

131
24



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA
DE MEXICO**

**FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES
CUAUTITLAN**

**"COMUNICACIONES. LANZAMIENTO Y
POSICIONAMIENTO DE SATELITES
GEOESTACIONARIOS Y LOS DIFERENTES
TIPOS DE ORBITADORES."**

**TRABAJO DE SEMINARIO
QUE PARA OBTENER EL TITULO DE:
INGENIERO MECANICO ELECTRICISTA
P R E S E N T A :
OSCAR DEL VALLE VAZQUEZ DEL MERCADO**

ASESOR: ING. JUAN GONZALEZ VEGA

CUAUTITLAN IZCALLI, EDO. DE MEXICO

1996

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.



UNIVERSIDAD NACIONAL
AVENIDA DE
MEXICO

FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES CUAUTITLAN
UNIDAD DE LA ADMINISTRACION ESCOLAR
DEPARTAMENTO DE EXAMENES PROFESIONALES

C. N. A. M.
FACULTAD DE ESTUDIOS
SUPERIORES-CUAUTITLAN



DEPARTAMENTO DE
EXAMENES PROFESIONALES

DR. JAIME KELLER TORRES
DIRECTOR DE LA FES-CUAUTITLAN
PRESENTE.

AT'N: ING. RAFAEL RODRIGUEZ CEBALLOS

Jefe del Departamento de Exámenes
Profesionales de la FES-C.

Con base en el art. 51 del Reglamento de Exámenes Profesionales de la FES-Cuautitlán, nos permitimos comunicar a usted que revisamos el Trabajo de Seminario: Comunicaciones, Lanzamiento y Posicionamiento de Satelites Geostacionarios y los diferentes tipos de Orbitadores.

que presenta el pasante: Del Valle Vázquez del Mercado Ocucaj
con número de cuenta: 8736281-1 para obtener el Título de:
Ingeniero Mecánico Electricista

Considerando que dicho trabajo reúne los requisitos necesarios para ser discutido en el EXAMEN PROFESIONAL correspondiente, otorgamos nuestro VISTO BUENO.

ATENTAMENTE.

"POR MI RAZA HABLARA EL ESPIRITU"

Cuautitlán Izcalli, Edo. de México, a 14 de Febrero de 1996

MODULO:	PROFESOR:	FIRMA:
<u>I</u>	<u>Alfonso Contreras Man</u>	<u>Contreras Man</u>
<u>II</u>	<u>Juan Gonzalez Vega</u>	<u>Juan Gonzalez Vega</u>
<u>III</u>	<u>Francisco Talliva López</u>	<u>Francisco Talliva López</u>

DEP/VOR/SEN

A MIS PADRES:

QUE GRACIAS A SU APOYO, CARIÑO Y COMPRENSION ME
PERMITIERON REALIZAR UNO DE MIS GRANDES SUEÑOS.

SIN USTEDES NADA DE ESTO HUBIERA SIDO POSIBLE.

LOS AMO.

A PATY, ENRIQUE Y ADRIAN:

PORQUE SIEMPRE SU EJEMPLO ME MOTIVO PARA SER
MEJOR CADA DIA Y PORQUE SU IMAGEN ME HACIA PENSAR
QUE ALGUN DIA DEBERIA DE SER COMO USTEDES.

LOS QUIERO MUCHISIMO.

A GERARDO, JAVIER, LUIS MANUEL, PEPE, OSCAR, EDUARDO,
JORGE Y RAUL.

POR HABER ESTADO CONMIGO SIEMPRE CONMIGO EN LAS
BUENAS Y EN LAS MALAS. Y PORQUE A PESAR DEL TIEMPO
NUESTRA AMISTAD SIGUE Y SEGUIRA.

Y ANTES QUE NADA

ÍNDICE.

<u>INTRODUCCIÓN.</u>	1
<u>CAPITULO 1 - ORÍGENES Y CARACTERÍSTICAS DE UN SISTEMA DE COMUNICACIONES</u>	
VÍA SATELITE.	3
1.1 Los orígenes.	3
1.2 Servicios de radiocomunicación.	6
1.3 Características de un sistema de comunicaciones vía satélite.	7
<u>CAPITULO 2 - LANZAMIENTO Y POSICIONAMIENTO</u>	
DE SATÉLITES GEOESTACIONARIOS.	11
2.1 Principios generales.	11
2.2 Cálculo de incrementos de velocidad.	13
2.2.1 Velocidad Orbital.	13
2.2.2 Inyección directa del satélite en la órbita de transferencia.	14
2.2.3 Incrementos de velocidad coplanar.	14
2.2.4 Mínima inclinación de la órbita inicial provista por el orbitador.	15
2.2.5 El principio de la estrategia de corrección.	16
2.2.6 Procedimientos basados en tres impulsos.	17
2.2.7 Incrementos de velocidad no impulsivos.	19
2.3 El motor de apogeo (o de perigeo)	22
2.3.1 Impulsores de propelente sólido.	23
2.3.2 Motores de bipropelente líquido.	24

CAPITULO 3 - INYECCIÓN EN ÓRBITA DE SATÉLITES UTILIZANDO VEHÍCULOS

EXPANSIBLES DE LANZAMIENTO.	26
3.1 Fase de lanzamiento.	26
3.2 Fase de transferencia.	28
3.3 Fase de posicionamiento.	29
3.4 Inyección en órbitas diferentes a la geoestacionaria.	29
3.4.1 Inyección en órbitas de tipo polar.	30
3.4.2 inyección de satélites en órbitas elípticas inclinadas.	30
3.5 La ventana de lanzamiento.	31

CAPITULO 4.- VEHÍCULOS DE LANZAMIENTO.

4.1 Introducción.	33
4.2 China.	34
4.3 Europa (Ariane)	35
4.3.1 Ariane 4.	36
4.3.2 Ariane 5.	38
4.4 Los Estados Unidos.	41
4.4.1 Delta.	41
4.4.2 Atlas \ Centauro.	44
4.4.3 Titán.	46
4.4.4 Sistema de transportación espacial (transbordador espacial).	48
4.5 La Unión Soviética.	50
4.5.1 Serie A.	50
4.5.2 Serie C.	51
4.5.3 Serie D.	51
4.6 Costo de instalación en órbita.	52

Conclusiones.	53
Glosario.	55
Bibliografía.	57

INTRODUCCIÓN.

Las comunicaciones vía satélite no son más el sueño que alguna vez fueron, de hecho, el impacto del crecimiento acelerado que tuvieron las telecomunicaciones y todos sus servicios durante la década de los sesentas y de los setentas dieron como resultado los satélites de telecomunicaciones, que se han vuelto parte fundamental de nuestras actividades diarias, y que seguramente se volverán más importantes en el transcurso de los años .

En la década de sesentas se hablaba de las comunicaciones digitales solo en forma teórica, aparte de que casi no se realizaron experimentos en los que se pudieran comprobar los resultados teóricos, no fue sino hasta la década de los setentas cuando realmente se empezó a hacer progreso en las telecomunicaciones. La década de los ochentas , y desde luego la de los noventas se han caracterizado por el uso masivo de los satélites de telecomunicaciones.

Las técnicas de los satélites analógicos que se utilizaron durante las décadas de los sesentas y de los ochentas se están volviendo obsoletas para satisfacer la creciente demanda de las telecomunicaciones, es por eso que en estos momentos se encuentran en desarrollo cientos de sistemas digitales que permitirán que millones de usuarios se beneficien de dichos avances.

Pero no solamente los satélites se han desarrollado en las últimas décadas, también los cohetes espaciales u orbitadores han tenido un gran desarrollo en las últimas décadas, sin este desarrollo las comunicaciones vía satélite no serían lo que son hoy en día.

Es por eso que presento este trabajo, pensando un poco en lo fascinante que puede ser colocar un satélite en órbita y pensando también en todo el despliegue de tecnología necesaria para poder lograrlo.

Este trabajo presenta los aspectos básicos de como se posiciona un satélite en órbita y de los principales orbitadores que se utilizan para dicho efecto.

Es importante mencionar que este trabajo esta hecho de tal manera que no se necesita ser ingeniero para poder comprenderlo, espero de esta manera no solo interesar al estudiante de Ingeniería Mecánica Eléctrica a adentrarse al mundo de los satélites, sino interesar a cualquier persona que por iniciativa propia desee conocer un poco sobre este tema.

Este trabajo esta dividido en cuatro capitulos. El, capitulo uno habla sobre los orígenes y las características de un sistema de telecomunicaciones vía satélite. El capitulo dos nos habla de los principios fundamentales utilizados para poner un satélite en órbita. El capitulo tres nos habla de como lanzar un satélite al espacio utilizando los diferentes tipos de orbitadores y finalmente el capitulo cuatro nos habla de las características fundamentales de los diferentes tipos de orbitadores.

CAPITULO 1:

ORÍGENES Y CARACTERÍSTICAS DE UN SISTEMA DE TELECOMUNICACIONES VÍA SATÉLITE.

1.1 LOS ORÍGENES.

Uno de los resultados más notables obtenidos a partir de el desarrollo de los programas espaciales es la tecnología de los *satélites* artificiales . La llegada de estos aparatos electrónicos complejos ha modificado visiblemente la forma de vida de la mayor parte de la población del mundo y quizá de toda ella aunque de manera indirecta. Gracias a ellos conocemos con más precisión los recursos naturales de la tierra y los fenómenos meteorológicos, las distancias entre países y ciudades se han acortado, y ahora se puede intercambiar todo tipo de información casi instantáneamente, y mas allá de las capas atmosféricas podemos observar y comprender mejor el universo.

En general, 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. Aunque es importante recalcar, que existen algunas diferencias fundamentales entre ellos, pero de cualquier forma todos necesitan una cantidad de celdas solares para alimentarse de energía, antenas para transmitir la información a varios puntos del planeta y también para recibir instrucciones o cualquier otro tipo de señales entre ellos, así como medios de propulsión para poder corregir su *órbita*, posición y orientación con respecto a la tierra.

Los satélites integran una gran familia y parte de ella constituyen los que están abocados específicamente a los servicios de telecomunicaciones; dentro de los últimos existen algunas variantes, pero los *geoestacionarios* son los más importantes y los que con mayor frecuencia se

utilizan en la actualidad, por lo que con ellos es posible comunicar lugares muy alejados o que previamente eran inaccesibles, ya que la cantidad y variedad de información que transmiten y reciben es increíble. Por ejemplo se pueden ver en vivo programas de televisión que se están transmitiendo en algún lugar del planeta, hablar por teléfono a otras parte del mundo (aun cuando uno se encuentre en alguna embarcación en medio de cualquier océano) , por lo que se pueden transmitir por citar algún ejemplo: todas las paginas de un periódico (incluyendo sus fotografías), para que se imprima localmente, realizar juntas de trabajo a distancia por medio de teleconferencias, se pueden transmitir diagnósticos médicos a cientos o miles de kilómetros de distancia, realizar transacciones bancarias como consultar y actualizar saldos así como muchas otras cosas más que contribuyen a la dinámica evolutiva de nuestra sociedad moderna.

Las comunicaciones vía satélite requieren de la transmisión de información entre un emisor, un receptor ó (*usuario*). Las comunicaciones terrestres tienen que enfrentar varios problemas debido a que la mayoría de las transmisiones que se realizan tienen que utilizar algún medio guiado de transmisión como líneas de cable, cable coaxial o fibra óptica, que en general, presentan problemas de propagación cuando las distancias de transmisión de la información son excesivamente grandes.

"Las comunicaciones vía satélite tienen su origen en el año de 1945 cuando Arthur C. Clark sugirió en una de sus publicaciones, la posibilidad de colocar satélites artificiales en órbita de tal forma, que al observarlos desde la superficie terrestre, pareciera que no se moviesen . Si los satélites no cambiaran aparentemente de posición, esto traería consigo muchas ventajas ya que permitiría enlazar a todo el mundo con tan sólo tres satélites, además su operación se simplificaría y el costo de los equipos terrestres necesarios para utilizarlos sería menor en relación con las otras órbitas. La idea de Clark era muy buena pero debían de cumplirse varios requisitos para que el satélite fuera en realidad fijo con respecto a la tierra, es decir, geostacionario. En

primer lugar, si el satélite se desplazara en el mismo sentido de rotación de la tierra; para que no perdiera altura poco a poco y completase una vuelta cada 24 horas, éste debería encontrarse aproximadamente a 36000 km. de altura sobre el nivel del mar, siendo perpendicular con el eje del Ecuador, además de que el satélite debería tener una velocidad constante de 3075 m/s, siguiendo una órbita circular alrededor de la tierra. La órbita en cuestión recibe el nombre de "**órbita geostacionaria**" aunque algunos otros autores en investigaciones se refieren a ella como la órbita de Clark en reconocimiento a su promotor.

La segunda guerra mundial propició el rápido desarrollo de la tecnología de misiles y de las microondas, y fue la adecuada interrelación entre estas dos tecnologías que dejaron como herencia la era de las comunicaciones vía satélite, que tienen como propósito fundamental cubrir grandes áreas de transmisión logrando grandes coberturas con una gran capacidad de transmisión al menor costo.

Un sistema de comunicaciones vía satélite está dividido en dos partes:

- 1.- **SEGMENTO ESPACIAL:** Que incluye el satélite y todos los medios necesarios en la tierra para su lanzamiento
- 2.- **SEGMENTO TERRESTRE:** Que es la estación terrena que contiene todos los transmisores y receptores necesarios para el envío y recepción de señales provenientes de los satélites.

Mientras que las comunicaciones en la superficie terrestre se vieron beneficiadas de los avances de las microondas, el segmento espacial requirió de el desarrollo de varios campos tales como: lanzadores, motores de propulsión de órbita, controladores de altitud, estructura, fuentes de energía y componentes electrónicos.

"La era espacial comienza en el año de 1957 con el lanzamiento de el primer satélite artificial **SPUTNIK** . Los siguientes años estuvieron marcados por varios experimentos en los que estuvieron envueltos varios experimentos en el campo de las telecomunicaciones, como el saludo de Navidad enviado por el presidente Eisenhower en 1958 por medio del satélite Escorte. En 1960 el satélite Courier fue capaz de grabar un mensaje que pudo ser retransmitido después, para el año de 1962 los satélites (repetidores) Telstar y Relay estaban en uso. En 1965 se lanzó el primer satélite comercial Intelsat 1, inaugurando la larga serie de satélites Intelsat. En ese mismo año el primer satélite de comunicaciones ruso fue lanzado, inaugurando así la serie " Molnya."

Estos dos sistemas siguen en uso hasta la fecha.

1.2 SERVICIOS DE RADIOCOMUNICACION

Las leyes que rigen a las transmisiones de radio tienen su origen de la conferencia mundial de administración del radio (**WARC**) , dirigida bajo los auspicios de la unión Internacional de telecomunicaciones - **(ITU)** , una organización que regula la administración de las telecomunicaciones publicas alrededor del mundo. La WARC se encarga de asignar las frecuencias para las radiocomunicaciones de acuerdo los diferentes tipos de usuarios.

-Los principales servicios de radiocomunicación son:

- **SERVICIO DE SATÉLITE FIJO:** Para comunicaciones entre estaciones terrenas a puntos fijos especificados a través de uno o mas satélites
- **SERVICIO DE SATÉLITE MÓVIL:** Provee comunicación entre estaciones terrenas móviles a una ó más estaciones espaciales, ya que pueden estar situados en barcos, aviones o vehículos terrestres . Dicho servicio puede ser utilizado también para detectar y localizar señales de auxilio de cualquier vehículo que se encuentre en dificultades.

-SERVICIO DE TRANSMISIÓN VÍA SATÉLITE: Permite transmitir las señales de audio y video de cualquier programa para que sea recibido por pequeños grupos de personas o por comunidades enteras vía satélite.

- SERVICIO DE EXPLORACIÓN TERRESTRE: Que involucra la observación de la tierra para varios propósitos.

- SERVICIO DE INVESTIGACIÓN ESPACIAL: Donde la aeronave espacial u otros objetos en el espacio son usados para investigación científica o tecnológica.

-SERVICIO DE OPERACIÓN ESPACIAL: Que está involucrado únicamente con la operación de el satélite (rastreo, telemetría y comando)

- SERVICIO DE RADIO DETERMINACION DE SATÉLITE: que tiene el propósito de determinar la posición y la velocidad de algún objeto utilizando una ó más estaciones terrenas.

- SERVICIO AMATEUR DE SATÉLITE: Para usuarios amateurs que se encuentran desarrollando investigaciones técnicas ó para aquellos que se encuentran aprendiendo aspectos de intercomunicación.

-SERVICIO INTERSATÉLITE: Que permite que todos los satélites se encuentren intercomunicados entre sí.

1.3 CARACTERÍSTICAS DE UN SISTEMA DE COMUNICACIONES VÍA SATELITE.

Los principales satélites de comunicaciones ofrecen principalmente los servicios de tipo fijo y de tipo móvil. El servicio fijo es el que ha estado en uso por un lapso mayor de tiempo debido a que es el que cubre la mayor distancia. Los principios con los que trabaja este tipo de servicio son muy similares a aquellos de un enlace de microondas, sin embargo un enlace de comunicaciones vía satélite puede distinguirse por tres características :

- 1 - La señal tiene que viajar una gran distancia sin ser amplificada y debido a esto los antiguos satélites se comportan como reflectores, por lo que tienen que ser substituidos por satélites inteligentes que amplifican dichas señales al recibirlas.
- 2 - El equipo es instalado en una nave automática y esta sujeto a condiciones climáticas extremas.
- 3 - Reparar el equipo después del lanzamiento se considera imposible, sin embargo, los transbordadores espaciales han demostrado que la reparación es posible, pero solo se puede lograr en los satélites que se encuentren en las órbitas bajas.

Originalmente, los sistemas de comunicación vía satélite se diseñaron para asegurar enlaces entre un pequeño número de estaciones terrenas con antenas de diámetros muy grandes (alrededor de 32 m), la tendencia actual está orientada hacia sistemas de uno ó más satélites con cientos de grupos de estaciones terrenas con antenas pequeñas (de 1 m de diámetro) llamados VSAT (Terminales de Apertura muy Pequeña.)

Las frecuencias usadas inicialmente en la banda C para comunicaciones comerciales que eran de 6Ghz a la subida y 4 Ghz a la bajada han sido extendidas por la WARC sobre los 10 Ghz . Varios sistemas están usando 14/11 Ghz (banda Ku) y actualmente los japoneses están desarrollando experimentos usando frecuencias de 30/20 Ghz .

-Los sistemas de comunicaciones se pueden dividir de acuerdo al tipo de su órbita:

- 1.- Satélites con una trayectoria relativamente indefinida lanzados a baja o mediana altitud dan varias vueltas a la tierra en un día . Muchas veces las imprecisiones al colocar al satélite en órbita no son corregidas así que los satélites deben de ser capaces de lograr los enlaces continuamente .

2.- Satélites con una órbita prescrita con un sistema de corrección de trayectoria que permita colocar al satélite en una órbita cualquiera y mantenerlo sobre ella. El sistema de satélites Molnya trabaja basado en este concepto.

3.- Satélites Geosincronos, que se lanzan en una órbita circular y que tienen un periodo de rotación igual al de la tierra, es decir para un observador terrestre un satélite "geoestacionario" permanecería inmóvil en el cielo. Un satélite geoestacionario permite tener una cobertura igual al 40% de la superficie terrestre, por lo que esta inmovilidad permite el poder fijar una antena en una sola dirección. Un satélite geoestacionario es capaz de lograr un enlace entre estaciones terrenas que se encuentran a 17000 Km. de distancia., y la cobertura global de la tierra excluyendo las regiones polares se puede lograr con solo tres satélites geoestacionarios. (FIG 1.1)

Una consideración importante en un sistema de comunicaciones geosíncrono es que el tiempo de retraso que se experimenta al enlazar 2 estaciones terrenas es de .25 seg. y es de particular importancia cuando se realizan conversaciones telefónicas ya que la comisión internacional consultora de telegrafía y telefonía (CCITT) ha establecido un estándar de un tiempo máximo de retraso de 0.6 seg., así que, este tipo de enlace no se recomienda para los servicios de telecomunicaciones que involucren a 2 estaciones terrenas de forma consecutiva. Dichos enlaces no se pueden realizar a través de la atmósfera, pero pueden lograrse utilizando enlaces de fibra óptica y rayo láser.

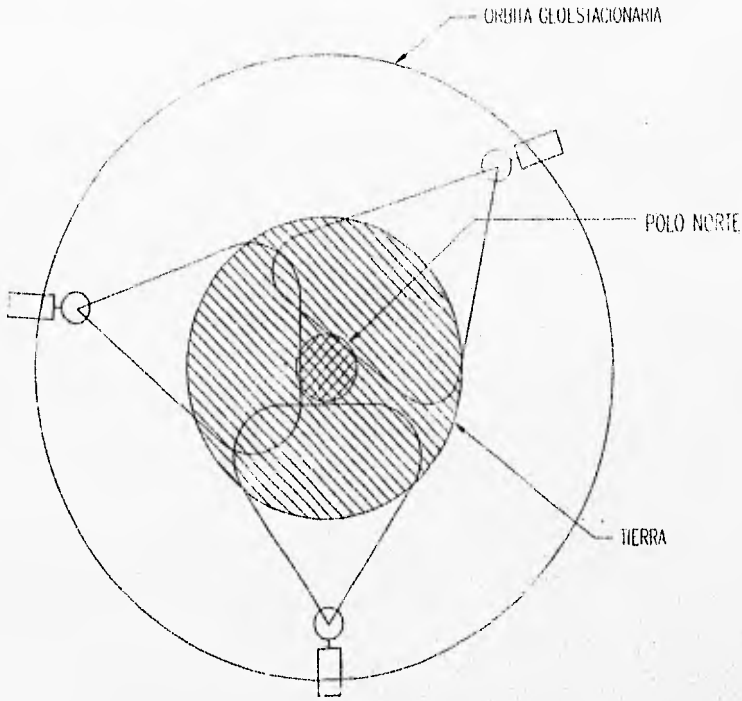


FIG.1.1.

CAPITULO 2.

LANZAMIENTO Y POSICIONAMIENTO DE SATÉLITES GEOESTACIONARIOS.

2.1 PRINCIPIOS GENERALES.

La instalación en órbita consiste en el posicionamiento de un satélite en su órbita nominal desde una base de lanzamiento en la superficie de la tierra. Un vehículo de lanzamiento (cohetes espacial o transbordador espacial) que tiene varios sistemas de propulsión auxiliares se usa para inyectar al satélite en una órbita intermedia llamada órbita de transferencia. Este procedimiento usando la órbita de transferencia está basado en el proceso llamado transferencia de Hohmann que permite moverse al satélite de una órbita de baja altitud a una órbita circular de mayor altura con un mínimo gasto de energía. El primer cambio en la velocidad cambia la órbita circular en una órbita elíptica en la que su altitud de "perigeo" es la de la órbita circular, hay que tener en consideración que la altura de apogeo depende de la magnitud del incremento en la velocidad. Un segundo incremento de velocidad en el "apogeo" de la órbita de transferencia permite obtener una órbita circular a la altitud del apogeo. LA FIGURA 2.1_ ilustra el procedimiento de instalación de un satélite en órbita geoestacionaria.

La órbita circular ecuatorial a una altitud de 35786 Km, se alcanza por medio de la órbita de transferencia, que es la órbita en la que los cohetes se posicionan para poder lanzar los satélites. La circularización de la órbita se logra por medio por medio de la velocidad impulso provista en el apogeo de la órbita de transferencia.

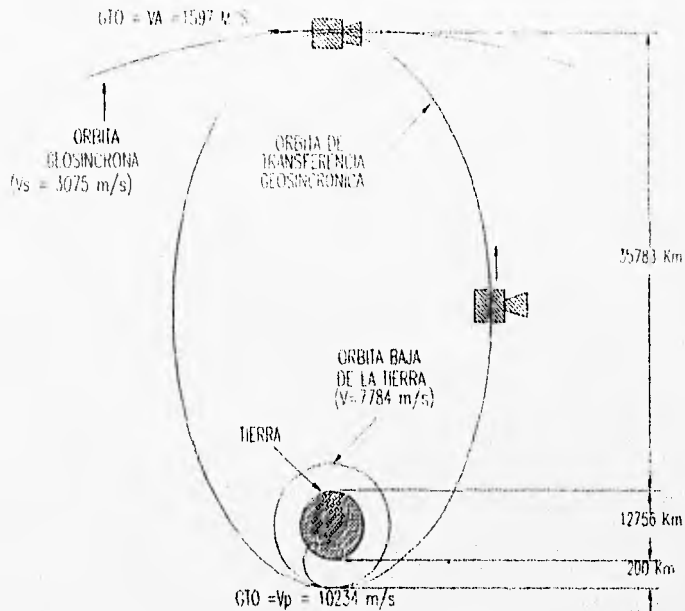


FIG 2.1

Se pueden presentar detalles adicionales de acuerdo al los diferentes tipos de orbitadores; el procedimiento es cubierto por alguno de los siguientes:

1.- Desde una órbita de baja altitud (**LEO**) . En la que el satélite es inyectado en la órbita de transferencia por medio de un sistema de propulsión específico (El motor de perigeo) . Este es el procedimiento en el que el satélite es lanzado usando el transbordador espacial Norteamericano o Sistema de transportación espacial o usando un vehículo de lanzamiento del tipo Titán. En este caso se debe de proveer al satélite de un segundo Incremento en su velocidad para lograr la circularizacion de la órbita y debe de ser provisto por una etapa independiente de transferencia o por un motor de apogeo que este Integrado al satélite.

2.- El satélite puede ser inyectado directamente en la órbita geoestacionaria de transferencia (*GTO*). En este procedimiento el "orbitador" debe de proveer al satélite la suficiente velocidad en el perigeo de una órbita elíptica en la que su altura de perigeo sea la misma altura del punto de inyección a la órbita geoestacionaria y que su altura de apogeo sea la de la órbita geoestacionaria del satélite. Este es procedimiento utilizado por los orbitadores convencionales como el Ariane, el Delta y el Atlas Centauro.

3.- El orbitador por sí mismo puede inyectar al satélite directamente en la órbita geoestacionaria (*GEO*). En este procedimiento el orbitador provee los incrementos de velocidad requeridos para provocar que el satélite (y la última etapa del orbitador) se muevan a la órbita de transferencia y que lleve la velocidad necesaria para circular la órbita geoestacionaria. Este procedimiento es utilizado por orbitadores tales como el orbitador americano Titán 3 y por el orbitador soviético tipo Protón.

2.2 CALCULO DE LOS INCREMENTOS DE VELOCIDAD.

2.2.1 Velocidad orbital.

La relación $V^2 = 2\mu / a$ permite calcular las velocidades en el perigeo y en el apogeo de la órbita de transferencia, en donde:

-a es el semi eje mayor de la elipse

- μ es la constante gravitacional de la tierra ($\mu = 398,603 \text{ Km}^3 / \text{s}^2$)

-r es la distancia del centro de la tierra a un punto relacionado con la elipse que se mueve a una velocidad V . El semi eje mayor de la elipse tiene un valor que esta definido por:

$$a = [(h_p + h_a) / 2] + R_e$$

en donde h_p y h_a son las altitudes de apogeo y de perigeo y R_e es el radio terrestre igual a 6378 Km. Tomando 200 Km. de altitud de perigeo.

$$a = (200 + 35786) / 2 + 6378 = 24372 \text{ Km}$$

por lo tanto:

- En el perigeo $r_p = 6578 \text{ Km}$. $V_p = 10234 \text{ m/s}$

- En el apogeo $r_a = 42166 \text{ km}$. $V_a = 1597 \text{ m/s}$

2.2.2 Inyección directa del satélite en la órbita de transferencia.

La mayoría de los orbitadores convencionales inyectan al satélite en el perigeo de la órbita de transferencia. La misión del orbitador es llevar al satélite a la altitud h_p requerida con un vector velocidad paralelo a la tierra y llevar una velocidad V_p en el perigeo.

la inyección de velocidad requerida esta dada por:

$$V_p = \sqrt{\left[\frac{2\mu}{(R_e + h_p)} - \left(\frac{\mu}{a} \right) \right]} \quad (\text{m/s})$$

2.2.3 - incrementos de velocidad coplanar.

Se puede asumir que órbitas sucesivas se encuentran en el mismo plano, los incrementos de velocidad requeridos para pasar de una órbita a otra es igual a la diferencia entre la velocidad del satélite en la órbita final y la velocidad de la órbita inicial.

Para pasar de la órbita de transferencia a la órbita geostacionaria , debido a que la velocidad de la órbita geostacionaria es de 3075 m/s y la velocidad de la órbita de transferencia es de 1597 m/s , el incremento de velocidad ΔV esta dado por:

$$\Delta V = 3075 - 1597 \text{ m/s}$$

$$\Delta V = 1478 \text{ m/s}$$

2.2.4 - mínima inclinación de la órbita inicial provista por el orbitador.

Un vehículo de lanzamiento despegue de una base de lanzamiento y sigue una trayectoria en un plano que contiene al centro de la tierra y que está caracterizado por un ángulo que forma con la proyección en el plano horizontal del vector velocidad en la dirección del norte, la inclinación de la órbita obtenida es mayor ó igual a la latitud de la base de lanzamiento si la trayectoria del vehículo de lanzamiento es planar. La mínima inclinación que es igual a la latitud de la base de lanzamiento se obtiene con un ángulo de 90° , que es para lanzamientos que van en dirección del este. Un lanzamiento con dirección al este presenta grandes beneficios al tomar la velocidad introducida por el movimiento de rotación de la tierra, las velocidades calculadas para las órbitas son velocidades absolutas con referencia al espacio fijo. Se debe de notar que la velocidad inducida por la rotación de la tierra , en algunos casos puede ser una desventaja , particularmente cuando se desean órbitas polares con una inclinación mayor de 90° . Entonces es necesario proveer de energía adicional al vehículo de lanzamiento que se convierte en mayor mientras la latitud de la base de lanzamiento se reduzca.

Sin una maniobra que cambie al orbitador a un plano con inclinación cero (plano ecuatorial) sería necesario que la base de lanzamiento se encontrara situada en el Ecuador. Esto ocasionaría que la componente de velocidad inducida por la rotación de la tierra sería máxima. Si la latitud de la base de lanzamiento es distinta a cero se debe de realizar la maniobra de corrección.

Por ejemplo, para un lanzamiento desde el centro espacial Kennedy en Cabo Cañaveral en Florida, que tiene una latitud de 28° , la órbita no debe de ser inclinada a menos de 28° . Para un lanzamiento desde la base Kourou en la Guyana, que tiene una latitud de 5.3° , la inclinación no debe de ser menor de 5.3° .

2.2.5 El principio de la estrategia de corrección.

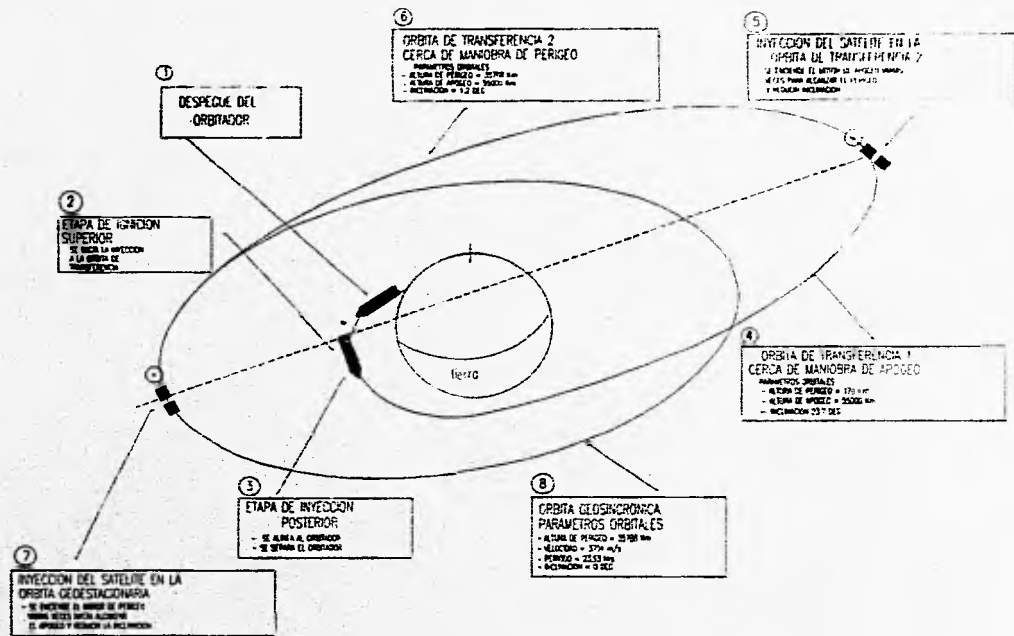
Considerando la órbita de transferencia en la cual se coloca el satélite por medio de un orbitador tradicional. El plano de la órbita de transferencia está definido por el centro de la tierra y el vector velocidad en un instante dado; la inclinación de esta órbita está definida por el ángulo entre el plano de la órbita y el plano ecuatorial.

La corrección de la inclinación, que es transferir el satélite de el plano de la órbita de transferencia al plano ecuatorial, se requiere que los incrementos de velocidad se apliquen cuando el satélite pase a través de uno de los nodos de la órbita tal que el vector velocidad resultante se encuentre sobre el plano ecuatorial, al final la órbita resultante debe de ser el plano ecuatorial que tiene inclinación de cero grados. Esta maniobra solo se puede realizar en los nodos de las órbitas.

2.2.6 Procedimientos basados en tres impulsos

El procedimiento de Hohmann es óptimo para transferencia entre órbitas coplanares circulares usando dos incrementos de velocidad. Cuando el radio entre el radio de las órbitas finales e iniciales es largo (mayor de 12) , un procedimiento llamado bi-elíptico , que usa tres incrementos de velocidad es mas económico. La misma situación sucede para radios menores (del orden de 6, que son característicos para órbitas de transferencia geoestacionarias). Cuando la inclinación cambia y excede los 40°, entonces este procedimiento se debe de aplicar para bases de lanzamiento que se encuentren a gran latitud , este procedimiento consiste en inyectar al satélite en una órbita de transferencia en la que su altura de apogeo es mayor que la de la órbita geoestacionaria (FIGURA 2.2) (órbita supersíncrona de transferencia). En el apogeo de esta órbita de transferencia , se lleva a cabo una maniobra que corrige la inclinación e incrementa la altitud del perigeo tal que se logre la órbita geoestacionaria del satélite . Esta maniobra requiere incrementos de velocidad menores que los requeridos para la misma operación en la órbita geoestacionaria . Al final los incrementos de velocidad reducen la altitud de apogeo a la de los satélites geoestacionarios . Este procedimiento es también de interés debido a que reduce los requerimientos de combustible necesarios para el impulso de apogeo, lo que incrementa el tiempo de vida del satélite .

FIG 2.2



2.2.7 Incrementos de velocidad no impulsivos.

Los procedimientos mostrados anteriormente asumen que los incrementos de velocidad impulsivos se aplican en ciertos puntos de la órbita (impulso quiere decir que se prenden los motores durante un periodo de tiempo muy reducido). Es obvio pensar que la cantidad de combustible que se requiere para este tipo de maniobras es grande y por lo tanto es necesario que el empuje del motor sea muy grande, mientras que el tiempo que el motor debe permanecer encendido es muy corto.

Por otra parte, con motores que utilizan dos tipos de combustibles, el empuje se limita solo a unos cuantos cientos de newtons (típicamente de 400 o 490) y el tiempo de combustión para la corrección de la inclinación y la maniobra de "circularización" en el apogeo de la órbita de transferencia puede ser del orden de cientos de minutos. Durante dicho empuje, el satélite se mueve significativamente en la órbita y por lo tanto no permanece cerca del apogeo; esto reduce la eficiencia de la maniobra. Esta pérdida de eficiencia causa que una cantidad extra de combustible tenga que ser utilizada en comparación con la cantidad que se requeriría para una maniobra de tipo impulsiva.

El primer paso para reducir la pérdida de eficiencia se obtiene encendiendo el motor antes de que el satélite alcance el apogeo, de esta manera el tiempo de combustión se extiende sobre una sección de la órbita que es simétrica con respecto al apogeo.

El uso de dos técnicas permiten que la pérdida de eficiencia se reduzca de tal manera que se pueda acercar al satélite lo mas cerca posible del punto de transferencia para que se realice una maniobra de tipo impulsivo, dichas técnicas son:

- 1-Control de la dirección del impulso de tal manera que esta siempre permanezca paralela a la órbita .
- 2- Subdividir los incrementos de velocidad en muchas maniobras.

En adición con la orientación del impulso, dos técnicas pueden ser consideradas durante la operación del motor de apogeo:

- 1- Conservación con ejes inerciales del impulso de dirección que permanece fijo en el espacio.
- 2- Orientación del impulso direccional con el desplazamiento del satélite.

La orientación del impulso de dirección en el espacio se puede obtener fácilmente haciendo girar al satélite sobre su eje mecánico en el cual el motor esta montado. Este eje hubo de ser orientado con anterioridad en la dirección necesitada.

A cierta distancia del apogeo, la orientación del motor de empuje no es sino aquella que el vector velocidad y la eficiencia se reduce.

La rotación del empuje para que este permanezca alineado con el vector velocidad requiere un control efectivo de la altitud del satélite. La eficiencia de la maniobra se incrementa entonces y alcanza el 99.5% con respecto a la maniobra de impulso.

Además , una eficiencia que se aproxima a la de la maniobra de impulso se obtiene subdividiendo los incrementos de velocidad que se requieren para la circularización y la corrección de la inclinación en muchas maniobras. Pasar de la órbita de transferencia a la órbita geostacionaria se logra por medio de varios incrementos en la altitud de perigeo usando disparos cortos del motor de poca duración haciendo que el satélite pase por el apogeo de las órbitas intermedias. **LA FIGURA 2.3** muestra dicho procedimiento.

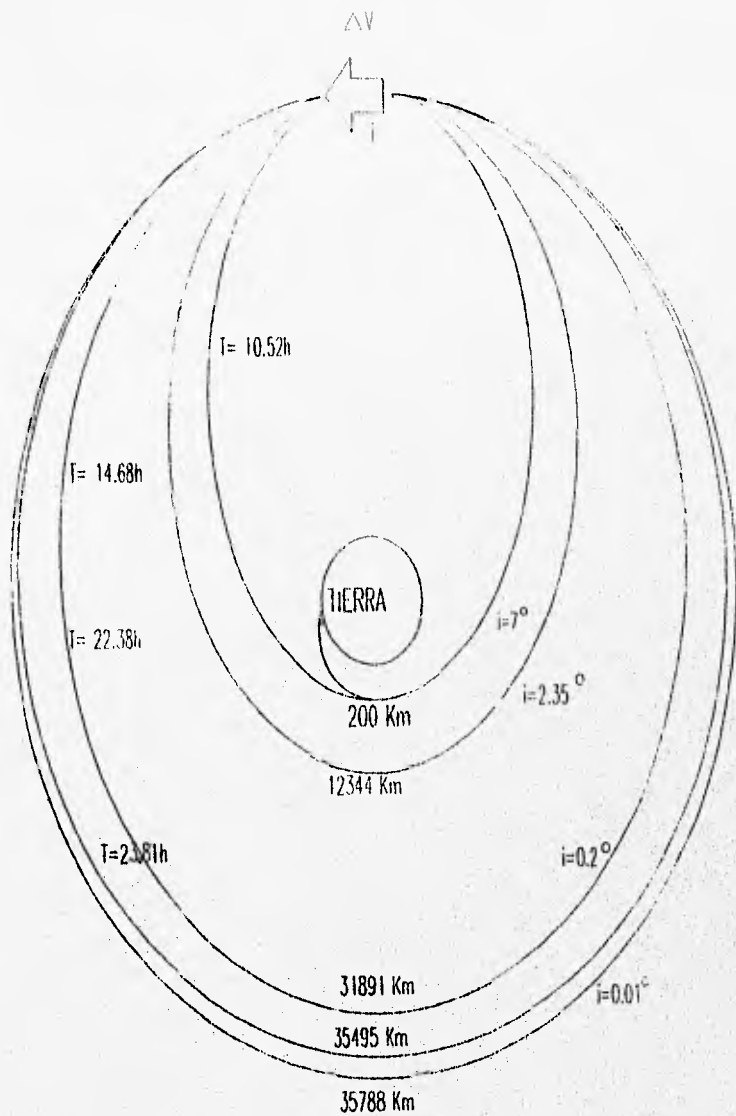


FIG 2.3

Las ventajas de utilizar impulsos múltiples son :

- 1.- Debido a que la porción de órbita en la que el satélite va a ser insertado se reduce con cada maniobra, se logra que la eficiencia se incremente.
- 2.- El motor de impulso puede ser calibrado durante la primera operación permitiendo que este se vuelva más preciso para maniobras posteriores.
- 3.- Se puede lograr la optimización de maniobras sucesivas tomando en cuenta los errores y variaciones de los impulsos previos.
- 4.- Variando la amplitud y la fecha de los impulsos, es posible combinar la operación de la circularización y la corrección de la inclinación. Esto permite que la cantidad de combustible consumido para estas operaciones se minimice.

Entre cada maniobra, el satélite desarrolla por lo menos dos revoluciones en órbita, lo que permite que los parámetros orbitales se puedan determinar precisamente.

2.3 - El motor de apogeo (o de perigeo).

Los incrementos de velocidad requeridos para los cambios de órbita, cuando no son provistos por el orbitador, son provistos por los llamados motores de apogeo o de perigeo según sea el caso. Debido a que los incrementos de velocidad que se deben de proveer son largos, el empuje proporcionado por el motor debe de ser muy grande y el tiempo de combustión debe de ser corto. Las tecnologías que permiten que se obtengan grandes empujes en periodos de tiempo muy cortos son de **propelente sólido** y los bi-propelentes.

2.3.1 Impulsores de propelente sólido.

Los motores de propulsión sólida son la tecnología convencional utilizada para los motores de apogeo y para las etapas de transferencia que se encuentran unidas a él.

Un motor de propelente sólido consiste en una mezcla de oxidantes con algún combustible en forma sólida en este caso de Titanio o de algún material compuesto (un epoxico impregnado con Kevlar) que comunica al exterior por medio de un surtidor. (La FIGURA 2.4 muestra un motor de este tipo) El surtidor generalmente esta hecho con un esqueleto de fibra de carbono o de algún substrato que sirve de refuerzo y de matriz de carbón que asegura la unión de las fibras. Este material puede soportar temperaturas muy altas que se encuentran alrededor de los 3500°C y además presenta una gran resistencia a la distorsión y es de muy baja densidad.

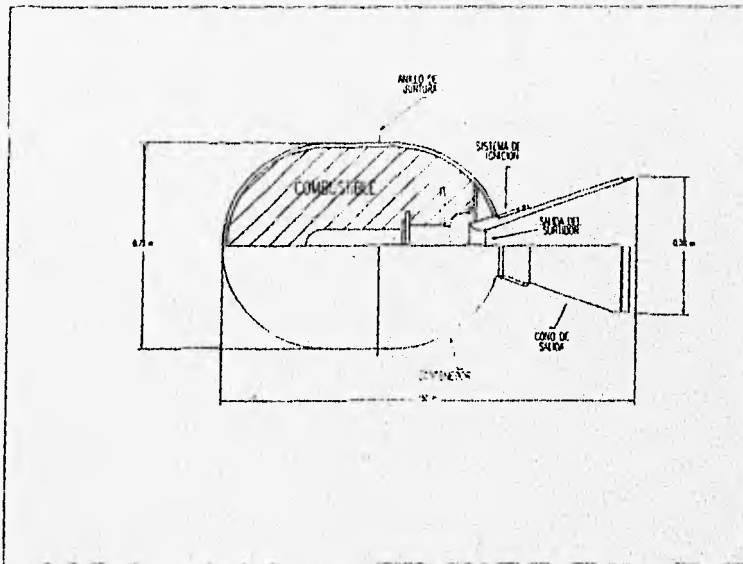


FIG.2.4

El propelente en grano usa un combustible con altos porcentajes de carboxidos de polibutadieno o de algún tipo de hidróxido. Polvo de aluminio se utiliza como acelerador de la combustión. Se provee de protección en la superficie interior del propulsor antes de mezclar el grano para proteger al propulsor durante la combustión. El bloque del combustible que se obtiene después de la solidificación es maquinado de tal manera que se coloca en un tubo de metal en el que la combustión se propaga de muy fácilmente. La forma que se da a este tubo determina la variación de combustible que se encuentra disponible para la combustión y es el que da las condiciones de desempeño del motor. La mezcla se enciende por un controlador eléctrico que se encuentra en la parte trasera del surtidor o cerca del cuello del surtidor.

2.3.2 Motores de bipropelente líquido.

Estos motores utilizan propelentes de líquidos *hypergolicos* que generan gases calientes debidos a la combustión que se expanden en un surtidor divergente.

Para los motores de satélites se utiliza generalmente una combinación de tetroxido de nitrógeno (N_2O_4 o NTO) como oxidante y monomethylhydrazina ($CH_3NH.NH_2$ o MMH) como combustible, que permite obtener temperaturas del orden de los $3000^{\circ}C$ y los empujes que se obtienen son del orden de los 400N a los 490N.

El impulso específico es del orden de 310 a 320N en condiciones nominales en el que una mezcla promedio de propelente genera la presión adecuada al motor. La mezcla promedio esta definida como el promedio de masa de oxidante de la masa de combustible inyectada en la cámara de combustión en una unidad de tiempo. Este promedio en el impulso específico debe de ser optimizado para obtener el máximo valor de impulso como función de la combustión química de los propelentes. Para este tipo de propelentes se pueda surtir de una manera adecuada se

utiliza gas presurizado (helio) almacenado a gran presión (200 bar) en una reserva. Este gas , después de haber pasado a través de un regulador de presión, fuerza a salir al propelente de los tanques del satélite a una presión constante (10 a 14 bar) durante la operación.

Se esta pensando en utilizar bombas eléctricas para alimentar al motor. Las bombas permitirían que la masa del sistema de propulsión se redujera considerablemente debido a la eliminación de la reserva presurizada de helio y una reducción de la masa de los tanques de propelente.

La energía eléctrica necesaria para que dichas bombas operaran se podría proporcionar por medio de un generador solar o por las baterías del satélite.

El uso de propulsores bi-propelentes para el motor de apogeo genera un sistema de propulsión bastante fiable; esto permite que la masa se reduzca en comparación con la combinación de un motor de apogeo de combustible sólido y un sistema de propulsión para la altitud y el control orbital que funciona por medio de descomposición catalítica. Además permite que el exceso de propelente que no se utilizó durante el impulso de apogeo nominal pueda ser usado para su control orbital, permitiendo incrementar el tiempo de vida del satélite.

CAPITULO 3.

INYECCIÓN EN ÓRBITA DE SATÉLITES USANDO VEHÍCULOS EXPANDIBLES DE LANZAMIENTO.

La instalación de un satélite geoestacionario en órbita usando un orbitador que se separa en varias etapas está dividido en las tres siguientes fases:

- 1.- Fase de lanzamiento.
- 2.- fase de transferencia.
- 3.- Fase de posicionamiento.

3.1 FASE DE LANZAMIENTO:

Desde el momento del despegue del orbitador, hasta el momento en que el satélite se inyecta en el perigeo de la órbita de transferencia, el orbitador permite que el satélite desarrolle las siguientes funciones nominales:

- 1.- Se incrementa la altitud del satélite, lo que le permite alcanzar la altitud de perigeo.
- 2.- Se coloca al satélite en un lugar seguro, lo cual protege al satélite mientras este pasa a través de las capas más densas de la atmósfera.
- 3.- Permite que el satélite sea inyectado en una trayectoria que intersecta al plano ecuatorial que es paralelo a la superficie de la tierra con la velocidad necesaria para pasar por el perigeo de la órbita de transferencia.

La FIG 3.1 ilustra el proceso de colocación del satélite por medio de un orbitador de tipo Ariane

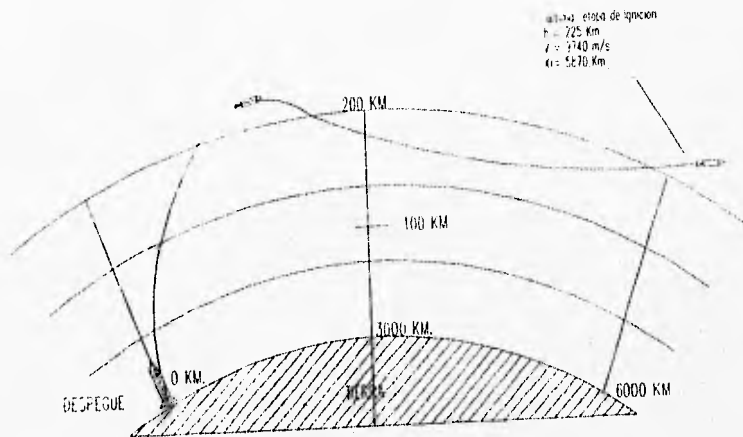


FIG 3.1

Se puede observar que la trayectoria del satélite es tal que el punto de inyección del satélite se alcanza a una altura aproximada de 200 Km.

En cada fase del vuelo se incrementa la aceleración del orbitador por la acción que los motores de cada fase ejercen sobre su propia etapa en función de la masa y a una velocidad en particular que al final serán las que definan la longitud de la trayectoria. Esta trayectoria debe de estar contenida entre la base de lanzamiento y alguna intersección con el plano ecuatorial. La optimización en el desarrollo de la trayectoria permite que esta se eleve sobre la altitud requerida, esto implica que se ganara energía potencial que permitirá al satélite ganar un poco de empuje extra que se usara después para lograr un incremento en la velocidad. Similarmante, la inyección en la órbita de transferencia se desarrollara en un punto debajo del de perigeo.

Se debe de notar también que el argumento de el perigeo de la órbita de transferencia no es de 180° pero es de alrededor de 178° . Esto ocasionara que el satélite gire en una órbita

incorrecta que se ira corrigiendo por medio de la maniobra de apogeo, pero dicho error se corregirá hasta que el satélite de 5.5 órbitas alrededor de la tierra (esto se tarda aproximadamente 2.5 días) y coincida con el nodo del plano ecuatorial (El argumento del perigeo es igual a 180° .)

3.2 FASE DE TRANSFERENCIA.

La fase de transferencia se inicia con la inyección en órbita de la última etapa del orbitador que es en la que se encuentra alojado el satélite en una órbita casi-geoestacionaria en el apogeo de la órbita de transferencia. En esta parte se permite que el satélite realice las siguientes funciones nominales:

- 1.- Separación del satélite en la etapa final.
- 2.- Determinación de la trayectoria y restauración de la órbita de transferencia requerida.
- 3.- Corrección de la orientación del satélite en función de la maniobra de apogeo.

Esta orientación se puede lograr ya sea haciendo girar al satélite sobre su eje (estabilización giroscópica) o por medio de la activación de un control de altitud utilizando sensores y actuadores (estabilización de triaxial).

Es de gran importancia obtener una órbita de transferencia en la que sus parámetros sean muy similares a los de la órbita nominal; la altitud en el apogeo debe de ser la de la órbita geoestacionaria y la línea apsidal debe de estar en el plano ecuatorial. Si este es el caso, el resultado después de la inyección en la órbita geoestacionaria será una órbita con excentricidad diferente de cero y se deberá de corregir la inclinación del satélite usando sus actuadores, lo que ocasionara un gran gasto de combustible que reducirá el tiempo de vida del satélite.

3.3 FASE DE POSICIONAMIENTO:

La fase de posicionamiento se inicia con la circulación del satélite en una órbita contenida en el plano ecuatorial por medio del motor de apogeo, y termina con el posicionamiento del satélite en la órbita geoestacionaria. El motor de apogeo se debe disparar cuando el satélite se encuentre en línea con por lo menos 2 estaciones de control para lograr que dicha maniobra sea confiable.

Debido a la dispersión de los parámetros de la órbita de transferencia y de la maniobra de apogeo, la órbita final no es exactamente la de un satélite geoestacionario, la órbita final tiene una excentricidad diferente de cero y una pequeña inclinación que causa que el satélite se desvíe de su trayectoria, estos errores en la trayectoria se corrigen con ayuda de las estaciones terrenas y por medio de los motores de apogeo.

Una vez que el satélite se encuentra posicionado en la órbita geosíncrona, este se prueba antes de que entre en funcionamiento.

3.4 - INYECCIÓN EN ÓRBITAS DIFERENTES A LA GEOESTACIONARIA.

En los capítulos anteriores se ha podido observar que todos los satélites se colocan en una órbita llamada geoestacionaria que es la que utilizan todas los satélites de telecomunicaciones, esto no quiere decir que la órbita geoestacionaria sea la única que se utiliza para poder orbitar alrededor de la tierra, también existen otras órbitas que tienen propiedades muy útiles. El procedimiento para inyectar a un satélite en dichas órbitas depende del tipo de órbita que se quiera obtener.

3.4.1 INYECCIÓN EN ÓRBITAS DE TIPO POLAR.

Las órbitas polares son de interés para las comunicaciones debido a que los satélites son solamente visibles por un periodo de tiempo limitado en ciertas poblaciones de la superficie terrestre. Una constelación de satélites con fase apropiada (varios satélites en la misma órbita y diferentes planos orbitales, con lo que se logra un apropiado índice de ascenso de todos los satélites) que permite una cobertura continua de la tierra. La inyección del satélite en una órbita con una inclinación deseada se logra poniendo el ángulo de lanzamiento como función de la latitud de la base de lanzamiento. Para órbitas de baja altitud (varios cientos de kilómetros) se puede inyectar directamente al satélite en su órbita final. Para órbitas circulares de gran altitud (varios miles de kilómetros) tiene que utilizar una órbita de transferencia para posicionar al satélite en su posición final.

3.4.2 - INYECCIÓN DE SATÉLITES EN ÓRBITAS ELÍPTICAS INCLINADAS.

Este procedimiento depende de la masa de el satélite que se quiera colocar en órbita y de la capacidad del orbitador.

Para satélites de gran masa que utilizan al orbitador a su máxima capacidad, se obtendrá una órbita con la inclinación deseada ajustando el ángulo de lanzamiento de acuerdo a las características de la órbita final, generalmente para lograr este tipo de órbitas se utilizan maniobras de dos o de tres impulsos, dicha maniobra se seleccionara según el tipo de órbita que se quiera lograr.

Para un satélite de masa limitada que no ocupa al orbitador a su máxima capacidad, se puede compartir al orbitador poniendo varios satélites dentro del orbitador, con lo que se reduce el

3.4.1 INYECCIÓN EN ÓRBITAS DE TIPO POLAR.

Las órbitas polares son de interés para las comunicaciones debido a que los satélites son solamente visibles por un periodo de tiempo limitado en ciertas poblaciones de la superficie terrestre. Una constelación de satélites con fase apropiada (varios satélites en la misma órbita y diferentes planos orbitales, con lo que se logra un apropiado índice de ascenso de todos los satélites) que permite una cobertura continua de la tierra. La inyección del satélite en una órbita con una inclinación deseada se logra poniendo el ángulo de lanzamiento como función de la latitud de la base de lanzamiento. Para órbitas de baja altitud (varios cientos de kilómetros) se puede inyectar directamente al satélite en su órbita final. Para órbitas circulares de gran altitud (varios miles de kilómetros) tiene que utilizar una órbita de transferencia para posicionar al satélite en su posición final.

3.4.2 - INYECCIÓN DE SATÉLITES EN ÓRBITAS ELÍPTICAS INCLINADAS.

Este procedimiento depende de la masa de el satélite que se quiera colocar en órbita y de la capacidad del orbitador.

Para satélites de gran masa que utilizan al orbitador a su máxima capacidad, se obtendrá una órbita con la inclinación deseada ajustando el ángulo de lanzamiento de acuerdo a las características de la órbita final, generalmente para lograr este tipo de órbitas se utilizan maniobras de dos o de tres impulsos, dicha maniobra se seleccionara según el tipo de órbita que se quiera lograr.

Para un satélite de masa limitada que no ocupa al orbitador a su máxima capacidad, se puede compartir al orbitador poniendo varios satélites dentro del orbitador, con lo que se reduce el

costo del lanzamiento, sin embargo todos los satélites que se coloquen con ese orbitador tendrán que tener forzosamente la misma inclinación . Es entonces necesario considerar procedimientos que permitan que la órbita elíptica inclinada se intersecte con una órbita de transferencia geostacionaria estándar provista por el orbitador, modificando la inclinación y la altura del apogeo y del perigeo

3.5 LA VENTANA DE LANZAMIENTO.

La ventana de lanzamiento especifica el periodo de tiempo cuando es posible realizar un lanzamiento, tomando en cuenta las siguientes restricciones:

- 1.- Permitir la determinación de la altitud con la precisión requerida(esto se hace tomando en consideración los rangos de la dirección de los ángulos del sol y de la tierra con respecto a los ejes del satélite , considerando que la tierra, el satélite y el sol no deben de estar alineados)
- 2.- Para evitar el saturamiento de los sensores o la desaparición de referencias durante las maniobras de apogeo (Esto se hace tomando en cuenta la posición del satélite con respecto al sol y con respecto a la posición y duración de los eclipses).
- 3.- Para asegurar el suministro de energía eléctrica (Esto se hace tomando en cuenta la posición del satélite con respecto al sol y a la posición de los eclipses.)
- 4.- Para asegurar el control térmico (Esto se hace tomando en cuenta la posición del satélite con respecto al sol y al numero y duración de los eclipses)
- 5.- Para asegurar las radiocomunicaciones entre el satélite y la estación de control durante las fases críticas (esto se hace tomando en cuenta las interferencias en el radio durante el amanecer y el anochecer.

Se puede deducir de la combinación de varias restricciones, los posibles periodos de tiempo o ventanas de lanzamiento en los que se puede lanzar un orbitador para que coloque un satélite en órbita logrando con esto que el satélite no se vea afectado por ninguno de los parámetros mencionados anteriormente, dicha ventana de lanzamiento se puede calcular para todos los días del año. La FIGURA 3.2 muestra la ventana de lanzamiento para un orbitador del tipo Ariane en la órbita geostacionarias

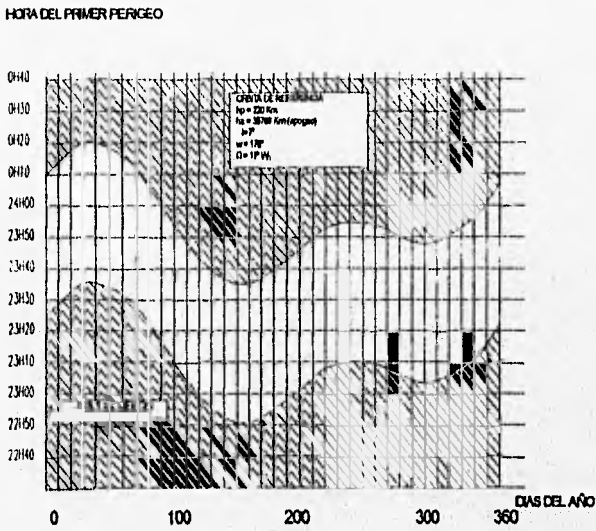


FIG 3.2

CAPITULO 4:

VEHÍCULOS DE LANZAMIENTO.

4.1 INTRODUCCIÓN.

El riesgo económico representado por la instalación de un sistema de telecomunicaciones ha generado una gran competencia entre los países para obtener el dominio en el campo de los vehículos de lanzamiento u orbitadores.

Para quedar libre de las restricciones impuestas por el único país que vendía vehículos de lanzamiento al principio de los años ochentas (Estados Unidos con los cohetes Delta y Atlas Centauro), algunos países industrializados como China , Japón y algunos países Europeos han desarrollado programas de orbitadores que permiten posicionar satélites en la órbita geoestacionaria.

Al mismo tiempo, los Estados Unidos se involucraron en un proyecto que tenía como objetivo desarrollar un orbitador recuperable y reutilizable con el objeto de reducir el costo de instalación en órbita (El transbordador Espacial) y con la idea de abandonar la producción de sus orbitadores convencionales. La tragedia de Challenger en Enero de 1985 , que suspendió la instalación en órbita de todos los satélites militares y de uso comercial por cerca de dos años y medio ocasiono que se revisara a fondo su programa espacial. La producción y desarrollo de sus orbitadores tradicionales fue subsecuentemente reiniciada. Además , la administración Regan decidió que el uso del orbitador espacial estaría reservado exclusivamente para su uso en misiones gubernamentales. También se propuso que las compañías que desarrollaran orbitadores de tipo comercial podrían comercializar sus servicios de lanzamiento y las instalaciones de varias bases de lanzamiento que eran parte del gobierno (Fuerza aérea y Nasa) fueron puestas a su disposición.

En 1983, la Unión Soviética se decidió a ofrecer sus servicios de su cohete Protón al mundo occidental para poner en órbita a los satélites Inmarsat 2. En 1985 la organización Licensistorg que estaba patrocinada por la agencia Glavkosmos decidió comercializar dicho orbitador y ofreció garantías con respecto a los problemas de transferencia de los países occidentales.

4.2 CHINA.

En 1986 China se decide a comercializar sus orbitadores llamados Long March. Las características de estos orbitadores están dados en la tabla 4.1 . El Long March 3 o LM-3 es un cohete de tres etapas que utiliza propelentes líquidos y que tiene una tercera etapa de tipo criogénico y es capaz de poner en órbita 1400 Kg. en la órbita de transferencia geoestacionaria con una inclinación de 31.1°. Una versión mejorada del orbitador (El LM 3-A) fue capaz de poner en órbita hasta 2.5 toneladas en la órbita de transferencia geoestacionaria en 1992, esta se debió al uso de una nueva etapa.

Un incremento en el desarrollo del orbitador de dos etapas LM-2c debido a la adición de 4 propulsores con gargantas más chicas, permitieron que el orbitador pudiera colocar hasta 8.6 toneladas en la órbita de transferencia geoestacionaria. El orbitador LM-4 difiere un poco del LM-3 por tener una tercera etapa diferente que está diseñada para inyectar 2.5 toneladas en una órbita polar.

La base principal de lanzamientos se encuentra en Llangshan cerca de Xhicag en la provincia de Sichuan (latitud 31.1°-N) . China tiene también una base espacial en el centro Chiu Chuan Space Center, cerca de Julquq (latitud 40.7°N) en la provincia de Gansu en las orillas del

desierto de Gobi. Se esta planeando la construcción de una tercera base al sur de Beijing para realizar los lanzamientos de satélites en órbitas polares.

Características del orbitador	LM-1(Long March 1)	LM-2 (Long March 2)	LM-3 (Long March 3)
Configuración General	3 Etapas	2 Etapas	3 Etapas
Peso	86.1 t	191 t	202 t
Longitud	29.45 m	31.65 m	43.25 m
Funcionamiento en	1970	1974	1984
Inclinación Orbital	70°	42°-63°	31.1°

tabla 4.1

4.3 EUROPA (ARIANE).

La familia de vehículos espaciales Ariane fue desarrollada por la agencia espacial europea. En julio de 1973, durante la conferencia espacial europea se decidió combinar la organización europea de desarrollo espacial (**ELDO**) y la organización europea de investigación espacial (**ESRO**) en una sola organización llamada Agencia Europea Espacial (**ESA**). Uno de los objetivos principales de la agencia fue desarrollar una serie de cohetes de tres etapas que permitieran la inyección de un satélite en la órbita geoestacionaria desde una órbita de transferencia, despegando desde la base de lanzamiento localizada en Kourou en la Guyana Francesa. Esta órbita podría ser obtenida con gran precisión guiando al vehículo de lanzamiento por medio de una computadora la cual usa información proporcionada por una unidad inercial. La dirección es provista por la orientación de uno de los motores principales de una de sus etapas, además un sistema de control de altitud permite a la tercera etapa y al satélite posicionarse en la altitud deseada antes de la separación. Esta maniobra se hace para reducir la cantidad de

propelente requerida para las últimas correcciones de la órbita del satélite. Este ahorro de combustible representa un incremento en el tiempo de vida del satélite que va de uno a tres años.

El primer lanzamiento del Ariane 1 se realizó el 24 de diciembre de 1979. Un programa de modificaciones menores de lanzamiento (adición de motores de propelente sólido, modificación de la cámara de combustión y cambios en la masa de propelente) permitieron que se desarrollara el Ariane 3, el cual fue lanzado por primera vez en agosto de 1984. La figura 4.2 muestra la evolución de la serie Ariane.

4.3.1 ARIANE 4.

El programa del Ariane 4 se desarrolló de acuerdo a lo decidido en enero de 1982. Fue el último de la familia y el caballo de batalla de la compañía Arianespace en la década de los 90's; el primer vuelo del Ariane 4 se realizó el 15 de junio de 1988.

Las mejoras en el desarrollo de éste orbitador se obtuvieron por medio de un incremento de la capacidad de la primera etapa y el uso adicional de motores más poderosos. Como consecuencia del uso de propulsores adicionales, el desarrollo nominal aumentó de 1.9 a 4.27 toneladas en la órbita de transferencia para satélites geoestacionarios cuyas altitudes en el perigeo y en el apogeo son 200 Km. y 35,786 Km. y una inclinación de 7°.

El programa de lanzamiento se inicia aproximadamente nueve semanas antes del primer lanzamiento con la transportación de los componentes del vehículo de lanzamiento desde Le Havre. El ensamblaje y las pruebas del vehículo requieren aproximadamente de cuatro semanas y trasladar el vehículo al área de lanzamiento toma aproximadamente dos semanas. Durante éste tiempo los satélites que van a poner en órbita son preparados y probados en edificios especiales

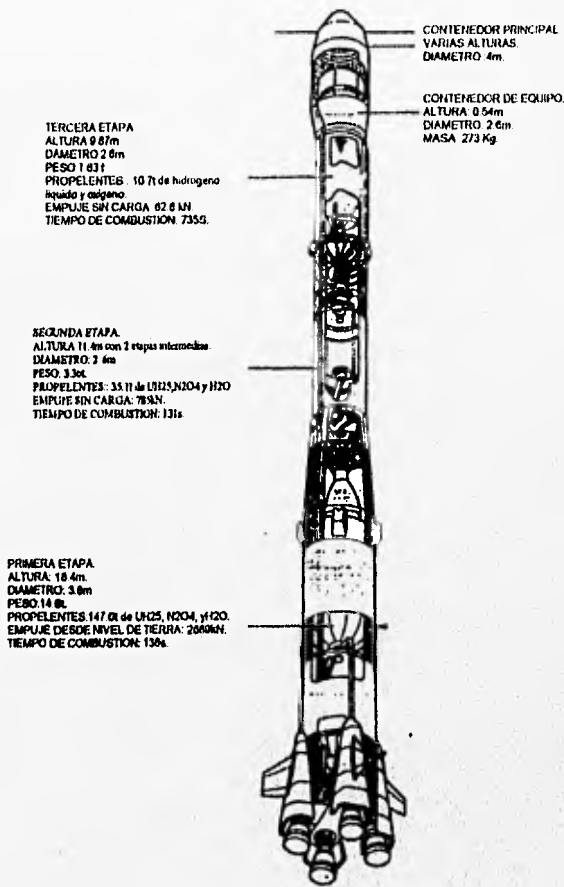


FIG 4.2

antes de almacenarlos en los contenedores del Ariane. Este proceso se lleva aproximadamente 5 días. La secuencia final del lanzamiento dura 38 horas que son divididas en los tres días previos al lanzamiento en las cuales se llenan los tanques de las diferentes etapas. Seis minutos antes del lanzamiento el control de las operaciones es tomado por las computadoras principales que chequean los parámetros del vehículo, controlan la separación de los brazos de propelente criogénico de la tercera etapa cuatro segundos antes del fin de la secuencia que termina con el comando para iniciar los motores de la primera etapa y los propulsores adicionales de propelente líquido. El vehículo de lanzamiento que era retenido por medio de tenazas se libera cuando los parámetros del motor son verificados 3.4 segundos después; cuando se encienden los motores de propelente sólido. La separación de los impulsores de propelente sólido ocurren después de 67 segundos y los de propelente líquido 146 segundos después. El vuelo del vehículo desde su despegue hasta la separación de la tercera etapa dura aproximadamente 18 minutos.

4.3.2 ARIANE 6.

El programa espacial Columbus generado para el desarrollo de una estructura orbital que estuviera formada por módulos y plataformas, que podrían ser automáticos o manuales, requeriría de la instalación y mantenimiento de dichos elementos, lo cual implicaría el desarrollo de una nueva aeronave con la compañía aeroespacial Hermes.

Por otra parte un número creciente de satélites con mayor masa han acaparado gran parte del mercado. Las misiones futuras están previstas para que los orbitadores puedan llevar satélites desde 2,500 Kg. hasta 4,000 Kg. en una órbita de transferencia geoestacionaria con un diámetro disponible del satélite del orden de 4.5 m (comparado con 3.85 m del Ariane 4). Para lograr la competitividad, el costo de lanzamiento debe reducirse a lo mínimo. Uno de los factores que

intervienen en la reducción de los costos es el uso de un orbitador lo suficientemente poderoso para poder lanzar varios satélites al mismo tiempo. Finalmente se requiere también que un orbitador comercial tenga el espacio suficiente para colocar en él al mayor número de satélites lo que haría al lanzamiento más económico.

El desarrollo del programa del Ariane 5, tomado en 1985 fue enfocado para responder a estos objetivos desarrollando un sistema automático que pusiera a los satélites en órbita.

Las características esperadas para un orbitador del tipo Ariane 5 son:

- 1.- Una capacidad total de 6,800 Kg. en la órbita de transferencia geostacionaria que puede ser para un solo satélite o para varios satélites adaptados en una plataforma de lanzamiento múltiple.
- 2.- Una capacidad en la órbita circular baja (550 Km., 28.5° de inclinación) de 18 toneladas a 21 toneladas.
- 3.- Inyección en la órbita del plano espacial de Hermes con una masa de 21 toneladas en una órbita circular.
- 4.- Utilizar un diámetro de satélite de hasta 4.57 m.
- 5.- Una confiabilidad del 98% de la misión.

La estructura adoptada por el Ariane 5 está compuesta de dos etapas propulsoras (Figura 4.3). La parte inferior es independiente de la misión y consiste de una unidad criogénica asistida por dos motores de propelente sólido que se utilizan únicamente para la operación de despegue. La parte principal lleva 155 toneladas de oxígeno líquido e hidrógeno y es expulsado por el propulsor de tipo vulcan en tan solo 615 segundos, lo que genera un impulso de 60 toneladas. Los propulsores adicionales queman sus 230 toneladas de propelente en 120 segundos mientras

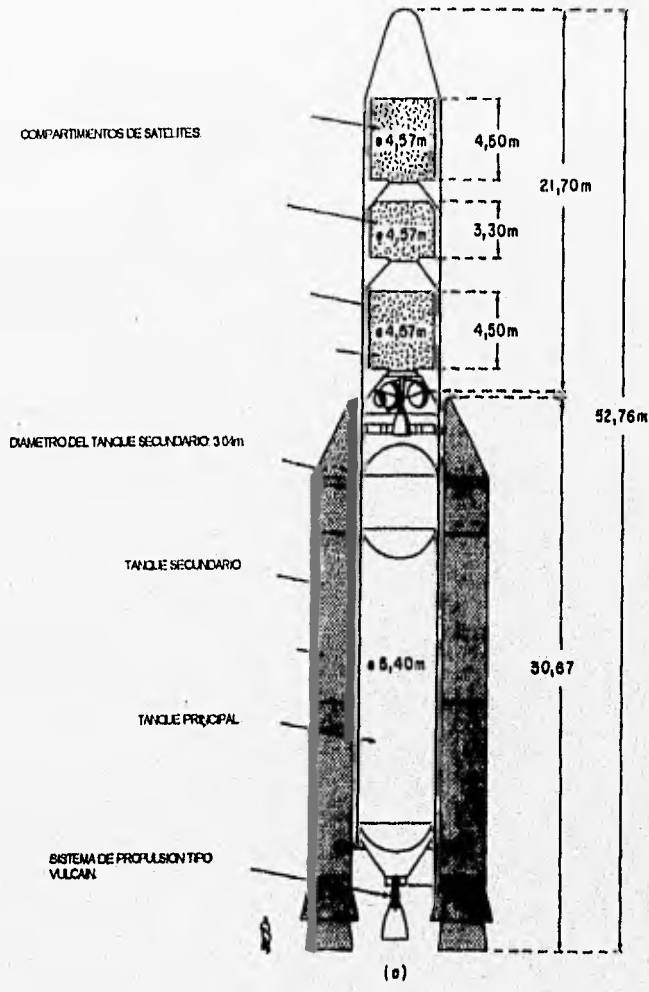


FIG 4.3

generan un empuje de 750 toneladas. La parte superior que es la que se lleva al plano de Hermes contiene una etapa de propelente líquido no criogénico y una estructura externa de soporte en caso de que lanzara tres satélites.

4.4 LOS ESTADOS UNIDOS.

Antes del inicio de la década de los 80's, los Estados Unidos tenían varios programas para orbitadores convencionales con una gran variedad de capacidades. En forma similar se estaba desarrollando un diferente sistema de transportación espacial que tenía la peculiaridad de que utilizaba unidades recuperables (El sistema de transportación espacial o transbordador espacial). La decisión de la **NASA** de abandonar los programas de orbitadores convencionales en 1984 a favor del transbordador espacial parecía poner fin a la mayoría de sus programas. El accidente del Challenger en enero de 1986 llevó a la NASA en ese mismo año a tomar la decisión de continuar con el desarrollo de orbitadores convencionales a fin de proveer un reemplazo para el lanzamiento de satélites militares y de satélites comerciales. De modo que durante 1987 varias compañías americanas se prepararon para el uso comercial de versiones mejoradas de sus viejos orbitadores con disponibilidad alrededor de 1989-1990 después de restaurar las líneas de producción de los componentes de los orbitadores.

4.4.1 DELTA.

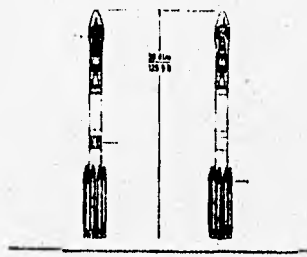
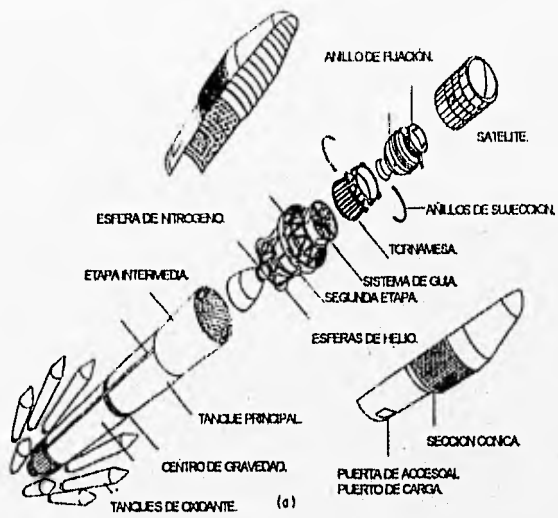
El programa del orbitador Delta, desarrollado por **Mc Donnell Douglas Astronautics Company (MDAC)**, se inició al final de los 50's. El primer lanzamiento del orbitador Delta se realizó en 1960; y tenía una capacidad de 54 Kg. en la órbita de transferencia geoestacionaria. Modificaciones posteriores permitieron el desarrollo del Delta 3920 PAM que en 1982 fue capaz de

inyectar 1,270 Kg. en la órbita geoestacionaria debido al uso particular de la etapa superior **PAM** (Motor de apogeo o perigeo) en la tercera etapa. En 1984, la NASA tomó la decisión de abandonar el programa pero debido a la escasez de medios de lanzamiento durante 1986, MDAC obtuvo un contrato para la fuerza aérea en 1987 para el desarrollo del programa Delta II. Al mismo tiempo MDAC se preparaba para proveer sus servicios de lanzamiento de modo comercial .

La estructura del orbitador Delta II se presenta en la figura 4.4. El primer lanzamiento del orbitador Delta 6925 que fue capaz de inyectar 1,447 Kg. en la órbita de transferencia geoestacionaria tomó lugar el 14 de febrero de 1989.

En comparación con el Delta 3920 PAM, el incremento de 164 Kg. en el desarrollo del Delta 6925 se obtuvo gracias al incremento de 06.5 toneladas en la capacidad de las reservas de la primera etapa, lo que generó un mayor desempeño. La segunda etapa permaneció sin cambios del mismo modo que la tercera etapa.

La dirección del cohete es generada por medio de una unidad inercial y una computadora localizada en la parte superior de la segunda etapa que controlaba el impulso y la orientación por medio del motor principal. Para la tercera etapa se implementó un sistema de rotación en el que el satélite es acoplado por medio de una tomamesa que genera la estabilización giroscópica del satélite durante los últimos 87 segundos de combustión.



(b)

FIG 4.4

4.4.2 ATLAS / CENTAURO.

El orbitador Atlas /Centauro desarrollado por General Dynamics también tiene una historia muy larga. El orbitador Atlas lanzo su primer satélite de comunicaciones en 1958.

La familia Atlas esta constituida por el Atlas H que es capaz de posicionar 1960 Kg. en órbita baja y el Atlas G que sirve como la primera etapa de Atlas / Centauro o Atlas 1. Dicho orbitador fue construido para su uso comercial por la compañía General Dynamics.(su primer vuelo comercial se realizo el 15 de julio de 1990.) Para realizar lanzamientos de satélites y todo lo relacionado a su lanzamiento por medio de un acuerdo que firmó con la NASA y la fuerza aérea, que le permitía utilizar las instalaciones del gobierno , así como las bases de lanzamiento en Cabo Cañaveral.

El atlas G con un diámetro de 3.05 m y una altura de 23 metro utiliza Keroseno y oxigeno líquidos como propelentes y genera un impulso de 1950 kN. Después de 2.5 min. de vuelo el orbitador se separa de los motores para deshacerse de peso y obtener el impulso suficiente con un solo motor. Esta fase continua hasta que se quema todo el propelente del cohete después de 285s. Es entonces cuando el Centauro se separa del Atlas. El Centauro tiene 2 motores criogénicos que queman hidrogeno y oxigeno y que desarrollan 147 kN. de impulso. Después de 325 seg. de operación los motores se detienen para la fase de aproximamiento que permite acercar al cohete al punto de inyección. Estos motores se vuelven a encender después para inyectar al satélite en la órbita de transferencia.

La dirección se genera por un sistema inercial que permite que se obtenga una inyección precisa. Este sistema permite que el satélite se lance en la órbita de transferencia con la altitud deseada .

La figura 4.5 muestra un cohete de este tipo.

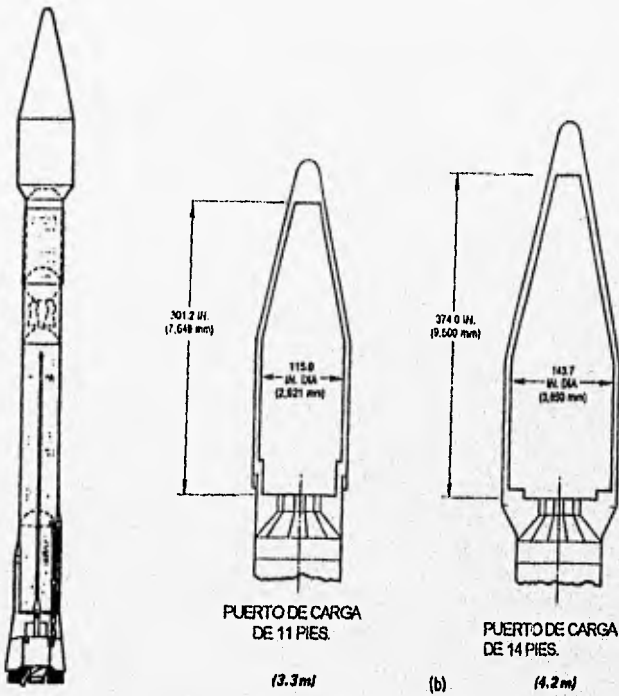


FIG 4.5

4.4.3 TITÁN.

Los cohetes de la serie Titán III han sido utilizados por la fuerza aérea norteamericana por más de 20 años y se originaron gracias al desarrollo de las series Titán I y Titán II que se utilizaron en 12 misiones para poner hombres en órbita, la serie Titán III se utiliza exclusivamente para propósitos militares. Se han desarrollado varias versiones del Titán III que están constituidos por dos etapas impulsoras que funcionan utilizando propelentes líquidos; las diferentes versiones del Titán difieren en las unidades de poder extra que utilizan para llegar a las diferentes órbitas.

Una de las últimas versiones del Titán es el modelo 34D que pesa 650 t al momento del despegue y es capaz de poner 15 toneladas en órbita circular baja y 4 toneladas en la órbita geoestacionaria de transferencia. La versión más poderosa de la serie Titán es el modelo Titán IV que es capaz de poner 20 t en órbita circular baja. Este cohete es diferente al Titán IV debido al hecho que este tiene los motores los motores de impulso más anchos y además su tanque principal es de mayor capacidad. Lo que le permite generar un impulso mayor y por lo tanto puede colocar satélites en órbitas de transferencia más altas.

Para la inyección de satélites en órbita de transferencia geoestacionaria el cohete comercial Titán III tiene una etapa de perigeo extra que es capaz de generar los incrementos de velocidad para transferir al cohete de su órbita nominal (150 x 260 Km. a 28,8°) a una órbita de transferencia de 180 x 35786 Km. Con una inclinación de 26,4°. El cohete comercial Titán III es compatible con la mayoría de las etapas de las series Titán I y II.

El cohete Titán III utiliza un diámetro máximo de satélite de 4m. Con una altura de 4m. Y es similar al del Ariane 4. Se puede realizar el lanzamiento simultáneo de dos satélites extendiendo el módulo principal a una longitud de 5.1m. con un diámetro de satélite de 4m.

La figura 4.6 muestra un cohete de este tipo.

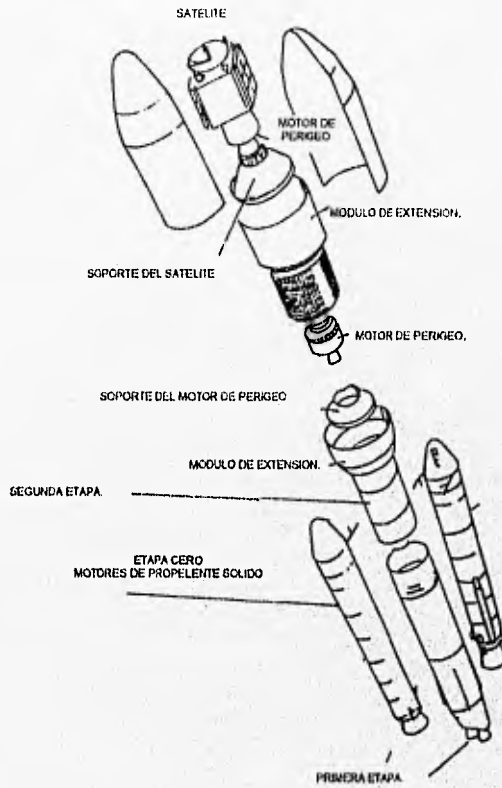


FIG 4.6

4.4.4 SISTEMA DE TRANSPORTACIÓN ESPACIAL. (TRANSBORDADOR ESPACIAL.)

El sistema de transportación espacial o transbordador espacial consta de tres partes principales:

- 1.- La aeronave espacial o orbitador que después de ponerse en órbita es capaz de atravesar las capas mas densas de la atmósfera y regresar a la superficie terrestre.
- 2.- Un enorme tanque externo de reserva no recuperable que contiene los propelente criogenicos (hidrogeno y oxigeno) que alimentan los tres motores principales (Cada uno genera un empuje de 200t).
- 3.- Dos motores de propelente sólido adicionales que generan un empuje de 1225 t.

La figura 4.7 muestra al transbordador espacial.

El primer lanzamiento del Columbia tuvo lugar el 12 de Abril de 1981, después se construyeron otros dos vehículos de la misma serie (el Challenger y el Discovery). Un dramático accidente que costo la vida de los 7 miembros de la tripulación del Challenger en Enero de 1986 debido a una fuga de combustible en uno de los tanque auxiliares forzó a rediseñar los motores auxiliares y a mejorar las condiciones de seguridad. Las misiones se reiniciaron en Octubre de 1988 con el Discovery.

Las grandes dimensiones del puerto de carga (18,3m. de largo y 4,6m de diámetro) y su gran capacidad de lanzamiento (29 t. En órbita circular a 300 Km.) permite posicionar grandes satélites en órbita y también permite considerar la idea de construir estaciones espaciales para misiones científicas o para las telecomunicaciones.

COHETES DE PROPELENTE SOLIDO

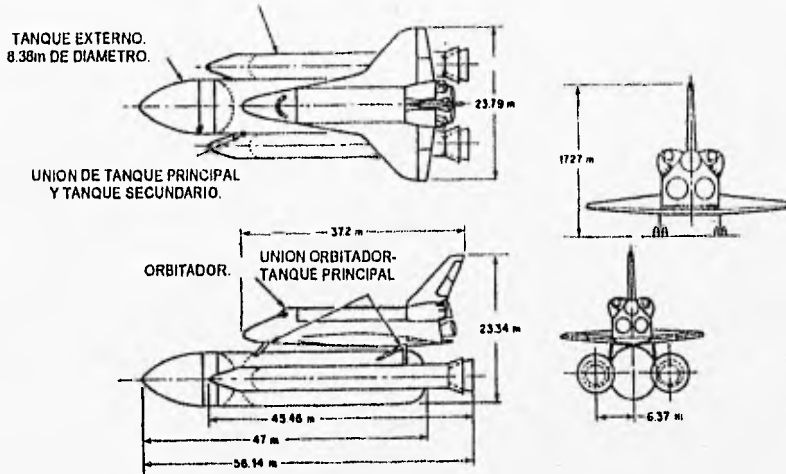


FIG 4.7.

Por otra parte, el transbordador espacial puede alcanzar únicamente una órbita circular baja (Su órbita nominal es de 300 Km.) y por lo tanto para poder posicionar los satélites en la órbita geostacionaria son necesarios dos grandes incrementos de velocidad.

Para posicionar un satélite en órbita desde el transbordador , lo primero que hay que hacer elevar la plataforma de el puerto de carga. Para expulsar el satélite se utiliza un dispositivo rotatorio que asegura la estabilización de la altura. Este método se conoce con el nombre " método frisbee " que consiste en colocar unas propelas al satélite que generan el movimiento de rotación para lograr la altitud de control. Finalmente un brazo mecánico puede extraer al satélite del puerto de carga y depositarlo en el exterior.

Por ultimo un sistema adecuado de propulsión permite al satélite alcanzar su órbita final.

4.5 LA UNIÓN SOVIÉTICA.

La Unión Soviética ha tenido diferentes series de cohetes, para diferentes capacidades y diversos usos.

La Unión Soviética tiene tres bases de lanzamiento. La mas vieja que se localiza en la provincia de Turytam se encuentra localizada a uno 2000 Km. Al sureste de Moscú con una latitud de 51.6°N. Esta base fue utilizada para lanzar al primer satélite artificial llamado **"Sputnik 1"**.

La base de lanzamientos mas compleja se encuentra en la provincia de Plesetsk, cerca de la frontera con Finlandia. Y la tercera base se encuentra en la provincia de Kaputsir Yar y se utiliza principalmente para disparar proyectiles de tipo militar.

4.5.2 SERIE A.

Esta serie que se utilizo para lanzar a los primeros Spulniks, estaba constituida por cohetes de 2 o de 3 etapas , de acuerdo a la versión , auxiliado por 4 propulsores adicionales . Los propelentes principales que utilizo esta serie fueron Queroseno y Oxigeno liquido para las primeras dos etapas e Hydrazina y Oxigeno liquido para la tercera etapa. Estos cohetes se armaban de forma horizontal. Este tipo de cohetes generaban un empuje de 7.5 t en órbita baja y hasta 2.4t en la órbita de transferencia geoestacionaria.

4.5.2 SERIE C.

Esta serie que siguió a una serie de cohetes de bajo desempeño (serie B - de 250 a 500 Kg. en órbita baja.), se usa para lanzar a los satélites de la serie científica Cosmos. Estos cohetes están constituidos de dos etapas de impulsión. Este tipo de cohetes puede poner alrededor de 1.5 t. En órbita baja.

4.5.3 SERIE D.

La serie D esta constituida de varios cohetes de gran capacidad que son capaces de poner hasta 27 t. En la órbita circular baja de acuerdo a su configuración. Las diferentes etapas de estos cohetes (que van desde 2 hasta 4 de acuerdo con la versión) utilizan propelentes líquidos. La primera etapa consta de un cuerpo central que contiene al oxidante y seis reservas auxiliares de combustible y de seis motores que se montan al final de las reservas auxiliares y que generan un empuje de hasta 150 t. Por 130 seg. La segunda etapa es impulsada por cuatro motores , cada motor genera un empuje de hasta 650 kN. . La tercera etapa utiliza un solo motor con cuatro salidas, esta etapa funcione aproximadamente por 140 seg. Estas etapas utilizan Hydrazina y Peróxido de Nitrógeno como propelentes.

La versión D1e o cohete Protón es usado para posicionar satélites en la órbita geoestacionaria. La unión Soviética decidió en 1983 ofrecer los servicios del cohete protón al mundo occidental para el lanzamiento de la serie de satélites Inmarsat II .

El cohete protón consta de cuatro etapas y mide 52 m. De altura . Su masa en el momento del despegue es del orden de 700 t. Las primeras tres etapas soportan a la cuarta que es en donde se encuentra el puerto de carga que es el que coloca al satélite a una altura de 200 Km. Con una

inclinación de 51.6°. La carta etapa de hecho funciona como la etapa de transferencia y utiliza Oxígeno líquido y Queroseno como propelentes.

El empuje del cohete Protón es capaz de inyectar una carga del orden de 2.5 t. Con un diámetro de satélite de 3.7m directamente en la órbita geostacionaria del satélite. La precisión del posicionamiento no es muy buena; la inclinación residual está estimada entre 0.1° y el error en el período puede ser de hasta 20 min.

4.15 COSTO DE INSTALACIÓN EN ÓRBITA.

Es bastante difícil poder estimar el costo del lanzamiento de un satélite, debido a que el costo depende del tipo de servicio que se quiera obtener, la eficiencia del cohete, las políticas comerciales de la compañía que ofrece sus servicios, etc.

El solo hecho de poder ocupar un lugar dentro de un cohete cuesta aproximadamente 120 millones de dólares, aparte hay que considerar una cantidad de 30,000 dólares por kg. de satélite al momento del despegue.

Debe de notarse el hecho de que faltaría mencionar muchísimas características que se toman en consideración para poder fijar el costo del lanzamiento como la inclinación de la órbita de transferencia, la precisión para poner al satélite en la órbita final, el número de satélites que van a ser lanzados, capacidad del contenedor del satélite, restricciones mecánicas etc. Todas estas consideraciones tienen un impacto bastante grande en el precio de lanzamiento.

CONCLUSIONES:

Las comunicaciones via satélite han alcanzado en la actualidad una etapa muy interesante en su desarrollo. Antiguamente, los satélites geoestacionarios solo eran utilizados para proporcionar el servicio de telecomunicaciones internacionales transoceánicas por medio de grandes antenas de entrada que estaban conectadas a las redes nacionales de comunicaciones. Hoy en día los satélites no solo se utilizan para lograr los enlaces de las telecomunicaciones internacionales, sino que también se han convertido en estaciones receptoras inteligentes que son capaces de procesar la información antes de mandarla a su lugar de destino, logrando con esto que se mejore la calidad de la información transmitida. Las fibras ópticas representan ahora un reto para los satélites debido a que la introducción de esta nueva tecnología ocasionara un cambio muy importante en lo que concierne a las rutas de acceso tradicionales, pero en lugar de anunciar la desaparición de las comunicaciones por satélite, han permitido desarrollar nuevos mercados para los cuales los satélites son la mejor opción. Los cambios principales que han ocurrido son la introducción de antenas más pequeñas para servicios nuevos tales como la recepción directa de televisión, de sistemas de negocios con aperturas muy pequeñas, y de terminales móviles para comunicaciones marítimas, aeronáuticas y también terrestres. La utilización de los satélites para la percepción remota de la superficie y el medio ambiente de la tierra aun se encuentra en su infancia y esta a punto de extenderse aceleradamente en el ambiente internacional. Todas estas nuevas y exitosas aplicaciones de las comunicaciones via satélite se han hecho posibles gracias al desarrollo de la tecnología. En el futuro, esto continuara con avances tales como el procesamiento de señales a bordo, enlaces entre satélites, y antenas desplegables de grandes dimensiones que haran posibles otras aplicaciones nuevas tales como las comunicaciones de persona a persona, quizá a principios del siglo veintiuno.

Otro aspecto que ha permitido el desarrollo de las telecomunicaciones via satélite ha sido el desarrollo de los orbitadores , en los que se ha aumentado considerablemente la capacidad de carga que los satelites pueden poner en órbita, permitiendo con esto que el costo de lanzamiento de un satélite se reduzca.

Es muy probable que en el futuro los orbitadores mejoren tanto en su desarrollo que tal vez para principios del siglo veintuno se pueda poner a un hombre sobre la superficie de Marte.

GLOSARIO:

APOGEO.- Maniobra que se utiliza para cambiar a un satélite de una órbita a otra, cambiando la inclinación de su órbita final.

CCITT.- Comité consultivo internacional telegráfico y telefónico. (Comité Consultatif International de Radio.)

CIRCULARIZACION.- Que rodea a la tierra.

ELDO.- Organización Europea de Desarrollo Espacial. (European Launcher Development Organization.)

ESA.- Agencia Espacial Europea (European Space Agency.)

ESRO.- Organización Europea de Desarrollo Espacial. (European Space Research Organization.)

GEO.- Órbita Geostacionaria Terrestre (Geostationary Earth Orbit.)

GEOESTACIONARIO.- que siempre se encuentra en un mismo punto con relación a la tierra.

GTO.- Órbita de transferencia geostacionaria. (Geostationary Transfer Orbit.)

HERTZ.- Unidad de frecuencia equivalente a un ciclo por segundo. Su símbolo es Hz.

HYPERGOLICO: Presenta ignición espontanea al contacto.

ITU.- Unión Internacional de Telecomunicaciones. (International Telecommunications Union.)

LEO.- Órbita baja (Low Earth Orbit)

MDAC.- Mc.Donnell Douglas Astronautics Company.

NASA.- National Aeronautics & Space Administration.

ÓRBITA GEOESTACIONARIA.- Órbita en la que se colocan la mayoría de los satélites de telecomunicaciones, en esta órbita los satélites se mueven a la misma velocidad de la tierra.

ÓRBITA.- Trayectoria que describe un astro alrededor de otro.

PAM.- Motor de apogeo o de perigeo. (Perigee Apogee Motor.)

PERIGEO.- Maniobra que se utiliza para cambiar a un satélite únicamente de una órbita a otra manteniendo su inclinación.

PROPELENTE.- Tipo de combustible de gran potencia que se utiliza en vehículos espaciales.

SATELITE.- Cuerpo de mediano o gran tamaño que se mueve alrededor de algún planeta bajo el efecto de la fuerza de atracción de los cuerpos

SPUTNIK.- Nombre, que en ruso significa satélite, dado por la URSS a la primera serie de naves espaciales que circundaron la tierra.

USUARIO.- Persona que usa ordinariamente una cosa.

VSAT.- Terminales de apertura muy pequeña (Very Small Apeiture Terminals.)

WARC.- Conferencia mundial de administración de radio.(World Administration Radio Conference.)

BIBLIOGRAFIA.

1.-DIGITAL COMMUNICATIONS.

SATELLITE AND EARTH STATION ENGINEERING.

DR. KAMILO FEHER.

PRENTICE HALL.

2.-WORLD SATELLITE COMINICATIONS.

BRIAN ACKROYD.

B.S.P. PROFFESIONAL BOOKS.

FIRST EDITION.

3.-SATELLITE COMMUNICATIONS SYSTEMS.

G.MARAL AND M. BOUSQUET.

JOHN WILEY AND SONS.

FIRST AND SECOND EDITIONS.

4.-SATELLITE COMMUNICATIONS SYSTEMS DESIGN.

SEBASTIAN TIRRO.

PLENUM PRESS.

SECOND EDITION.

5.- SATELITES DE COMUNICACIONES.

RODOLFO NERI VELA.

Mc. GRAW-HILL.

PRIMERA EDICION.

6.- SATELLITE COMMUNICATIONS.

TIMOTHY PRATT AND CHARLES W. BASTIAN.

JOHN WILEY AND SONS.

PRIMERA EDICION.

7.- ENCYCLOPEDIA OF TELECOMMUNICATIONS.

RABERT A. MEYERS, EDITOR TRW, INC.

ACADEMIC PRESS, INC.