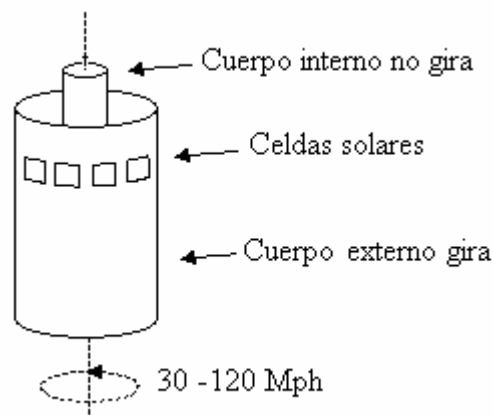


Figura 2.8 Satélite con estabilización por spin con antena fija.

Los satélites de estabilización por tres ejes son lo más utilizados en la actualidad, los ejes de rotación se encuentran en el centro y dentro del satélite, lo cual hace que el cuerpo del mismo no esté girando, esto es una gran ventaja, ya que las celdas solares no rotan y se encuentran siempre apuntando directamente al Sol y así se aprovecha más la energía solar. La figura 2.9 muestra un satélite de estabilización de tres ejes. [7]

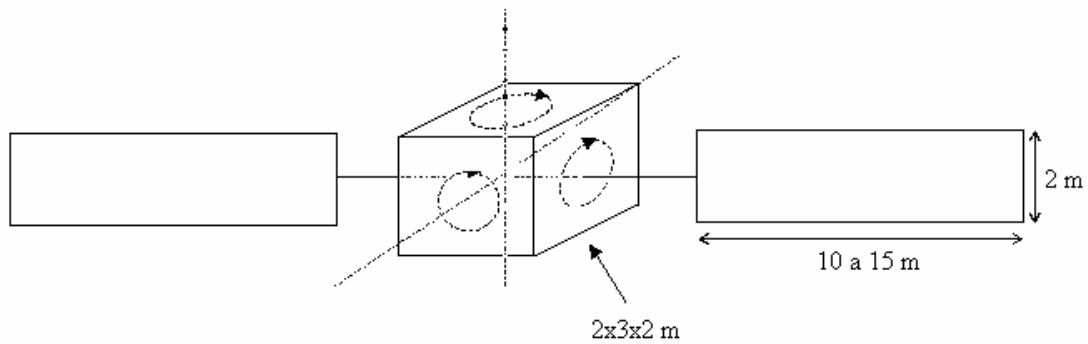


Figura 2.9 Satélite de estabilización de tres ejes.

### 2.5.1 Sistema de propulsión.

El sistema de propulsión tiene tres objetivos: el primero es el paso a la órbita de transferencia y a la órbita geoestacionaria, el segundo es la posición orbital que consiste en mantener al satélite en la longitud exacta y el tercero es el control de asiento que, como ya se dijo antes, es el control que se encarga de mantener al satélite apuntando hacia la tierra. El combustible que utilizan los satélites es la Hidracina, la cual proporciona una gran potencia y tiene poco peso. Los satélites llevan un peso de combustible de 150 a 200 Kg., de esta cantidad de combustible dependerá el tiempo de vida útil del satélite.

### 2.5.2 Sistema de energía eléctrica.

La energía con que trabajan los satélites es energía solar, la cual llega a ser en el espacio hasta de  $1390 \text{ W/m}^2$ . En la actualidad la tecnología de silicio está trabajando en el límite a unos  $180 \text{ W/m}^2$ , lo cual nos dice que la energía solar en el espacio está sobrada y de avanzar más la tecnología podrá ser aprovechada mejor. El desgaste por la

radiación solar genera pérdidas de hasta el 10%, este problema es más grave en los satélites de estabilización de tres ejes, ya que los paneles reciben constantemente radiación, en cambio los paneles solares de los satélites de estabilización de spin reciben radiación el 50% del tiempo, debido a que se mantienen girando constantemente. La figura 2.10 muestra que los satélites de estabilización de tres ejes tienen una rotación cada 24 horas con respecto al cuerpo del satélite, esto quiere decir que los paneles apuntan constantemente al Sol, a diferencia de los satélites de estabilización de spin. [7]

La potencia suministrada por los paneles solares sufre cambios constantemente, esto es debido a los equinoccios y a los solsticios que generan desgaste en las celdas solares. Existe un umbral de potencia necesaria para que el satélite funcione, este factor también ayuda a determinar la vida útil del satélite.

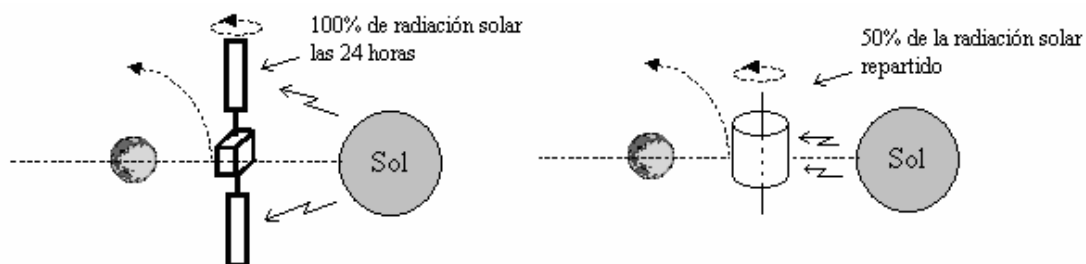


Figura 2.10 Energía del satélite.

### 2.5.3 Control térmico.

En la actualidad los equipos electrónicos de los satélites suelen funcionar a temperaturas de 0 °C a 70 °C, en el espacio las temperaturas pueden llegar a ser de -150 °C cuando no hay Sol y de +250 °C cuando hay Sol. Es por esta razón que un control térmico es indispensable para el buen funcionamiento de los satélites, estos controles pueden ser mantas térmicas envueltas en el satélite, radiadores externos,

resistencias calentadoras y pinturas negras con el fin de evitar la dilatación de la estructura.

## **2.6 Cobertura proporcionada por un satélite.**

La cobertura que puede ofrecer un satélite depende del tipo de radiación que emita la antena del satélite. Existen tres tipos de haz que pueden ofrecer los satélites. El primero es el haz global, el cual proporciona una cobertura de hasta 1/3 de la superficie terrestre en órbitas GEO. El siguiente tipo es el haz de pincel, el cual tiene una cobertura para órbitas GEO de 600 a 800 Km<sup>2</sup>., ideal para comunicaciones móviles. Una característica muy importante es que este tipo de haz puede ser variado electrónicamente en función del área que se quiere cubrir. El tercer tipo es el haz de perfilados, en el cual se modifica el tipo de radiación de la antena para así poder cubrir un área deseada.

La cobertura geométrica se refiere a aquellos puntos que ven al satélite, es decir, con línea de vista y con una elevación mayor a 0° de la antena. Es importante mencionar que a ángulos pequeños las ondas de radio cruzan mayor volumen de atmósfera, lo cual genera más pérdidas en la señal.

La cobertura radioeléctrica está obligada a trabajar con ángulos más grandes de 5°, esto es porque la cobertura radioeléctrica está limitada por la distancia, el ruido eléctrico y la atmósfera.



## 2.7 Ángulo acimut, ángulo de elevación y distancia.

Para que exista un enlace satelital es necesario que exista una línea de vista entre la estación terrena y el satélite. Para que la línea de vista exista la antena tiene que apuntar hacia la latitud donde se encuentra el satélite. Existen dos movimientos que tiene que tener cualquier antena de enlace satelital, estos son el ángulo acimut y el ángulo de elevación.

El ángulo acimut se define como el ángulo de apuntamiento horizontal de una antena terrestre, tomando como referencia al norte como  $0^\circ$ . El ángulo de elevación se define como la apertura entre el plano horizontal y la señal electromagnética radiada por la antena. La figura 2.11 determina el ángulo acimut y el ángulo de elevación. [1]

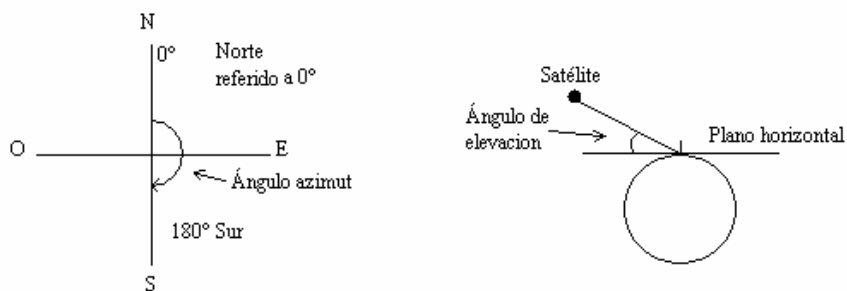


Figura 2.11 Ángulo acimut respecto al norte y ángulo de elevación respecto al horizonte.

### 2.7.1 Cálculo del ángulo acimut

Para realizar el cálculo del ángulo acimut es necesario conocer la latitud  $LA_{es}$  de la estación terrestre, longitud  $LO_{es}$  de la estación terrestre, así como la longitud  $LO_{sat}$  del satélite. La ecuación 2.1 muestra el cálculo del ángulo acimut. [10]

$$Az_m = \tan^{-1} \left( \frac{\tan(LA_{es} - LO_{sat})}{\sin LA_{es}} \right)$$

Ecuación 2.1

Para obtener el ángulo real del acimut se utiliza la tabla 2.2 [3]

Situación	Ecuacion
Si el satélite se encuentra al sureste de la estación terrestre	$Az = 180^\circ + Az_m$
Si el satélite se encuentra al suroeste del la estación terrestre	$Az = 180^\circ - Az_m$
Si el satélite se encuentra al noroeste del la estación terrestre	$Az = 360^\circ - Az_m$
Si el satélite se encuentra al noreste de la estación terrestre	$Az = Az_m$

Tabla 2.1 Cálculo real del ángulo acimut.

### 2.7.2 Cálculo del ángulo de elevación.

Para el cálculo del ángulo de elevación también necesitaremos la ubicación de la estación terrestre tanto como la ubicación del satélite. La ecuación 2.2 muestra el cálculo del ángulo de elevación. [10]

$$Elev = \tan^{-1} \left( \frac{\cos LA_{es} \cos(LO_{es} - LO_{sat}) - 0.151}{\sqrt{1 - \cos^2 LA_{es} \cos^2(LO_{es} - LO_{sat})}} \right)$$

Ecuación 2.2

### 2.7.3 Cálculo del rango.

Se conoce como rango a la distancia que existe entre el satélite y la estación terrena. Para efectuar este cálculo se requiere del ángulo de elevación, el radio de la tierra,  $R$  y la distancia de órbita geoestacionaria,  $h$ . La ecuación 2.3 muestra el cálculo

de la distancia de un satélite con órbita geostacionaria donde el radio de la Tierra es igual a 6378 Km., y la órbita GEO se encuentra a 36000 Km. [10]

*Si*

$$\mathbf{a} = \text{sen}^{-1}(0.15126 \cos(\text{Elev})), \mathbf{b} = 90^\circ - \mathbf{a} - \text{Elev}$$

$$S = [R^2 + (R + h)^2 - 2R(R + h) \cos \mathbf{b}]^{1/2}$$

Ecuación 2.3