

UNIVERSIDAD AUTONOMA DE NUEVO LEON
FACULTAD DE INGENIERIA MECANICA
Y ELECTRICA



COMUNICACION VIA SATELITE

TESIS

QUE PARA OBTENER EL TITULO DE
INGENIERO EN ELECTRONICA Y COMUNICACIONES

PRESENTA

ORLANDO ALARCON GOMEZ

SAN NICOLAS DE LOS GARZA, N. L.
JULIO DE 1994

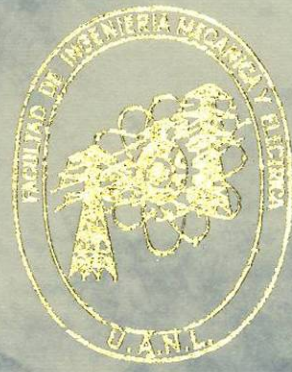
T
TK5104
A537
c.1



1080086833

14502

UNIVERSIDAD AUTONOMA DE NUEVO LEON
FACULTAD DE INGENIERIA MECANICA
Y ELECTRICA



COMUNICACION VIA SATELITE

TESIS

QUE PARA OBTENER EL TITULO DE
INGENIERO EN ELECTRONICA Y COMUNICACIONES

PRESENTA

ORLANDO ALARCON GOMEZ



SAN NICOLAS DE LOS GARZA, N. L.
JULIO DE 1994

X
TK 5104
A537



***NOSOTROS SOMOS LOS VENGADORES DE LA MUERTE, NUESTRA ESTIRPE NO SE
EXTINGUIRÁ, MIENTRAS HAYA LUZ EN EL CIELO.***

POPOL VUH

***A mis padres, familia y
al Sr. Ing. Castulo Vela Villarreal, con mi
agradecimiento por que confío en mi, gracias
a esto ahora estoy aquí, a todas las personas que de
alguna manera me han ayudado con sus consejos, y
a toda las personas que por curiosidad lean esta memoria.***

!MUCHAS GRACIAS!

INDICE

INTRODUCCIÓN

CAPITULO # 1

LANZAMIENTO Y COLOCACIÓN EN ÓRBITA GEOESTACIONARIA

	PAGINA
1.1.- LANZAMIENTO	3
1.1.1.- INYECCIÓN DIRECTA EN ÓRBITA GEOESTACIONARIA	4
1.1.2.- INYECCIÓN INICIAL EN ÓRBITA ELÍPTICA	4
1.1.3.- INYECCIÓN INICIAL EN ÓRBITA CIRCULAR BAJA	6
1.2 EL ORBITADOR Y LA ÓRBITA DE HOHMANN	7

CAPITULO # 2

EL SATÉLITE Y EL MEDIO AMBIENTE DEL ESPACIO

2.1.- EL SATÉLITE Y SU NUEVO HOGAR	12
2.2.- LAS FUERZAS PERTURBADORAS	14
2.3.- LA TEMPERATURA DEL SATÉLITE	16
2.4.- OTROS FACTORES DE PERTURBACIÓN	17

CAPITULO # 3

VENTAJAS DE LA COMUNICACIÓN VÍA SATÉLITE

3.1.- SIMPLIFICACIÓN DEL SISTEMA	18
3.2.- MAYOR CALIDAD	19
3.3.- MAYOR CONFIABILIDAD	19
3.4.- ALTA CAPACIDAD	19
3.5.- VENTAJAS DE TIPO SOCIAL	19
3.6.- ENLACE TIERRA-SATELITE-TIERRA	20
3.6.1.- LA ÓRBITA GEOESTACIONARIA	20
3.6.2.- EL ENLACE DE COMUNICACIONES	21
3.6.3.- ACCESO MÚLTIPLE	23
3.6.4.- SISTEMA DE ENERGÍA ELÉCTRICA	24
3.7.- EJEMPLO DE DISEÑO	25

INTRODUCCION

Las reflexiones en la luna aplicando las técnicas de radar fueron repetidamente demostradas en los finales de los 40's y principio de los 50's. En julio de 1954, el primer mensaje de voz fue transmitido por la marina de los estados Unidos, fue establecido entre Washington D.C. y Hawai. El circuito opero hasta 1962, ofreciendo una comunicación de larga distancia digna de confianza limitada solamente por la "Disponibilidad " de la luna en los sitios de transmisión y recepción, la potencia usada fue de 100KW, con antenas de 26 mts. de diámetro a 430 Mhz.

hay dos tipos de satélites: pasivos y activos, la ventaja de los satélites pasivos es que no requieren de equipo electrónico sofisticado a bordo. Se usa para rastreo, un transmisor emisor de luz, pero en general no es necesaria electrónica complicada. Tal simplicidad , mas la carencia de espacial en los fines de los 50's, hizo interesante el sistema pasivo en los primeros anos de la comunicación por satélites, ya que en corto tiempo la electrónica espacial llega a estar disponible los sistemas pasivos fueron reemplazados por sistemas activos.

El primer satélite activo de los Estados Unidos, fue el satélite transmisor "SCORE" , lanzado el 18 de Noviembre de 1958. El "SCORE" fue un satélite repetidor con retardo, recibiendo señales desde estaciones terrenas a 150 Mhz. El mensaje era almacenado en una cinta y después retransmitido. Los 68 Kg. de carga útil fueron situados en una órbita baja con un perigeo de 182 Km. y un apogeo de 1048 Km.

El equipo de comunicaciones estuvo energizado con baterías, después de 12 días de operación estaban completamente descargadas y se detuvo la transmisión.

Después de indagar por primera vez en el espacio con los satélites " SPUTNIK, EXPLORER, VANGUARDIA ", incluyendo los proyectos "SCORE " y " COURIER" , el mayor paso experimental en tecnología de satélites de comunicación activos, se realiza con los proyectos "TELSTAR, RELAY y el SYNCOM ".

El proyecto TELSTAR es el mas conocido probablemente porque fue el único capaz de retransmitir programas de T.V. atravez del Atlántico, el primer " TELSTAR ", fue lanzado desde cabo cañaveral el 10 de julio de 1962. Era una esfera de aproximadamente 85 cm. de diámetro pesando 80 Kg. El vehiculo utilizado de lanzamiento fue un cohete THOR-DELTA. El cual sitúo al satélite en una órbita elíptica con un apogeo de 5 600 Km. en un periodo de 2.5 Hrs.

El "TELSTAR II" se construyó con mayor resistencia a la radiación, pero por lo demás fue idéntico a su predecesor, fue lanzado en 1963. La potencia de los "TELSTAR I Y II" fue de 2.25 watts proporcionada por un tubo de ondas progresivas (TWT) con un ancho de banda de 50 Mhz a 6 y 4 Ghz. Ambos fueron de giro estabilizado. La capacidad de comunicación era de 600 canales telefónicos o un canal de T.V.

Todos los satélites artificiales funcionan bajo el mismo principio y constan de varias partes comunes, independientemente de su objetivo en órbita alrededor de la tierra, desde luego que si hay algunas diferencias fundamentales entre ellos, pero de cualquier forma todos necesitan, por ejemplo, una buena cantidad de celdas solares para alimentarse de energía, antenas para transmitir su información a ciertos puntos del planeta y también para poder recibir instrucciones o cualquier otro tipo de señales desde ellos, así como medios de propulsión para corregir su órbita, posición u orientación con respecto a la tierra.

Los satélites integran una gran familia, y parte de ella la constituyen los que están abocados específicamente a los servicios de comunicaciones; dentro de estos últimos, existen algunas variantes, pero los geoestacionarios son los más importantes y los que más se utilizan en la actualidad, sin olvidar los satélites meteorológicos, militares y polares.

Con ellos es ahora posible comunicar lugares muy alejados o que previamente eran inaccesibles, y la cantidad y variedad de la información que transmiten y reciben es sorprendente.

LANZAMIENTO Y COLOCACIÓN EN ÓRBITA GEOESTACIONARIA

1.1 LANZAMIENTO

El lanzamiento de los ingenios espaciales requiere largos y minuciosos preparativos y, en primer lugar, el calculo de la trayectoria que ha de seguir el cohete lanzador. De ella depende, en efecto, el programa detallado de los equipos electrónicos que, a bordo, regulan de forma automática el funcionamiento de los motores, provocan la separación de las etapas ya utilizadas, desvían el chorro de los gases con objeto de que el lanzador, que despegua verticalmente, vaya incurvando su trayectoria, en la dirección prevista, etc.

*Por lo general, el ingenio no puede ser lanzado indistintamente a cualquier hora del día (satélites circunferrestrres), en cualquier día del mes (exploración de la luna) o en cualquier época del año (sondas planetarias). Para cada tipo de misión existe un periodo propicio, cuya duración se cifra en minutos, horas o días, según el caso, y al cual se da el nombre de ventana *. Si, a causa de dificultades técnicas, se incurriera en un retraso, el lanzamiento es posible a condición de adoptar una nueva trayectoria que aumenta el consumo en propergol o hidrazina. De ahí se deduce que, si el retraso es importante, será necesario esperar a que se abra una nueva ventana.*

El lanzamiento es precedido por un chequeo minucioso, comprobación del buen estado de todos los órganos del cohete y del ingenio que ha de lanzar. Esa operación, que dura muchas horas, se efectúa leyendo una lista de control en la cual figuraban los millares de comprobaciones a efectuar con indicación de la hora correspondiente. Se trata de una cuenta al reves: si el chequeo ha de durar 15 horas y la primera verificación requiere 4 minutos, a la segunda se atribuye la hora «menos 14 h 56 min», y así

sucesivamente, de modo que se llegue a la ultima operacion, el disparo del cohete, a la hora «cero», o sea a la que ha sido prevista para efectuar el lanzamiento. Las operaciones finales corren a cargo de un ordenador electronico, pero el responsable del tiro tiene el dedo puesto en un boton que, en caso de necesidad, le permite interrumpir esas operaciones. Tambien dispone de otro boton que, de funcionar defectuosamente el cohete en la primera fase de su vuelo, provoca su destruccion para que caigan sus restos en pleno oceano o en una region desértica.

El cohete, merced a su propio ordenador y a sus dispositivos automaticos, funciona y se dirige por si mismo. No obstante, no deja de ser observado, seguido y controlado por los responsables del lanzamiento, que conocen constantemente y con gran exactitud su posicion, su velocidad, su direccion, sus reservas de combustible y de oxidante y muchos otros datos. Se puede corregir asi, dentro de ciertos limites, toda trayectoria erronea.

Al cabo de su trayectoria, la ultima etapa del cohete se halla orientada mas o menos horizontalmente. Confiere entonces al ingenio espacial la velocidad requerida para que cumpla su mision y cesa de propulsarlo, separandose de el o bien permaneciendo unido al mismo si la mision comprende otros periodos de vuelo propulsado

1.1.1 INYECCIÓN DIRECTA EN ÓRBITA GEOSTACIONARIA

Es este caso, el satélite es transportado por un cohete de varias etapas hasta el cinturón de Clarke, sin que se necesite realizar esfuerzos propios. La inyección directa en órbita geostacionaria es muy costosa y solo se utiliza para lanzar satélites militares; como el satélite no realiza esfuerzos propios, es decir, no lleva motores acoplados directamente a el, para pasar de una órbita a otra, la probabilidad de que llegue a su destino en buenas condiciones aumenta. El cohete Titán IIIC de los EE. UU. es un ejemplo de lanzador que puede emplearse con este fin.

1.1.2 INYECCIÓN INICIAL EN ÓRBITA ELÍPTICA

En este procedimiento las etapas del sistema lanzador colocan al satélite en una órbita elíptica de gran excentricidad, es decir, muy alargada, en la que el centro de la tierra es uno de los dos focos. Una vez ahí, el satélite se separa del cohete y da una o varias vueltas en esa órbita, llamada de transferencia geosincronica, hasta que se lleva a cabo la siguiente etapa del proceso, ya con esfuerzos propios de el mismo.

El perigeo de la órbita de transferencia geosincronica esta normalmente a una altura aproximada de 200 Km sobre el nivel del mar y su apogeo cerca de los 35 788 Km, que es la altura final en la que el satélite debe quedar para funcionar, con un periodo de 24 Hrs. El paso siguiente es circularizar la órbita y para ello el satélite lleva acoplado un motor que se enciende precisamente en el punto de apogeo de la ultima vuelta elíptica que se haya programado; obviamente, el encendido se efectúa después de haber orientado al satélite a control remoto en forma adecuada, para que el empuje del motor de apogeo resulte en la dirección correcta. Al encenderse este, el satélite recibe un incremento sustancial de velocidad y su órbita cambia, pasando de la elíptica de transferencia geosincronica a la circular geoestacionaria (figs. 1.1 y 1.2). Los lanzadores Ariane de la Agencia Espacial Europea(fig. 1.3). comercializados por Arianespace, así como los cohetes Delta y Atlas-Centauro de EE. UU., entre otros, operan bajo los principios de esta técnica.

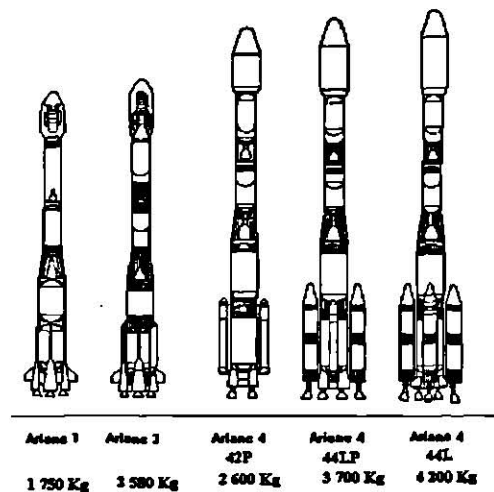


FIG.1.1 Versiones de los lanzadores Ariane que colocan satélites en órbita elíptica de transferencia geosincronica. La masa máxima que pueden colocar en esta órbita se indica de bajo de cada versión. Recientemente, los lanzadores Ariane 1 y Ariane 3 han sido descontinuados; el último lanzamiento de un Ariane 3 se realizó exitosamente en julio de 1989, y ahora sólo se comercializa el Ariane 4 en sus diferentes versiones

Esta es la técnica empleada por el Sistema de Transportación Espacial de la NASA de EE.UU., mejor conocido como orbitador, y consiste en tres pasos, los dos últimos son idénticos al caso anterior de inyección inicial en órbita elíptica, y el primer paso se describe a continuación.

El orbitador despegue llevando al satélite en su compartimiento de carga (fig.1.4) y entra en órbita alrededor de la tierra siguiendo una trayectoria circular, a una altura aproximada de 300 Km sobre el nivel del mar (fig. 1.5). En una de las muchas vueltas que da la nave, el satélite es liberado o arrojado del compartimiento de carga, quedando de esta forma también en órbita circular baja alrededor de la tierra, aunque separado del vehículo espacial; la velocidad inicial del satélite es la misma que la de la nave, aunque ligeramente modificada por efecto de los resortes que se emplean para arrojarlo del compartimiento de carga. La separación se efectúa cuando la nave va cruzando el plano

del ecuador, y cuarenta y cinco minutos mas tarde, cuando el satélite vuelve a cruzar el plano del ecuador, su motor de perigeo se enciende.

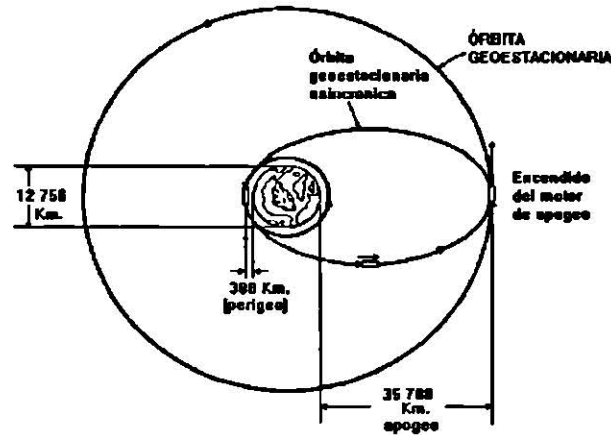


fig. 1.2 Algunos cohetes como los Ariane de la Agencia Espacial Europea, colocan a los satélites geoestacionarios en dos pasos. El satélite se pone primero en una órbita elíptica de transferencia geosincrónica y después de varias vueltas, en uno de los apogeos se enciende un motor que circulariza la órbita, quedando así el satélite en órbita geoestacionaria.

1.1.3 INYECCIÓN INICIAL EN ÓRBITA CIRCULAR BAJA

Este le da un empuje tal que modifica su órbita, cambiándola de circular baja o de estacionamiento a una elíptica, similar a la del segundo caso explicado anteriormente, en la sección 1.1.2. Una vez que ha cumplido su función, el motor de perigeo se desprende del resto del cuerpo del satélite, dando así las condiciones adecuadas para que, mas adelante y en el momento preciso, un motor de apogeo acoplado al cuerpo del satélite se encienda para circularizar la órbita con su altura final.

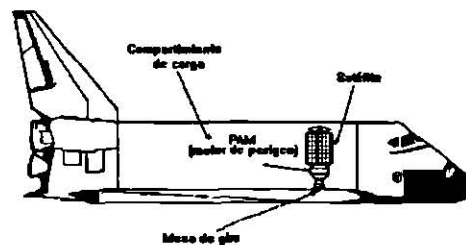


FIG.1.3 configuración de un satélite almacenado en el compartimento de carga de un orbitador. Un satélite de mayores dimensiones iría en posición horizontal.

En realidad, el procedimiento para colocar un satélite en órbita geoestacionaria no es tan simple como parece ser de acuerdo con los tres métodos descritos. No solamente hay que proporcionarle cambios o incrementos de velocidad al satélite para modificar la geometría de las órbitas que formen parte del procedimiento elegido, sino que al mismo tiempo también hay que lograr pasar de un plano a otro, y todo ello haciendo el menor consumo posible de energía (combustible) para reducir los costos del lanzamiento. A continuación se describe con mayor detalle el caso particular en el que se utiliza el Sistema de Transportación Espacial de la NASA.

1.2 EL ORBITADOR Y LA ÓRBITA DE HOHMANN

Una de las varias aplicaciones de los orbitadores norteamericanos es colocar satélites en órbita circular baja, y como ya se vio en la sección 1.1.3, estos se desplazan posteriormente con esfuerzos propios hasta llegar a la órbita geoestacionaria. El compartimiento de carga o bodega de un orbitador tiene 18.3 m de largo y 4.6 m de diámetro, y en el se pueden colocar uno o varios satélites, dependiendo de las dimensiones y peso de cada uno de ellos tenga. Cada satélite - acoplado a sus propios motores de propulsión de perigeo y apogeo- se coloca sobre una mesa de giro que posteriormente será activada durante la misión, poco antes de que se deje al satélite en órbita circular baja (fig. 1.5)

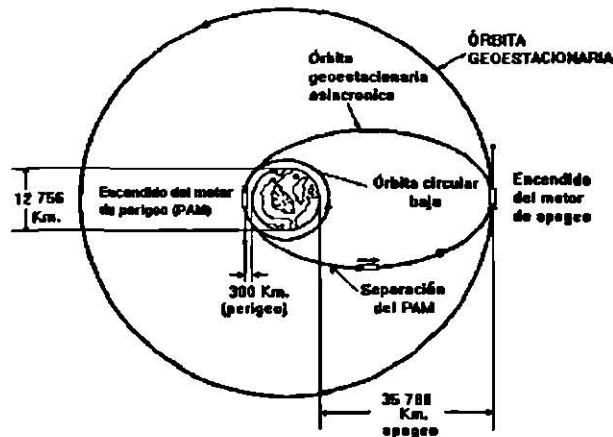


FIG.1.4 Los orbitadores de la NASA colocan al satélite en una órbita circular baja. Para que éste llegue a su posición geoestacionaria final deben seguirse otros dos pasos, mediante el encendido de un motor de perigeo y después el de un motor de apogeo. Como consecuencia del accidente del Challenger, pocos son los satélites comerciales que la NASA lanzará con sus orbitadores en los próximos años.

El orbitador despegga desde Cabo Kennedy, situado a 28.5° de latitud norte, y pocos minutos después entra en órbita circular alrededor de la tierra, a una altura promedio de 300 Km sobre el nivel del mar; el plano de la órbita de vuelo forma un ángulo de 28.5° con respecto al plano ecuatorial(fig. 1.6).

Antes de liberar o soltar al satélite del compartimiento de carga, el astronauta responsable de hacerlo debe utilizar una de las computadoras y una pantalla fosforescente para verificar que todos los elementos que forman al satélite se encuentren en buenas condiciones; es decir, se revisa su estado de salud. Esta es una gran ventaja que presentan los orbitadores, puesto que en el caso de que durante el ascenso 0 revoluciones o vueltas por minuto, y en el momento en que el orbitador intersecta al plano ecuatorial (fig. 1.6), se desactiva un sistema de resortes a presión, que lleva una buena cantidad de energía potencial almacenada; al tratar de retomar su condición física original, los resortes empujan al satélite hacia afuera, actuando como si fueran una catapulta. El satélite se ha separado del orbitador, girando como un trompo, lo cual le da estabilidad giroscópica, y se aleja cada vez mas de la nave debido al movimiento inercial adquirido

Sin embargo, la órbita del satélite sigue siendo circular, como cuando iba almacenado en el compartimiento de carga del orbitador; además el plano sobre el cual viaja sigue formando un ángulo de inclinación de 28.5° con respecto al plano ecuatorial(fig. 1.7). ¿Como se modifican los parámetros de la órbita, así como el plano de vuelo?

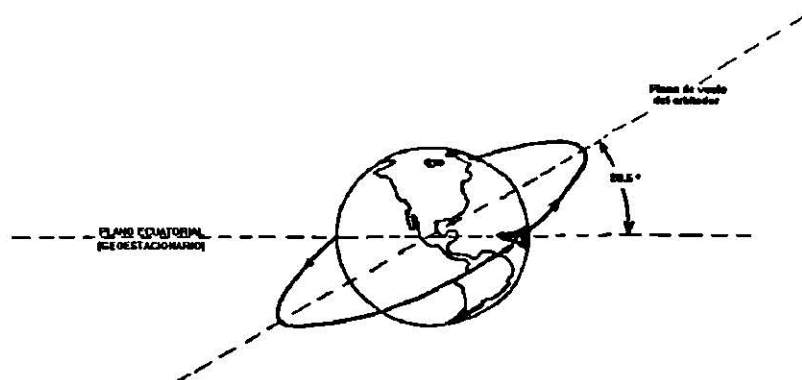


FIG.1.5 Cuando el orbitador pasa por el plano ecuatorial, el satélite es liberado del compartimiento de carga. Al igual que el orbitador, queda en órbita circular baja, inclinada 28.5° con respecto al plano ecuatorial. Se encuentra ahora en órbita circular baja

El procedimiento que se utiliza para llevar al satélite a su posición final se basa en los trabajos que el científico alemán Walter Hohmann desarrollo en los años veinte como parte de sus estudios de viajes interplanetarios. El objetivo del procedimiento es realizar

los cambios de órbita y plano de desplazamiento con el menor consumo posible de energía. Para ello, la siguiente etapa debe ser pasar al satélite de su órbita circular baja a una elíptica muy alargada, cuyo perigeo este a la altura de la órbita circular baja y su apogeo este a la misma altura que la de la órbita circular final, en este caso la geostacionaria. Como ya se indico antes la órbita elíptica en cuestión se llama órbita de transferencia geosincronica, también conocida como órbita de transferencia de Hohmann.

Es evidente que para que el satélite pueda desplazarse de una órbita a otra necesita contar con un sistema propio de propulsión. El mas común se conoce como PAM (Payload Assist Modulo) o Modulo de Asistencia de Carga, del cual existen varias versiones. Se trata básicamente de un motor de perigeo desechable, que va acoplado a la parte inferior del satélite (fig 1.5). Este modulo de asistencia debe ser capaz de empujar al satélite con la fuerza y duración necesarias para que este tome la inercia suficiente y alcance la altura final del apogeo de la órbita elíptica de transferencia.

Cuarenta y cinco minutos después de que el satélite fue liberado del compartimiento de carga, cuando el orbitador atravesaba el plano ecuatorial, el satélite vuelve a cruzar dicho plano. En este preciso momento, controlado por un reloj o secuenciador de ignición, el modulo de asistencia se enciende automáticamente e impulsa rápidamente al satélite, colocándolo en la órbita elíptica deseada. El encendido del motor debe durar aproximadamente 80 segundos en forma ininterrumpida; de lo contrario, el satélite no alcanza la altura final deseada y se convierte en una perdida, pues queda como chatarra espacial alrededor de la tierra, a menos que esto pueda remediarse de alguna manera.

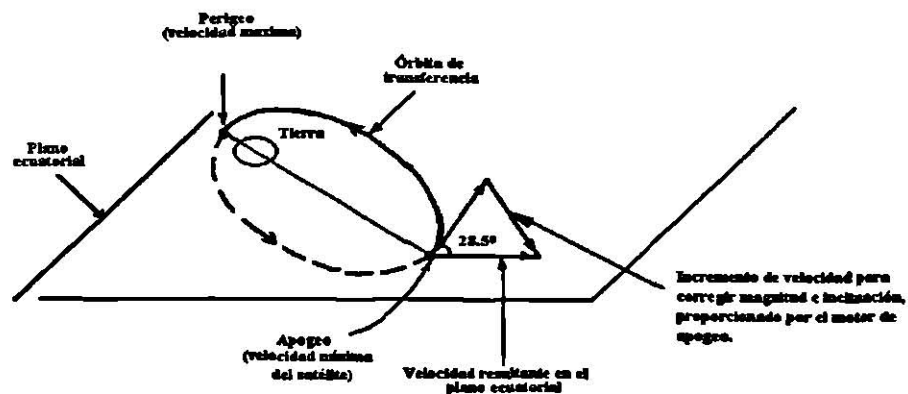


Fig. 1.6 Suma vectorial de velocidades para circularizar la órbita y pasarla de un plano inclinado al plano ecuatorial.

A los 80 o poco mas segundos después del encendido, el combustible del motor se termina, y para eliminar esta carga muerta, un sistema de explosivos separa al PAM del cuerpo del satélite. Este, ya con suficiente inercia adquirida, continua ascendiendo por si solo hasta alcanzar el apogeo de su nueva órbita e iniciar después su descenso hacia su perigeo (fig. 1.9). A continuación se rastrea al satélite durante varias vueltas elípticas, para determinar sus condiciones físicas y orientarlo adecuadamente antes de iniciar el tercero y ultimo paso, que consiste en dar la orden a control remoto para que se encienda otro motor mas pequeño, que forma parte del satélite. Este es el motor de apogeo, que le da un nuevo impulso para cambiar su velocidad y su dirección y colocarlo en órbita geoestacionaria.

La órbita elíptica de transferencia esta, para este caso, sobre un plano inclinado 28.5° con respecto al plano ecuatorial. Es evidente que dos de los puntos de intersección entre ambos planos, son el perigeo y el apogeo, mismos que, respectivamente, se denominan nodos de ascenso y descenso; en un nodo debe cambiarse la velocidad del satélite para circularizar la órbita y al mismo tiempo entrar al plano ecuatorial. Cuanto menor sea la velocidad que lleve, será mas fácil corregir su rumbo y menor la cantidad de combustible necesario para hacerlo; por lo tanto, el punto de apogeo es idóneo para realizar esta maniobra, ya que ahí es donde el satélite alcanza su velocidad mínima.

Antes de encender el motor de apogeo, el satélite debe ser orientado de tal forma que el vector resultante de la suma de velocidad que lleva con la del empuje que se le aplique sea paralelo al plano ecuatorial y de la magnitud suficiente para mantenerlo en órbita geoestacionaria sin perder altura (fig 1.12).

La rotación de la tierra y la posición longitudinal final del satélite en el arco geostacionario determinan cuantas vueltas elípticas debe dar el satélite antes de elegir el apogeo apropiado para efectuar las correcciones indicadas de velocidad. Desde luego, después hay que realizar todavía varias maniobras correctivas de ajuste, para circularizar la órbita lo mejor posible y ubicar al satélite en su posición precisa, es decir, en la longitud este u oeste que se le haya asignado para operar (fig. 1.14).

Los conceptos ilustrados en la fig. 1.12 también son validos para el caso en que la inyección inicial se haga en órbita elíptica, tal como se describió en la sección 1.1.2, sin embargo, el ángulo formado entre el plano ecuatorial y el plano de la órbita elíptica depende de la latitud geográfica del centro de lanzamiento utilizado. Mientras este centro este mas cerca del ecuador, dicho ángulo será menor, así como el incremento de velocidad necesario y la cantidad de combustible para generarlo; en consecuencia, el costo de colocación en órbita geoestacionaria también se reduce.

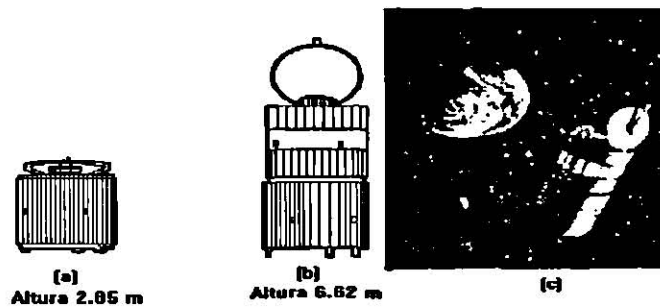


Fig.1.7 configuraciones de un satélite Morelos; a) en sus estados de almacenamiento y cambios de órbita, b) despliegue telescópico de las celdas solares cuando ya está en órbita geostacionaria, y c) el satélite en operación. (cortesía de Hughes Aircraft Company.)

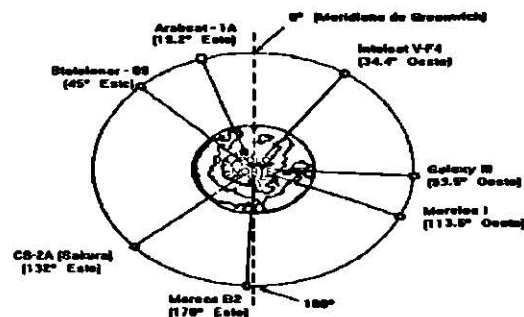


fig. 1.8 Posición geográfica de algunos satélites en la órbita geostacionaria.

Los motores del tipo PAM utilizan combustible sólido y la forma en que este se consume en el interior del motor no siempre es uniforme, lo cual puede producir un vector de empuje no alineado con el eje del cuerpo del satélite, y en consecuencia un cambio indeseable de rumbo. Para cancelar estos efectos de un posible empuje desbalanceado se hace girar al satélite poco antes de liberarlo del compartimiento de carga.

EL SATÉLITE Y EL MEDIO AMBIENTE DEL ESPACIO

2.1 EL SATÉLITE Y SU NUEVO HOGAR

El satélite ha llegado a su posición final en el cinturón de Clarke, autorizada a su propietario con años de anticipación por la Unión Internacional de Telecomunicaciones. Sin embargo, no es el primero en llegar ahí; hay muchos otros satélites en el mismo cinturón, algunos jóvenes y otros viejos, de configuraciones, tamaños y aplicaciones distintas; muchos de ellos reciben y transmiten señales en las mismas frecuencias que el satélite recién llegado también usara durante su funcionamiento, por muchos años. Afortunadamente, aunque todos son vecinos, no se encuentran colocados en el mismo punto; de hecho, están separados entre sí por dos o tres grados de arco, equivalentes a 1 500 y 2 200 Kilómetros respectivamente, con lo cual se garantiza que no exista ningún riesgo de interferencia radioeléctrica entre ellos. Además, la posición en longitud de cada uno depende de la zona geográfica que se encargue de intercomunicar.

De cualquier forma, hay ciertas secciones del cinturón de Clarke que son más codiciadas que otras y que por lo tanto se encuentran sumamente pobladas. La zona de mayor tráfico internacional de señales radioeléctricas vía satélite es la del océano Atlántico, debido a que a sus lados se encuentran los países industrializados de América del Norte y Europa. Por lo que se refiere a tráfico interno o doméstico de señales, se intuye que una de las zonas más congestionadas, por la gran demanda de servicios que allí hay, tanto en variedad como en cantidad, es la sección del arco ecuatorial comprendida por las longitudes geográficas de México, EE.UU. y Canadá, así como las longitudes más cercanas a sus territorios.

Regresando al satélite recién llegado, este no debe causar problemas de interferencia ni degradaciones en la calidad de las señales recibidas o transmitidas por él, y por lo tanto debe permanecer ahí lo más "fijo" que se pueda. Es decir, aun y cuando se este moviendo a gran velocidad alrededor de la tierra para mantener su posición geoestacionaria, no debe desviarse de su trayectoria y tampoco debe cambiar la orientación de su cuerpo con respecto a la superficie terrestre.

Sin embargo, el satélite no puede cumplir del todo con los requisitos anteriores, ya que varias fuerzas se encargan de dificultarle su tarea, empujándolo o tirando de él de un

lado a otro, de tal forma que se le puede imaginar, aunque sea de una forma muy exagerada, como una botella que flota sobre las olas del mar cambiando su orientación y posición constantemente. Necesita ayuda para resolver todos estos contratiempos, y tener asimismo cierta flexibilidad de movimiento limitado; nunca se le puede decir "no te muevas ya", como por arte de magia, pues las fuerzas externas se encargaran de volver a moverlo. A través del subsistema de propulsión del satélite, es posible ayudarlo a corregir su orientación y posición, enviándole comandos a control remoto en forma periódica.

En la fig. 2.1 se muestran las dimensiones de una gigantesca caja imaginaria en cuyo centro estaría colocado el satélite en el espacio; nótese que cada lado de la caja mide muchos kilómetros. Mientras que el satélite se mueva dentro de ella, no habrá ningún problema, pero hay que rastrearlo permanentemente para observar su posición y encender el subsistema de propulsión a control remoto antes de que se salga, para así regresarlo hacia el otro lado de la caja. Claro esta que para realizar todas estas maniobras con precisión, se necesita contar en tierra con un centro de control espacial computarizado y que el satélite le envíe cierto tipo de información, que le permite a los operadores, y a los operadores y a las computadoras, hacer sus cálculos y tomar las decisiones correctas.

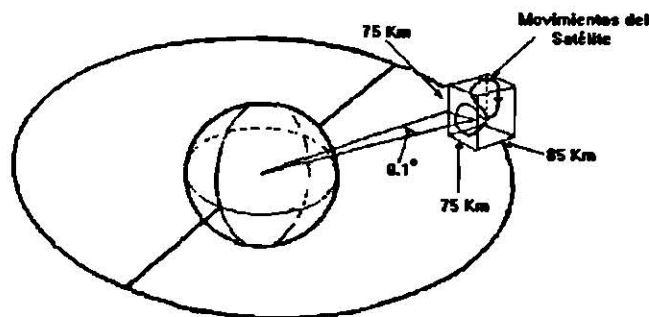


fig 2.1 Siempre y cuando el satélite no se salga de esta gran caja imaginaria no hay ningún problema.

Cada vez que el subsistema de propulsión se activa para corregir la posición y orientación del satélite se consume combustible, y poco a poco los tanques de almacenamiento se van vaciando. ¿Que ocurre cuando ya no hay combustible en los tanques de almacenamiento, después de varios años de haber realizado gran numero de maniobras correctivas? Simplemente, ya no es posible mantener al satélite dentro de la caja imaginaria, y tampoco orientarlo correctamente hacia la superficie de la tierra a la que le debe dar servicio; se corre el grave riesgo de causarle interferencia a otros sistemas, además de otros problemas operativos en tierra, y la única solución es apagar el satélite, concediéndole su jubilación. El numero de años que pueda trabajar sin problemas,

es decir, su vida útil, depende en gran medida de la eficiencia con la que los operadores en tierra administren el combustible contenido en los tanques de almacenamiento del satélite.

2.2 LAS FUERZAS PERTURBADORAS

¿ Cuales son las fuerzas que causan tantos problemas para conservar al satélite fijo en su posición geoestacionaria? La fuerza que mas le afecta es el campo gravitacional de la tierra. Este campo no es esféricamente uniforme, pues la distribución de la masa del planeta no es homogénea. Es decir, si se imaginase a una gran esfera en cuyo centro este el centro de la tierra, y si pudiese medirse de alguna forma la intensidad del campo gravitacional en todos los puntos de la superficie de esa gran esfera imaginaria envolvente, no se obtendría el mismo valor en todos los puntos, o sea, que la intensidad del campo gravitacional no es exactamente igual sobre un punto en el sur del océano Pacifico que sobre un punto en el continente Africano, aun cuando ambos puntos de medición estén a la misma altura sobre el nivel del mar. Mas aun, la tierra no es una esfera perfecta, sino que esta achatada en sus polos, y el circulo ecuatorial no es en realidad un circulo, sino una elipse, aunque de muy poca excentricidad; el eje mayor de esta es 150 metros mas largo que el eje menor. Para que se tuviese una uniformidad esférica del campo gravitacional de la tierra, en primer lugar esta debería de ser una esfera perfecta, y ademas su masa tendría que estar mezclada homogéneamente; ambas cosas son, por supuesto, imposibles, dada la manera en que se formo y a que gira sobre su propio eje.

La no uniformidad del campo gravitacional de la tierra, combinada con el hecho de que la estructura del satélite tampoco tiene una masa homogénea, puesto que sus componentes están fabricados con una diversidad de materiales, produce un par gravitacional. Este par o fuerza hace que el satélite gire alrededor de su centro de masa y que su velocidad varíe conforme se desplaza sobre su órbita; dicho cambio de velocidad o aceleración provoca a su vez que el satélite cambie de posición en longitud, es decir, que se mueva a la derecha o a la izquierda (oeste o este) sobre el arco geoestacionario, dentro de la caja imaginaria de la fig. 2.1.

El campo gravitacional de la tierra es la fuerza de mayor influencia sobre la posición y orientación del satélite, debido al gran tamaño que tiene el planeta y a la relativa cercanía del satélite al mismo, pero la luna también ejerce una ligera fuerza gravitacional perturbadora. Sin embargo, como esta es mucho mas pequeña que la tierra y ademas se encuentra diez veces mas lejos del satélite que este de la superficie del planeta, su efecto comparativo es mínimo, al igual que en el caso de la fuerza gravitacional perturbadora del sol.

De cualquier manera, la combinación de estas fuerzas produce un movimiento del satélite perpendicular al plano ecuatorial, es decir, hacia arriba o hacia abajo (norte o sur) dentro de la caja imaginaria de la figura 2.1; esto origina una inclinación de su plano orbital de operación con respecto al plano ecuatorial en el que idóneamente debería permanecer. Tal inclinación indeseable entre ambos planos es del orden de 1° por año,

medido hacia el plano de la ecliptica¹; un 30 % de esta inclinación se debe al efecto del sol y un 70 % al de la luna. Dicha atracción combinada de la luna y del sol produce además una pequeña variación en la posición longitudinal del satélite, aunque no es tan importante como la causada por el campo gravitacional de la tierra.

Otra fuerza que también produce cambios en la posición y orientación del satélite es la presión de la radiación solar sobre la superficie de su estructura. Esta fuerza acelera al satélite, y su efecto es mayor en satélites que tienen sus arreglos solares montados sobre paneles desplegables o extensibles que sobre satélites de configuración cilíndrica, puesto que en el primer caso la superficie total expuesta a la presión de la radiación solar es mucho mayor; el principal efecto de esta fuerza es cambiar la excentricidad de la órbita del satélite, y como la resultante no incide precisamente sobre su centro de masa, al mismo tiempo se produce un giro, que cambia su orientación con respecto a la superficie del planeta.

El campo magnético de la tierra también produce un par o fuerza perturbadora sobre el satélite, pero en realidad su efecto es despreciable en comparación con los de las fuerzas comentadas anteriormente. Existen, además, otras cuya aparición y efecto son impredecibles, producidas por el impacto de meteoritos. Cuando hay una colisión de un meteorito con el satélite, el primero le transmite un momento al segundo, que modifica ligeramente su posición y orientación.

Por otra parte, la posición y orientación del satélite no son modificadas solamente por las fuerzas externas que se han mencionado, sino que el propio satélite también genera otras fuerzas perturbadoras. El simple hecho de que haya movimientos en sus antenas, sus arreglos solares o el combustible que quede dentro de sus tanques de almacenamiento, produce pares o fuerzas que afectan al satélite. Conviene apuntar que conforme los tanques de combustible se van vaciando, el centro de masa del satélite cambia; por lo tanto, cuando se activa el subsistema de propulsión para corregir errores en orientación y posición, el empuje resultante no se aplica precisamente sobre el centro de masa; esto produce pares o fuerzas igualmente perturbadoras durante la realización de las correcciones.'

Por último, la misma radiación radioeléctrica de las antenas del satélite produce una presión, cuyo efecto es importante cuando la potencia de transmisión del satélite es alta y esta concentrada en un haz de iluminación muy angosto. Esta fuerza origina un giro del satélite, y para reducir al máximo su efecto sobre el, se debe diseñar con antenas colocadas simétricamente con respecto a su centro de masa, o bien, el eje de radiación principal de la antena debe contener dicho centro de masa.

¹La ecliptica es el círculo de la esfera celeste que señala el curso aparente del sol durante un año, y que corta al ecuador de la tierra con un ángulo de 23.5°.

Como puede verse, el nuevo hogar del satélite es muy inestable, y por ello su subsistema de propulsión es sumamente importante para poder mantenerlo dentro de la habitación que le corresponde en el espacio, es decir, dentro de su caja imaginaria. Sin embargo, hasta ahora solo se ha hablado de los efectos perturbadores mecánicos o de movimiento sobre el satélite; a continuación se mencionan otros, que también pueden alterar su funcionamiento correcto, como son la radiación solar, las partículas cósmicas y los eclipses.

2.3 LA TEMPERATURA DEL SATÉLITE

El satélite esta integrado por gran numero de elementos, todos ellos fabricados con distintos materiales y diseñados para realizar funciones diversas. Por ejemplo, las celdas solares trabajan con mayor eficiencia entre -100°C y $+50^{\circ}\text{C}$, las baterías solamente entre 0°C y $+20^{\circ}\text{C}$, y los tanques de combustible deben estar entre $+10^{\circ}\text{C}$ y $+50^{\circ}\text{C}$; el equipo electrónico y los sensores infrarrojos, entre otros componentes, también requieren rangos específicos de temperatura para funcionar bien. Por lo tanto, es preciso garantizar un control térmico eficaz en la estructura del satélite y en cada uno de sus equipos para que no falle. El mecanismo para hacerlo es muy complejo, pues se necesita mantener un balance térmico entre la energía que el satélite recibe por la radiación de fuentes externas y la energía que el mismo disipa internamente. El problema se complica aun mas si se considera que la energía de las fuentes externas cambia constantemente conforme el satélite gira alrededor de la tierra, ya que según la hora del día y época del año la magnitud de la radiación que recibe del Sol y de la tierra es variable.

La principal fuente de radiación externa es el sol, y aun cuando causa algunos problemas para conservar el balance térmico en el satélite, es obvio que sin el no seria posible generar electricidad a través de las celdas solares; por supuesto, sin el tampoco habría vida sobre la superficie de la tierra y mucho menos satélites artificiales girando alrededor de ella. Por un lado, el sol permite generar electricidad para que el satélite funcione, pero por otro complica el diseño del mismo. En todo momento el satélite tiene varias de sus partes expuestas a distintas temperaturas; mientras la cara que esta orientada hacia el Sol se calienta mucho, las partes no iluminadas se enfrían (fig. 2.2). En el interior del satélite, la transferencia de calor se lleva a cabo por conducción, y en el espacio por radiación, puesto que el medio ambiente de casi vacío excluye la posibilidad de que en este ultimo se pueda transferir por convección. En cuanto a la contribución térmica de la tierra, esta consiste en radiación infrarroja emitida por ella misma y de la reflexión de los rayos solares sobre su superficie, denomina albedo; sin embargo, el efecto térmico de su radiación total es despreciable en comparación con el producido por la radiación solar directa.

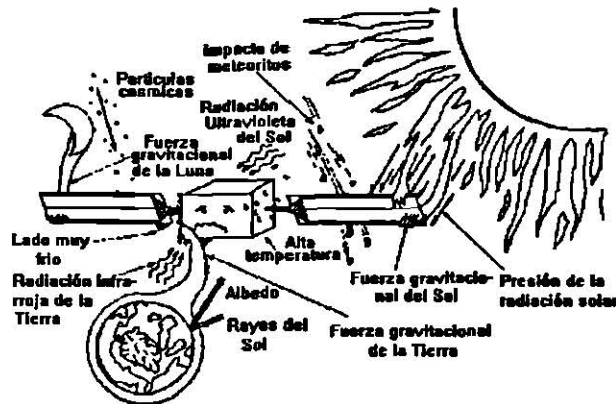


figura 2.2 fuerzas y otros factores que alteran la estabilidad del funcionamiento de un satélite.

Por otra parte, cuando ocurre un eclipse, el satélite no solamente se enfría muchísimo al interponerse la tierra entre el y el Sol, sino que además no puede transformar energía solar en electricidad; en estas condiciones, necesita obtener su energía de alguna otra fuente para seguir funcionando. Esta fuente de respaldo está constituida por varias baterías que forman parte del satélite, y gracias a ellas el servicio no se interrumpe durante un eclipse o la noche terrestre.

2.4 OTROS FACTORES DE PERTURBACIÓN.

Hasta ahora se han visto ya la mayor parte de los factores que alteran el funcionamiento correcto de un satélite geostacionario y que, por consiguiente, exigen en el un buen diseño y una supervisión y control permanentes. A continuación se mencionan algunos otros factores importantes que complican aun más la vida operativa del satélite (fig. 2.2).

La radiación ultravioleta del sol causa que los materiales del satélite se ionicen; esto produce un aumento en la conductividad de los aisladores y cambios en las características de emisión y absorción de calor de los materiales protectores. Además, la misma radiación degrada poco a poco la eficiencia de las celdas solares, que después de varios años de trabajo y de estar expuestas al sol reducen su eficiencia en un 20 % a 30 %.

El medio ambiente de casi vacío ocasiona, por su parte, que los metales y los semiconductores se sublimen y tiendan a evaporarse. La cantidad de masa que pierden depende mucho de la temperatura, pero en realidad estas pérdidas son despreciables siempre y cuando los materiales utilizados para proteger al satélite no sean muy delgados.

Hay otros efectos que pueden resultar mas dañinos, como es la posibilidad de que se condensen gases en superficies frías y produzcan un cortocircuito en materiales aislantes. Como punto a su favor, el medio ambiente de casi vacío tiene la ventaja de que elimina la posibilidad de que haya problemas por corrosión.

Adicionalmente, las partículas cósmicas que inciden sobre el satélite ocasionan que sus plásticos se ionicen y que la eficiencia de sus celdas solares se degrade aun mas; por si fuera poco, también pueden modificar el acabado de las superficies dañadas para controlar su balance térmico. En la sección 2.2 se menciona que los meteoritos podían modificar la orientación del satélite, pero además de esto, algunos también pueden perforar partes de su exterior, por la enorme energía que traen consigo a la velocidad que viajan. Este efecto podría resultar desastroso para la supervivencia del satélite, y por ello su estructura debe tener la rigidez suficiente y capacidad de amortiguamiento para resistir impactos de poca intensidad.

Con todo esto se ha descrito someramente el medio ambiente hostil en el que un satélite geostacionario debe sobrevivir durante varios años. No seria extraño que en son de broma, y si los satélites pudiesen hablar entre si, uno de ellos le dijera al recién llegado: " Bienvenido a casa " . Lo que si es cierto es que diseñar un sistema de comunicaciones por satélite es una verdadera obra de arte de tecnología, en la que intervienen cuando menos las ramas de la astronomía, mecánica, electricidad y electrónica, computación, comunicaciones, ciencia de materiales, química e ingeniería civil.²

² Por ejemplo, para la construcción de plataformas, centros de control y cimentación de las principales estaciones terrenas.

COMUNICACIÓN VÍA SATÉLITE

3.1 VENTAJAS DE LA COMUNICACIÓN VÍA SATÉLITE.

3.1.1- SIMPLIFICACIÓN DEL SISTEMA. Debido a su gran altura (aproximadamente 36 000 Km.)

se tiene linea de vista entre el satélite y cualquier estación terrena que este dentro de su área de

cobertura la cual puede llegar a ser, tal que se cubriría prácticamente el 40 % de la superficie

de la tierra con un solo satélite. Esto simplifica enormemente el sistema ya que el satélite

sustituye a las redes de Microondas con las consiguientes ventajas tanto técnicas como económicas.

3.1.2.- MAYOR CALIDAD. Debido a que cualquier proceso electrónico degrada la señal al agregar

algo de ruido (aunque sea en grado mínimo), debemos considerar la gran ventaja de manejar

un enlace através de una sola repetidora (el satélite), y por lo tanto una sola fuente de ruido,

comparando contra un enlace utilizando una red de Microondas de 20 o mas repetidoras, y

por lo tanto 20 o mas fuentes de ruido. Definitivamente la calidad de la señal en un enlace vía

satélite es mucho mas alta que en un enlace através de una red de Microondas.

3.1.3.- MAYOR CONFIABILIDAD. Otra consecuencia del hecho de utilizar una sola repetidora, en vez

de una red de ellas en los enlaces vía satélite es la reducción de la posibilidad de fallas a una

sola (el satélite), lo cual da una gran confiabilidad al sistema. Además hay que considerar las

normas mas estrictas que controlan la fabricación del satélite, lo que permite la seguridad de su funcionamiento durante su tiempo de vida útil.

3.1.4.- ALTA CAPACIDAD (VENTAJA PROPIA DE LAS MICROONDAS). *Aquí podríamos hacer*

énfasis en la ventaja de utilizar las microondas como frecuencias portadoras, lo que permite

disponer de un ancho de banda amplio y por lo tanto el tener una gran capacidad de manejo de

información. De hecho, los satélites actuales tienen capacidad de manejo de información. De

hecho, los satélites actuales tienen capacidad para manejar hasta 24 canales de T.V.

simultáneamente, o su equivalente en telefonía (aproximadamente 960 canales telefónicos por

cada canal de T.V.).

3.1.5.- VENTAJAS DE TIPO SOCIAL. *Por medio de los satélites se tiene acceso a lugares que por*

medio de otros sistemas de comunicación no se podría, este es el caso de regiones pantanosas,

bosques, islas, etc.

3.6 ENLACE TIERRA - SATÉLITE- TIERRA

EL SATÉLITE DE COMUNICACIONES.

Conviene resaltar que los satélites de comunicaciones actuales son satélites activos, geoestacionarios con cobertura tanto global como domestica. En base a esto, ubiquemos primero la posición que debe guardar el satélite en el espacio para luego pasar a la explicación de la forma en que se establece la comunicación por satélite, etc.

3.6.1 LA ÓRBITA GEOESTACIONARIA.

Las condiciones para que un satélite guarde una órbita geoestacionaria son las siguientes:

1.- La órbita debe ser circular.

2.- La órbita debe ser ecuatorial.

3.- La altura sobre el nivel del mar debe ser 35 788 Km.

4.- El satélite debe desplazarse en el mismo sentido de rotación de la tierra.

Al cumplir con estas condiciones se logra un periodo de 24 horas lo cual aunado a la órbita ecuatorial alrededor del mismo eje de rotación de la tierra permite la sincronización y por lo tanto la órbita geoestacionaria. Dicho periodo de 24 horas es deducido de Kepler que enuncia lo siguiente:

$$P_o^2 = \frac{4(\pi)^2 (R + h)^3}{\mu}$$

P_o = período orbital (seg)

R = radio de la tierra (m)

h = altura del satélite (m)

μ = constante de kepler ($3.99 \times 10^{14} \text{ m}^3 / \text{seg}^2$)

La cual es derivada de los criterios de equilibrio entre las fuerzas centrífuga y de atracción gravitatoria. Una vez en órbita el satélite será gobernado por las leyes de la mecánica espacial la cual rige el movimiento de los planetas y de nuestros satélites artificiales . Una vez que el satélite se fija en su posición, es necesario estabilizarlo y corregir su posición constantemente ya que existen fuerzas externas que se encargan de moverlo. Los subsistemas de propulsión son los encargados de realizar estas "maniobras". Los motores de maniobra y los motores orientación son alimentados normalmente por combustible que operan propulsores químicos; el mas utilizado es la Hidrazina monopropelente aunque la tendencia apunta hacia la utilización de sistemas bipropelentes, (con dos propelentes distintos: un combustible y un oxidante). De hecho, es este combustible el que determina la vida útil del satélite el cual en promedio es de 10 años.

3.6.2 EL ENLACE DE COMUNICACIONES

Los satélites, en general, tienen como finalidad retransmitir las señales enviadas desde la tierra (señal up-link), para retomarlas en otra banda de frecuencias (señal down-link). Las bandas mas utilizadas son las siguientes:

	BANDA " C "	BANDA " Ku "	BANDA " Ka "
ascendente (up-link)	5, 925 a 6,425 Mhz	14,000 a 14,500 Mhz	27,500 a 31,000 Mhz

<i>descendente</i>	<i>3,700 a 4,200</i>	<i>11,700 a 12,200</i>	<i>17,700 a 21, 200</i>
--------------------	----------------------	------------------------	-------------------------

Para establecer un sistema via satélite, se requiere contar con una estación terrena transmisora, un satélite de radio comunicaciones y una estación terrena receptora, integrados según la recomendación CCIR (Rec- 352 - 1), del " circuito hipotético de referencia " como a continuación se describe:

Estación terrena transmisora

- Acometida de la señal a transmitir
(entrada de banda base)*
- Modulador*
- Convertidor de subida (U/ C Up converter)*
- Amplificador de potencia (HPA, High Power Amp.)*
- Antena, lado de transmisión*

La señal de información (telefonía, televisión, información digital, etc.), es recibida por el equipo transmisor de satélite en tierra, una vez que se ha agrupado adecuadamente mediante la multiplexión, en la forma de señal de Banda Base (BB) para ser alimentada al modulador. Este modulador opera a una frecuencia estandar de 70 Mhz. llamada frecuencia intermedia (F. I.) la cual es modulada en frecuencia por la banda base. La señal de F.I. (modulada), es posteriormente elevada al rango de las Microondas (Ejemplo: 6 GHz. en banda C), en el convertidor de subida para luego ser amplificada en el HPA con la finalidad de conseguir el suficiente nivel para que la señal llegue al satélite con la potencia suficiente.

La señal de Microondas es alimentada a la antena la que concentra la energía dirigiéndola hacia el satélite.

Satélite de Radiocomunicaciones.-

- Antena lado de recepción.*
- Amplificadores de Bajo Nivel de Ruido (LNA).*
- Convertidor de Frecuencia (Translador de Banda).*
- Amplificador de Potencia (HPA).*
- Antena lado de transmisión.*

Al llegar la señal al satélite, es captada por la antena de recepción la cual la alimenta a un amplificador de bajo nivel de ruido (LNA) y el que amplifica la Microonda para luego, en el convertidor, bajar su frecuencia al rango de la banda " Down-Link " (ejemplo al rango de 4 GHz. en banda C). Una vez trasladada la frecuencia, la señal será

amplificada en el HPA y enviada de nuevo hacia la Tierra por la antena de transmisión. Esta antena, en ocasiones, es la misma que la de recepción.

Estación Terrena Receptora.-

- Antena lado de Recepción.***
- Amplificador de Bajo Nivel de Ruido.***
- Convertidor de Bajada (D / C Down Converter).***
 - Demodulador.***
- Entrega de la Señal de Banda Base.***

En la estación terrena receptora la señal es recogida por la antena, alimentada al LNA donde se amplifica con un bajo nivel de ruido, alimentada al convertidor de bajada donde la señal es convertida del rango de Microondas a Frecuencia Intermedia (70 Mhz), para luego ser recuperada la información en el demodulador. La señal a la salida del demodulador es la información en la forma de Banda Base.

3.6.3 ACCESO MÚLTIPLE

la posibilidad técnica de que varias estaciones transmisoras tengan acceso simultáneamente al satélite se conoce como Acceso Múltiple. Los tipos principales de acceso múltiple son:

- Acceso Múltiple por División de Frecuencia (FDMA),***
- Acceso Múltiple por División de Tiempo (TDMA) y***
- Acceso Múltiple por Diferenciación de Código (CDMA).***

Acceso Múltiple por División de Frecuencia.

En este tipo de acceso FDMA, se asigna una frecuencia y un cierto ancho de banda a cada uno de los transmisores en tierra que tengan acceso al satélite. La asignación de la portadora se hace de acuerdo a la distribución particular que de sus transponders haga el administrador del sistema de satélite.

Acceso Múltiple por División de Tiempo.

El TDMA es una técnica totalmente digital en la cual cada estación terrena tiene acceso al satélite solos en un tiempo asignado para su transmisión, agotándose este, deja de transmitir hasta que le toque nuevamente su turno. En este sistema, el ruido de intermodulación es eliminado, representado una gran ventaja al comparar con el FDMA aunque el TDMA es un sistema mucho mas complejo que el FDMA ya que necesita una buena sincronización entre todas las estaciones terrenas que lo usan y ademas se requiere de una estación de referencia.

Acceso Múltiple por Diferenciación (o División) de Código

El CDMA, también llamado " Acceso Múltiple por Espectro de Dispersión ", combina la transmisión desde cada estación terrena con un código al azar; es totalmente digital, y presenta la ventaja de que las antenas terrenas transmisoras y receptoras pueden ser muy pequeñas, sin importar que sus ganancias sean bajas. Por otra parte presentan el inconveniente de que ocupa el ancho total del transponder. De cualquier manera, en los sistemas militares, tiene ventajas considerables ya que las secuencias tomadas al azar son necesarias para proveer protección criptográfica.

3.6.4 SISTEMA DE ENERGÍA ELÉCTRICA

Podemos considerar dos tipos de fuentes de energía eléctrica en el satélite: La Fuente primaria que consiste en celdas solares y la Fuente secundaria la cual consiste de un banco de baterías. Hay que hacer notar que mientras las celdas solares estén recibiendo energía de la luz Solar ellas proporcionan toda la energía que necesiten los circuitos y recargan al mismo tiempo las baterías; en el momento que ocurre un eclipse o región de sombra para el satélite, las baterías serán las encargadas de proporcionar la energía hasta que el eclipse concluya.

3.7 EJEMPLO DE DISEÑO:

El Gobierno Francés planea establecer un servicio de telecomunicaciones vía satélite entre Francia y algunos territorios con el fin de proporcionar los siguientes servicios :

a) Comunicar Francia con la Guyana, La Martinica, Guadalupe y la reuñón por medio de un enlace bilateral que permita la transmisión de 252 canales de voz.

b) Comunicar la Guyana con la Martinica y Guadalupe con Saint-Barthelemy por medio de un enlace bilateral que permita la transmisión de 96 canales de voz.

LAS CONDICIONES SIGUIENTES DEBERAN SER RESPETADAS:

1.- El satélite será colocado en una órbita geoestacionaria de tal forma que sea visto por las diferentes estaciones terrenas con una elevación superior a 5 °, además no deberá haber otro satélite que utilice la misma frecuencia a 3 ° separación.

COORDENADAS DE LOS LUGARES A ENLAZAR

<i>CIUDAD</i>	<i>ESTACIÓN</i>	<i>LATITUD</i>	<i>LONGITUD</i>
<i>FRANCIA</i>	<i>FR</i>	<i>48° 31' N</i>	<i>3° 54' E</i>
<i>SAN BARTOLOMÉ</i>	<i>SB</i>	<i>7° 55' N</i>	<i>62° 50' W</i>
<i>GUADALUPE</i>	<i>GPE</i>	<i>16° 15' N</i>	<i>61° 35' W</i>
<i>MARTINIQUE</i>	<i>MAR</i>	<i>14° 31' N</i>	<i>61° 01' W</i>
<i>GUYANA</i>	<i>GUY</i>	<i>04° 56' N</i>	<i>52° 8' W</i>
<i>REUNIÓN</i>	<i>REU</i>	<i>20° 54' S</i>	<i>55° 32' E</i>

FORMULARIO**PARA CUAQUIER PROYECTIL DE TRAYECTORIA CIRCULAR**

$$P_o^2 = \frac{4\pi^2 (R+h)^3}{\mu}$$

P_o = seg, \Rightarrow periodo

R = Radio

h = Altura desde la superficie

$\mu = 3.99 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{seg}^3$

ANGULO DE ELEVACION

$$\epsilon_i = \text{tg}^{-1} \frac{\cos \mu - R/R+h}{|\text{sen } \mu|}$$

$$\cos \mu = (\cos \text{lat})(\cos \Delta L)$$

SEPARACION ANGULAR ENTRE LA LONG. DEL SATELITE Y LA ESTACION TERRENA (ΔL)

$$\Delta L_{\text{max}} = \cos^{-1} (.235/\cos \text{lat})$$

$$\Delta L_{max} = \cos^{-1} (.235/\cos 48.(31/60)) = 69.22 = 69^{\circ} 13''$$

$$\Delta L_{max} = \cos^{-1} (.235/\cos 17.(15/60)) = 75.70 = 75^{\circ} 42''$$

$$\Delta L_{max} = \cos^{-1} (.235/\cos 16.(15/60)) = 75.85 = 75^{\circ} 85''$$

$$\Delta L_{max} = \cos^{-1} (.235/\cos 14.(31/60)) = 75.95 = 75^{\circ} 57'$$

$$\Delta L_{max} = \cos^{-1} (.235/\cos 4.(56/60)) = 76.35 = 76^{\circ} 21'$$

$$\Delta L_{max} = \cos^{-1} (.235/\cos 20.(54/60)) = 75.43 = 75^{\circ}$$

$$\cos \mu = (\cos 48.(31/60)) (\cos 69.(13/60)) =$$

$$\cos \mu = (\cos 17.(15/60)) (\cos 75.(85/60)) =$$

$$\cos \mu = (\cos 16.(15/60)) (\cos 75.(85/60)) =$$

$$\cos \mu = (\cos 14.(31/60)) (\cos 75.(57/60)) =$$

$$\cos \mu = (\cos 4.(56/60)) (\cos 76.(21/60)) =$$

$$\cos \mu = (\cos 20.(54/60)) (\cos 75.(43/60)) =$$

ESTACION	LATITUD	LONGITUD	AL MAX	LIMITE 1 (W)	LIMITE 2 (E)	
FRANCIA SAN	FR	48° 31' N	03° 54' W	69° 13'	65° 19' W	73° 07' E
BARTOLOME	SBR	17° 55' N	62° 50' W	75° 42'	138° 32' W	12° 52' E
GUADALUPE	GUA	16° 15' N	61° 35' W	75° 49'	137° 24' W	14° 14' E
MARTINICA	MAR	14° 31' N	61° 01' W	75° 57'	136° 58' W	14° 56' E
GUYANA	GUY	04° 56' N	52° 18' W	76° 21'	128° 39' W	24° 03' E
REUNION	REU	20° 54' N	55° 32' W	75° 25'	19° 53' W	130° 57' E

SOLUCION PROPUESTA : ENTRE LOS 12° 52' E Y 19° 53' W

BIBLIOGRAFIA.

Satélites de Comunicaciones
Autor: Ing. Rodolfo Neri Vela
editorial: McGraw-Hill

Diccionario Larousse de las Técnicas
Editorial: Larousse

Memorias de Comunicación Vía Satélite
Autor: Ing. Fernando Estrada Salazar
Editorial: Fime-UANL

