



134
21

UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA DE MEXICO
FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES
CUAUTITLAN

COMUNICACIONES.
"LANZAMIENTO Y POSICIONAMIENTO DE
SATELITES EN ORBITA GEOESTACIONARIA"

TRABAJO DE SEMINARIO
QUE PARA OBTENER EL TITULO DE
INGENIERA MECANICA ELECTRICISTA
P R E S E N T A :
MARIA ESTELA PEREZ HERNANDEZ

ASESOR: ING. JUAN GONZALEZ VEGA

CUAUTITLAN IZCALLI, EDO. DE MEX.

TESIS CON
FALLA DE ORIGEN

1997



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
AUTÓNOMA DE
MÉXICO

FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES CUAUTITLÁN
UNIDAD DE LA ADMINISTRACIÓN ESCOLAR
DEPARTAMENTO DE EXÁMENES PROFESIONALES

FACULTAD DE ESTUDIOS
SUPERIORES CUAUTITLÁN

DR. JAIME KELLER TORRES
DIRECTOR DE LA FES-CUAUTITLÁN
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-Cuautilán, nos permitimos comunicar a usted que revisamos el Trabajo de Seminario:

Comunicaciones: "Transmisión y posicionamiento de satélites en órbita geostacionaria".

que presenta la pasante: Miriam Hernández Marfa Estela
con número de cuenta: 8833026-7 para obtener el Título de:
Ingeniera Mecánica Eléctrica

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

A T E N T A M E N T E .

"POR MI RAZA HABLARA EL ESPIRITU"

Cuautilán local, Edo. de México, a 28 de Noviembre de 19 96

MODULO:	PROFESOR:	FIRMA:
<u>I</u>	<u>Ing. Domingo Tallón López</u>	<u>[Firma]</u>
<u>II</u>	<u>Ing. Juan González Vega</u>	<u>[Firma]</u>
<u>III</u>	<u>Ing. Alfonso Contreras Márquez</u>	<u>[Firma]</u>

DEP/VBOSEN

INDICE

INTRODUCCION	1
---------------------------	----------

Capítulo 1: CARACTERISTICAS DE UN SISTEMA DE COMUNICACIONES VIA SATELITE	3
---	----------

1.1 Componentes del sistema de comunicaciones via satélite	3
1.2 Antecedentes	6
1.3 Evolución de los sistemas de comunicaciones via satélite	8
1.4 Componentes básicos de un satélite	10
1.5 Satélites activos y pasivos	12
1.6 Servicios de comunicaciones	13
1.7 Operadores de satélites	15

Capítulo 2: LANZAMIENTO Y POSICIONAMIENTO DE UN SATELITE EN ORBITA GEOESTACIONARIA	17
---	-----------

2.1 Orbits geoestacionaria	17
2.1.1 Posición orbital	21
2.2 Otros tipos de órbitas terrestres	24
2.3 Porqué se mantienen los satélites en el espacio	27
2.4 Métodos para poner en órbita satélites geoestacionarios	29
2.4.1 Inyección directa en órbita geoestacionaria	30
2.4.2 Inyección inicial en órbita elíptica	30
2.4.3 Inyección inicial en órbita circular baja	34
2.5 Mantenimiento de la posición y orientación del satélite geoestacionario ...	42

Capítulo 3: PROPULSION	46
Generalidades	46
3.1 Sistemas de propulsión	48
3.1.1 Propulsores de reacción química	48
3.1.2 Propulsores sin reacción química	51
3.2 Impulso específico	51
3.3 Propelentes	52
3.3.1 Propelentes líquidos	52
3.3.2 Propelentes sólidos	53
3.3.3 Propelentes híbridos	54
3.4 Tecnología del impulsor de propelentes sólido	55
3.5 Motor de propelente líquido	57
3.6 Sistema de propulsión del satélite	58
Capítulo 4: VEHICULOS DE LANZAMIENTO	60
Generalidades	60
4.1 Vehículos expandibles de lanzamiento (ELV)	61
4.2 Vehículos para carga pesada	62
4.3 El transbordador espacial	62
4.4 Series de vehículos de lanzamiento	66
4.4.1 Ariane	66
4.4.2 Atlas /Centaurus	68
4.4.3 Delta	70
4.4.4 Titán	72

4.4.5 Cohetes soviéticos	72
4.4.6 Vehículos de China y Japón	73
4.5 Sitios de lanzamiento	74
4.6 Secuencia del ascenso de un vehículo de lanzamiento	76
CONCLUSIONES	78
GLOSARIO	80
BIBLIOGRAFIA	82

INTRODUCCION

La transmisión vía satélite no constituye una idea nueva en el campo de las telecomunicaciones, si no que ya en la década de los sesentas se empezó a utilizar a los satélites artificiales (geoestacionarios o no) como repetidores de señal .

Sabiendo que las señales de un sistema tradicional de radiocomunicaciones (microondas) se propagan en línea recta, nos podemos dar cuenta que deben existir estaciones terrestres repetidoras al surgir algún obstáculo en la comunicación; siendo esto una limitante para los requerimientos de las telecomunicaciones a grandes distancias (por ejemplo entre continentes). Es por eso que los satélites para comunicaciones facilita las transmisiones interoceánicas , ya que actúan como estaciones repetidoras en el espacio.

Los satélites artificiales tienen aún una historia más antigua. La idea de un sistema de comunicación mundial, concebida en los cuarentas, que permitiese a cualquier individuo conectarse con cualquier otra persona en el planeta sin importar la distancia es ahora una realidad; tanto que en nuestros días, prácticamente se puede decir que nuestro planeta se encuentra ya rodeado por un anillo de satélites artificiales que iluminan total y constantemente toda la superficie terrestre, permitiendo el intercambio continuo de conversaciones telefónicas, transmisión de datos, programas de televisión y radio, etc.

El curso de los satélites artificiales alrededor de la tierra implica un proceso muy importante y al mismo tiempo fascinante.

Cuestiones como qué, es un satélite, cómo se lanza, cuál es su trayectoria y su caída despiertan mi interés. Es por ello que presento ,éste trabajo, cuyo objetivo es precisamente ilustrar dicho proceso.

El presente trabajo consta de cuatro capítulos de los cuales, en el primero se resumen las características de un sistema de comunicaciones vía satélite, su integración, conceptos básicos, y sus antecedentes.

En el segundo capítulo, se estudian los distintos métodos existentes para colocar un satélite en órbita geoestacionaria, así como los principios del movimiento en esta órbita.

Otro factor de gran importancia para el lanzamiento de satélites es el de la propulsión, cada se podría decir que sin la aplicación de este fenómeno físico, y su desarrollo, no se hubiera entonces llegado al punto actual en cuanto a exploración del espacio se refiere ; es en el capítulo tres donde se expone lo referente a este interesante tema.

Por último, en el capítulo cuatro se aborda el tema de los vehículos de lanzamiento, un poco de su historia, familias, así como los tipos existentes para cada aplicación.

CAPITULO 1: CARACTERISTICAS DE UN SISTEMA DE COMUNICACIONES VIA SATELITE

1.1 COMPONENTES DE UN SISTEMA DE COMUNICACIONES VIA SATELITE

Definición de satélite :

Un satélite se define como "un cuerpo celeste opaco que gira alrededor de un planeta primario".

De acuerdo con esto, un satélite de comunicaciones podría considerarse como un sistema receptor/transmisor de señales radioeléctricas, lanzado desde la superficie de la tierra y situado en una órbita alrededor de está.

Componentes del sistema de comunicación vía satélite

Sabemos que para que se conforme un sistema de comunicación como tal, debe existir un emisor, un receptor y un medio; en cuanto al medio, este puede ser determinado de acuerdo a las necesidades. En este caso, el medio es precisamente un satélite artificial. De esta manera, los componentes básicos de un sistema de comunicación vía satélite son:

- la estación emisora
- el satélite y
- la estación receptora.

La figura 1.1 ilustra los componentes básicos de un sistema de comunicación vía satélite. El satélite gira en una órbita alrededor de la tierra y recibe su energía del sol utilizando unas células solares. Tiene una o más

antenas, que reciben radiación (la señal) desde la tierra y la envían de nuevo a ella.

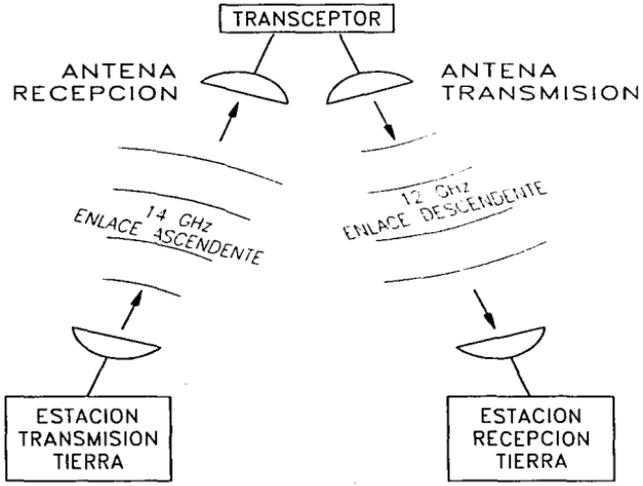


Fig 1.1 Componentes básicas de un sistema de comunicación via satélite

La estación terrestre, transmite información al satélite en una frecuencia portadora específica. Esta es la frecuencia del enlace ascendente. El satélite recibe la información, la refuerza y la retransmite a la tierra en una frecuencia portadora diferente, esta es la frecuencia del enlace descendente. Esta diferencia de frecuencias es para evitar interferencias entre los dos haces.

A las señales que llegan al satélite desde la estación terrena, se le llama "haz ascendente" mientras que, las que van del satélite a tierra son el "haz descendente".

De esta forma, el camino que sigue la señal desde el centro de transmisión al satélite se denomina enlace ascendente, que básicamente consta de la emisión transmisora y su antena, el trayecto de propagación y la antena receptora del satélite.

Por el contrario, el enlace descendente constaría de todo lo relacionado con la bajada, esto es : antena emisora del satélite, trayecto de propagación y estación de recepción terrena con su antena y equipo electrónico.

Las estaciones terrestres :

Pueden ocurrir dos casos en la estación receptora. En el primero, la información enviada puede ser recibida y comprendida por todas las estaciones, pero interesa sólo a una (o varias). La segunda posibilidad consiste en que la información este destinada a una sola estación y sólo la comprenda ésta; en este caso la información debe estar codificada por seguridad, de tal forma que otras estaciones no la comprendan.

1.2 ANTECEDENTES

El surgimiento de los satélites para comunicaciones aumentaron notablemente el campo de acción de las emisoras terrestres y facilitó las transmisiones a larga distancia.

El novelista inglés Arthur C. Clarke, también conocido como científico y por sus trabajos en el campo de los satélites artificiales, fue quien en 1945 vislumbró la posibilidad de que, bajo ciertas condiciones podía colocarse un objeto (en este caso un satélite) en una órbita sobre el plano del ecuador de la tierra y girando a la misma velocidad y mismo sentido de rotación de ésta, de forma que un observador situado en un punto de la superficie terrestre "vería" al satélite como inmóvil siempre en el mismo lugar. Es decir, geoestacionario.

Su objetivo era el de obtener un sistema global de comunicaciones para todo el planeta.

Según Clarke, con un mínimo de 3 satélites en órbita geoestacionaria, sería posible proporcionar enlaces para todo el planeta.

Como se puede observar en la figura 1.2 casi la totalidad del mundo se cubre con esos tres satélites colocados en la órbita geoestacionaria.

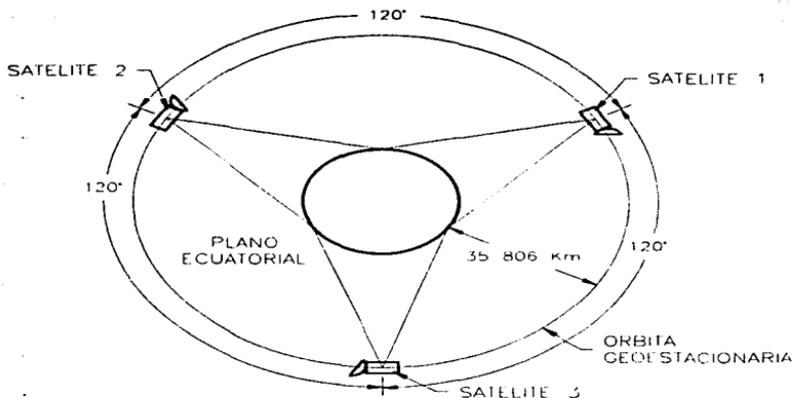


Fig 1.2 Sistema global de comunicaciones según Clarke

La idea de Clarke se hizo realidad y no fue sino hasta el 4 de octubre de 1957 que la Unión Soviética lanzó el primer satélite artificial del mundo, el Sputnik. Entre los primeros antecedentes en satélites de radiocomunicaciones está el proyecto de Atlas-Score, vehículo de forma cilíndrica de 24 metros de longitud, 2,7 metros de diámetro y un peso aproximado de 4000 Kg lanzado por E.U. el 18 de diciembre de 1958.

Comandado desde la tierra retransmitió un mensaje del presidente de los E.U. También se radiaron mensajes orales y en código telegráfico que el satélite grabó y retransmitió más tarde operado desde estaciones terrestres.

Pero fue hasta 1963 cuando se lanzó el primer satélite geoestacionario, el SYNCOM.

El primer enlace intercontinental de la historia tuvo lugar en el mes de agosto de 1960 entre Francia y los E.U.; con él se aplicaba ya el primer satélite activo de comunicaciones que culminó con el lanzamiento del satélite TELSTAR. En fin, estos acontecimientos fueron sólo el comienzo de la era espacial, iniciando con ello la creación de importantes y nuevas series de satélites y por consiguiente una nueva etapa en el campo de las telecomunicaciones.

1.3 EVOLUCION DE LOS SISTEMAS DE COMUNICACIONES

Sin embargo, para empezar a plasmar en la realidad la idea de un sistema global de comunicaciones a nivel planetario, aún se debió esperar a nuevas generaciones de satélites, los cuales han ido añadiendo mejoras a sus predecesores.

Actualmente, y gracias a la evolución tecnológica en el sector espacial (lanzadores y nuevas generaciones de satélites) y en el sector terrestre (básicamente desarrollo de semiconductores), los satélites son los sistemas que transmiten a mayor distancia las conversaciones telefónicas, envían transmisiones de datos de todo tipo a cualquier parte del mundo, retransmiten radio y televisión entre continentes, proporcionan cobertura informativa del clima, analizan los recursos naturales de la superficie terrestre, etc.

Para haber llegado al punto de desarrollo actual de los equipos, la evolución tecnológica ha afectado en dos sectores básicos:

a) sector espacial :

- lanzadores
- satélites

b) sector terrestre :

- desarrollo de nuevos semiconductores

En el sector espacial, el diseño de nuevos lanzadores ha estado sujeto a la necesidad de situar en órbita mayores masas; la adaptación de los lanzadores, a las nuevas exigencias de los satélites ha obligado a la creación de nuevas series de vehículos de lanzamiento.

Así mismo los módulos de comunicaciones de los satélites han debido evolucionar para poder emitir mayores potencias (esto para reducir el tamaño de las antenas parabólicas de recepción).

En cuanto al sector terrestre, es evidente que la principal evolución ha radicado en incrementar la sensibilidad de los receptores para que, con parábolas de diámetro reducido, sea posible una mejor recepción de la señal procedente del satélite.

La sensibilidad de un receptor aumenta a medida que logra disminuir adecuadamente el nivel de ruido provocado por los semiconductores involucrados en el proceso de amplificación. Los nuevos semiconductores de Arseniuro de Galio (AsGa), han facilitado el diseño y fabricación de transistores y demás

componentes de muy bajo ruido, encargados de amplificar y convertir la señal del satélite, y que a final de la cadena se traduce en un parámetro de calidad suficiente.

1.4 COMPONENTES BASICOS DE UN SATELITE

Un satélite está básicamente compuesto por dos módulos:

- el módulo de servicio y
- el módulo de comunicaciones, (en este se integran los demás sistemas y subsistemas que afectan a la propia operatividad del satélite).

El módulo de servicio es el responsable de :

- situar al satélite en órbita geoestacionaria y posicionarlo con la precisión adecuada para el apuntamiento de las antenas
- suministrar la energía primaria para el funcionamiento de todos los sistemas (incluso durante los periodos de eclipse)
- controlar el estado de funcionamiento de los equipos del módulo de comunicaciones
- proporcionar el ambiente térmico adecuado para que toda la circuitería opere dentro de su margen de temperatura.

La fuente principal de energía primaria para los circuitos de un satélite la constituye la energía solar; ésta se capta por medio de las células fotoeléctricas

repartidas sobre el cuerpo del satélite o sobre los paneles solares desplegados para este fin, cuando ya se encuentra alojado en su posición orbital asignada y en operación.

En cuanto al módulo de comunicaciones, éste consta básicamente de:

- antena o antenas de recepción**
- receptor/convertor; este último es por que la banda de frecuencias del enlace ascendente es distinta a la del enlace descendente.**
- multiplexor de entrada y multiplexor de salida**
- antena o antenas de emisión**

Cabe mencionar que debido al consumo de energía de los subsistemas de control orbital, que son los encargados de mantener al satélite en perfecta orientación ya que al sufrir pequeños desvíos requieren de revisiones periódicas que provocan consumo de combustible de sus propios propulsores, los satélites tienen un límite de vida operativa, que anteriormente se encontraba entre 7 a 8 años y actualmente de 10 a 12 años. Límite afectado principalmente por el agotamiento del combustible y de las células solares de energía primaria.

El control y la supervisión del sistema de comunicaciones agrupa funciones tales como:

- telemetría; todo el proceso de adquisición y transmisión de datos para el control de los módulos del satélite y de análisis de los parámetros de todos sus sistemas**

- telecontrol/telemando; emisión de las ordenes de mando para cambios en el sistema de trabajo del satélite (tanto en el módulo de servicio como de comunicaciones)
- supervisión de la calidad en la recepción de las señales emitidas por el satélite
- seguimiento; en el que el satélite facilita los datos de posición y de trayectoria a la estación terrena para su corrección si se da el caso.
- pruebas periódicas, en órbita de los parámetros principales de funcionamiento del módulo de comunicaciones.

Todo este conjunto de operaciones de supervisión y de control se integran en la estación terrena de emisión.

1.5 SATELITES ACTIVOS Y PASIVOS

De manera genérica podemos decir que hay dos formas de emplear satélites artificiales para radiocomunicaciones a grandes distancias: activa y pasiva.

Los satélites pasivos se limitaban a reflejar las señales, por lo que exigían el uso de grandes antenas terrestres, transmisores potentes y receptores muy sensibles para un sólo canal telefónico o de vídeo y, en consecuencia, elevaban notablemente el costo de las instalaciones. Los primeros satélites de comunicación que fueron lanzados por Estados Unidos a partir de 1960 se caracterizaron por ser satélites de este tipo.

Los satélites activos están provistos, en cambio, de mecanismos de recepción, amplificación y emisión, lo cual los convierte en emisores espaciales que disponen de circuitos cada vez más numerosos y amplia capacidad de tráfico de información.

Tanto los pasivos como los activos de comienzos de la era espacial, se movían alrededor de la tierra más rápido que la rotación de la propia tierra sobre su eje. Las estaciones terrenas que operaban estos satélites debían seguir continuamente al satélite, el cual sólo era visible para dos estaciones durante poco tiempo, en intervalos de unas cuantas horas. Este hecho dificultaba, por lo tanto, la operación del sistema e impedía un sistema óptimo de comunicación mundial. Es por eso que para dar solución al este problema, se estudió el modo de utilizar la órbita geoestacionaria.

1.6 SERVICIOS DE COMUNICACIONES

Los servicios que se pueden prestar con los satélites geoestacionarios de comunicaciones se dividen en dos grupos:

- servicio fijo
- servicio móvil

Una red de comunicaciones de servicio fijo consiste en uno o varios satélites y las estaciones terrenas que se intercomunican a través de ellos, con la particularidad de que las estaciones siempre permanecen en el mismo lugar donde se hayan instalado inicialmente, es decir, son fijas.

La mayor parte de las estaciones terrenas que existen en el mundo operan en la modalidad de servicio fijo. El servicio fijo abarca la transmisión y recepción de televisión, radio, telefonía y datos.

Por otro lado, existen usuarios que requieren comunicarse por satélite y tienen la característica de que sus equipos no permanecen fijos, sino que se mueven o cambian de lugar constantemente, por ejemplo, en barcos, trenes, aviones, camiones de carga, etc. las redes de comunicaciones que satisfacen esta demanda pertenecen a la rama de servicio móvil vía satélite. Así, los usuarios a bordo de un vehículo pueden comunicarse con otros vehículos o con puntos fijos.

En este caso, el equipo de comunicaciones del vehículo debe tener una antena capaz de permanecer en contacto con el satélite geoestacionario, independientemente de su movimiento. Dependiendo del tipo de vehículo, de sus dimensiones y de la cantidad y diversidad de información que transmita o reciba, requiere tener una clase diferente de antena, así como de equipo electrónico.

Las redes de comunicaciones móviles por satélite surgieron años después de las de servicio fijo.

Un ejemplo de satélites geoestacionarios para servicio móvil de comunicaciones son los Marecs e Intelsat V.

Respecto a la frecuencia de operación de los satélites geoestacionarios de comunicaciones, ya sean fijos o móviles, la mayor parte funciona en las bandas C (4 a 8 GHz) y Ku (12 a 18 GHz). Los llamados híbridos funcionan en ambas

frecuencias simultáneamente, pero aún son pocos comparados con los que funcionan en una sola frecuencia

1.7 OPERADORES DE SATELITES

Tal ha sido la remarcable velocidad de crecimiento en los sistemas de comunicaciones vía satélite, que a sólo 30 años del lanzamiento de la primera creación soviética, el Sputnik, muchos diferentes sistemas de comunicaciones vía satélite están ahora conectando continente a continente, región a región y país a país en una escala que nadie podría haber imaginado en ese entonces.

Los sistemas de comunicaciones por satélite pueden ser clasificados como:

- a) Sistemas internacionales mayores, propiedad de gobiernos o consorcios.
- b) Sistemas nacionales propios
- c) Sistemas privados

Dentro de la primera categoría hay tres principales sistemas internacionales. Estos son:

- 1) Intelsat. Creado por la legislación de 1962 de E.U.
- 2) Intersputnik. Formado por el CIS (entonces la URSS)
- 3) Eutelsat. Formado en 1977 por la unión de algunos países europeos

La segunda categoría incluye:

- 1) Aussat. El sistema nacional australiano
- 2) Arabsat. Sistema del Medio Oriente
- 3) Brazilsat. Sistema desarrollado por Brasil
- 4) Insat. Sistema del gobierno de la India
- 5) Palapa. Sistema de Indonesia, que cubre el Archipiélago entero
- 6) México. Sistema Morelos
- 7) Anik. Sistema canadiense

La tercera categoría incluye los sistemas propios privados, estos son los gigantes de telecomunicaciones como AT&T, Hughes Corporation, GTE y GE Americom.

Todas estas categorías fueron diseñadas para proveer una variedad de servicios, incluyendo telefonía, datos ,transmisión de televisión punto a punto, etc.

Dentro de la década pasada ha sido adicionada una cuarta categoría de sistemas de comunicación por satélite: estos son los llamados satélites DBS (Direct Broadcasting Satellites).

CAPITULO 2: LANZAMIENTO Y POSICIONAMIENTO DE UN SATELITE EN ORBITA GEOESTACIONARIA

2.1 ORBITA GEOESTACIONARIA

Antes de estudiar el proceso de lanzamiento y posicionamiento de un satélite artificial en la órbita geoestacionaria, es preciso entender algunos conceptos generales para una mejor comprensión del tema.

La órbita geoestacionaria, comúnmente abreviada como GEO, es nominalmente circular, coplanar con el ecuador de la tierra a una altura promedio de 35,806 km., altura muy superior a la de otros satélites en órbita no geoestacionaria. Es la órbita utilizada por la mayoría de las comunicaciones vía satélite.

De acuerdo con las leyes de la dinámica en órbitas, el período orbital de un satélite en la órbita geoestacionaria debe ser igual al período rotacional de la tierra (23h 56m 4s), y en el mismo sentido de rotación de ésta (ver figura 2.1), lo cual significa que el satélite parecerá estar estacionario con respecto a la tierra.

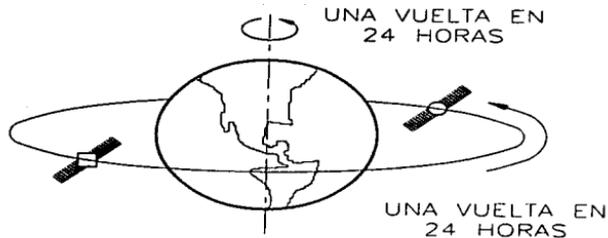


Fig. 2.1 El período orbital y sentido de rotación de un satélite geostacionario es igual que al de la tierra.

Así pues, el punto donde gravitatoriamente, el período rotacional de un objeto coincide exactamente con el de la tierra, es precisamente la altura mencionada: 35 806 Km.

Esta altura resulta de igualar las fuerzas de atracción gravitatoria y centrífuga que actúan sobre el satélite en su movimiento de traslación alrededor de la tierra.

Así:

$$\text{Fuerza de gravedad} = \frac{G \times M \times m}{d^2}$$

$$\text{Fuerza centrífuga} = m \times d \times \omega^2$$

donde:

$$G = \text{cte. de gravitación universal} = 6.67 \times 10^{-11} \text{ m}^3/\text{kg seg}^2$$

$$M = \text{masa de la tierra} = 5.98 \times 10^{24} \text{ kg}$$

m = masa del satélite

d = distancia entre centros de gravedad de tierra y satélite

ω = velocidad angular del satélite

Igualando ambas fuerzas:

$$\frac{G \times M \times m}{d^2} = m \times d \times \omega^2$$

con lo que

$$d = \sqrt[3]{\frac{G \times M}{\omega^2}}$$

Como $\omega = 2\pi/T$,

donde T es el período orbital, que en este caso es el período de rotación de la tierra, es decir, 86 164 seg.

Entonces $d = 42\,172 \text{ km}$.

Como d es la distancia al centro de la tierra y el radio de la misma es de 6 366 km; entonces la distancia del satélite a la superficie del planeta será la diferencia entre ambas distancias, es decir, 35 806 km., ver figura 2.2 .

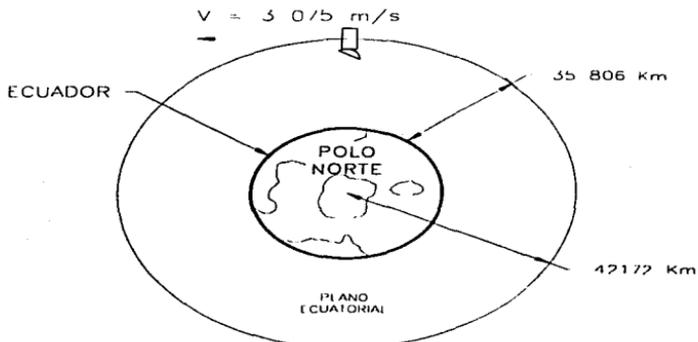


Fig 2.2 Localización de la órbita geostacionaria.

Es conveniente recalcar la gran variedad de formas con que se refiere a la órbita geostacionaria. El término de órbita geosíncrona es a veces usado en vez de geostacionaria; de cualquier forma, cualquier órbita cuyo periodo sea múltiplo o submúltiplo del periodo de rotación de la tierra puede llamarse órbita

geosíncrona. En cambio, la órbita cuyo período sea el mismo que el de la tierra y además su plano descansa sobre el plano del ecuador es la única que puede ser llamada órbita geoestacionaria. Esta es una órbita especial dentro de la familia de las órbitas geosíncronas.

La órbita geoestacionaria es también conocida como "órbita de Clarke" o "Cinturón de Clarke", en reconocimiento al escritor de ciencia ficción C. Clarke quién, como se mencionó anteriormente, fue el primero que llamó la atención del público en esta materia.

En suma, la órbita geoestacionaria tiene las siguientes características principales:

Período: $T_s = 23 \text{ h } 56 \text{ m } 4 \text{ s}$

Radio: $R_s = 42\,172 \text{ km}$

Velocidad del satélite: $V_s = 3.07 \text{ km/s}$

Excentricidad: $e = 0$

Inclinación del ecuador: $i = 0^\circ$

Altitud del satélite sobre el ecuador: $h = 35\,806 \text{ km}$

Circunferencia: $264\,924 \text{ km}$

2.1.1 POSICION ORBITAL

La posición orbital de un satélite es el punto de la órbita geoestacionaria, expresado en términos de una longitud, donde se coloca el satélite.

Como el satélite es estacionario respecto a un punto de la tierra, podemos definir la posición orbital de un satélite geoestacionario como el ángulo subtendido en el centro de la tierra, entre un punto de referencia en el ecuador y el satélite (figura 2.3).

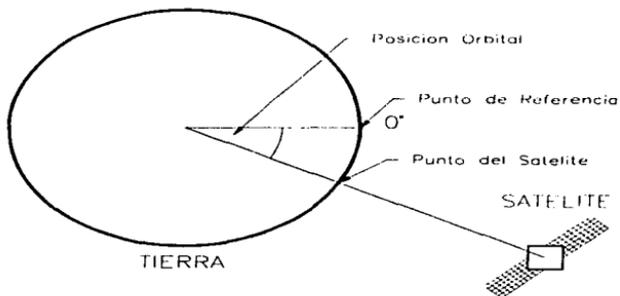


Fig 2.3 Posición orbital de un satélite

Este ángulo se mide como la diferencia de longitud entre el punto de referencia (meridiano de Greenwich) y el punto donde la línea recta que une el centro de la tierra y el satélite corta el ecuador.

Si vemos la tierra desde el polo norte (figura 2.4), ésta queda dividida en dos mitades, de 180° cada una, por el Meridiano de Greenwich. Tomando como referencia el Meridiano de Greenwich, y empezando a avanzar del grado cero hacia la derecha, son los 180° oeste, y hacia la izquierda se encuentran los 180° este. Así pues, para especificar la posición orbital de un satélite, se dice que éste se encuentra a "x" grados este u oeste. Por ejemplo, el satélite Morelos de México se encuentra a 113.5° oeste.

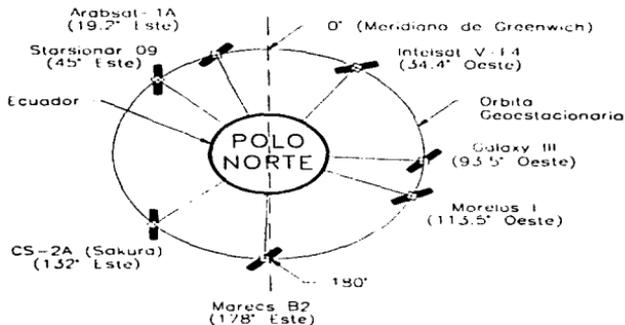


Fig 2.4 Localización de un satélite en la órbita geostacionaria.

La figura 2.5, por su parte, nos muestra como se observaría ésta división de la tierra, pero vista en un planisferio.

A primera vista parecería lógico fijar el satélite en una posición orbital con la misma longitud que el país para el que va a transmitir. Esto tendría la ventaja de reducir al mínimo las pérdidas de señal dado que la distancia es mínima y al mismo tiempo facilitan la orientación de las antenas pues todas ellas estarían orientadas al sur. Sin embargo, esto no puede ser así y se sitúa al satélite en una longitud más occidental.

2.2 OTROS TIPOS DE ORBITAS TERRESTRES

Las órbitas terrestres pueden ser divididas en cuatro tipos principales:

a) Órbita geoestacionaria (GEO):

De la cual ya se han expuesto anteriormente las características.

b) Órbitas geosíncronas circulares inclinadas:

Una órbita geosíncrona es aquella que, después de un período de tiempo, los puntos del satélite siguen una idéntica ruta a algunas órbitas previas. La repetición ocurre en una base regular: la ruta de una órbita geosíncrona de 24 horas forma una figura de 8, el satélite pasa la mitad de su período orbital en el norte del ecuador y la mitad en el sur; las órbitas de 12 horas siguen dos distintas rutas, cada una de las cuales es repetida en órbitas alternas; órbitas de 8 horas tienen tres rutas, etc. En la misma terminología la órbita geoestacionaria puede ser definida como la única órbita geosíncrona circular no inclinada. Estas órbitas

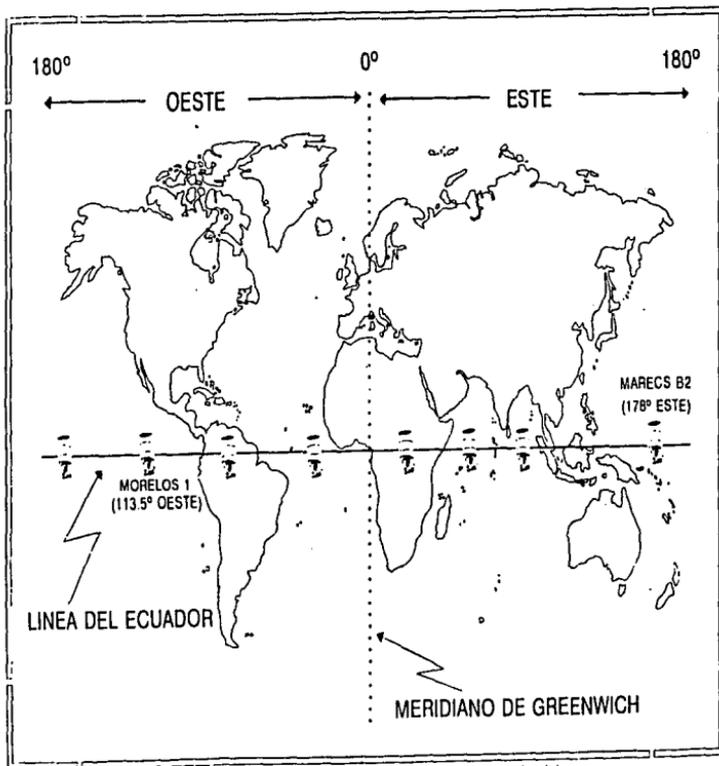


Fig. 2.5 Localización de un satélite en la órbita geostacionaria visto en un planisferio

pueden ser usadas para cubrir latitudes altas, pero existe una pérdida inherente de continuidad de la transmisión. Un ejemplo de una órbita circular inclinada con un período de 12 horas es la usada por el sistema militar NAVSTAR, para el cual un gran número de satélites son colocados en diferentes órbitas para obtener una cobertura completa.

Las órbitas perpendiculares al ecuador (órbitas polares) pueden ser geosíncronas, con períodos orbitales que ofrecen cobertura terrestre total cada ciertos días. Satélites sensitivos remotos son generalmente colocados en órbitas polares. Un tipo de órbita polar en la cual el satélite regresa aproximadamente al mismo tiempo local en la tierra es denominado síncrono solar o heliosíncrono.

c) Orbitas geosíncronas excéntricas inclinadas:

Estas órbitas representan otra gran familia , las cuales incluyen órbitas de varias inclinaciones, excentricidades y períodos: por ejemplo períodos de 24,12,8, y 6 horas son posibles. Estas órbitas pueden ser inclinadas para abarcar latitudes altas con períodos prolongados de cobertura si el apogeo es colocado sobre la altitud de interés. Un problema general con las órbitas que están fuera del plano ecuatorial y tienen bajos perigeos es que van teniendo una anteposición del perigeo (una rotación del plano orbital sobre la tierra), lo cual mueve el área de cobertura progresivamente hacia el oeste. El ángulo de inclinación de ésta órbita es aproximadamente 63.4°.

Este tipo de órbita fue usada por algunos años por la aviación soviética y es conocida como la órbita Molniya. La utilización de órbitas de este tipo pueden tener algunas ventajas para comunicaciones con vehículos marítimos y

aeronáuticos navegando las rutas polares, además de base terrestres móviles y estaciones fijas en el norte europeo, por ejemplo.

d) Órbitas no síncronas:

Estas órbitas son circulares o elípticas, no están sincronizadas con el período de rotación de la tierra. Esta categoría incluye la mayoría de las órbitas terrestres bajas, las cuales no son particularmente útiles para satélites de comunicaciones. En esto también se incluye a la familia de órbitas circulares y ecuatoriales que tienen períodos de más o menos de 24 horas y un grupo de órbitas elípticas no síncronas, las cuales se sitúan en el plano no ecuatorial. En la figura 2.6 se pueden apreciar estos cuatro tipos de órbitas terrestre

2.3 PORQUE SE MANTIENEN LOS SATELITES EN EL ESPACIO

La idea que tenemos de cualquier desplazamiento sobre la tierra no se ajusta, a los movimientos celestes. Ya que, para desplazarse por la superficie de la tierra se necesita una fuente de energía. Esto es, para que una masa adquiera una velocidad dada es necesario comunicarle una cantidad dada de energía; este es un principio universal. Además, sobre la tierra la existencia del rozamiento causa una disipación de energía y por consiguiente, para mantener el movimiento, es necesario continuar el suministro de energía. Por ejemplo, ya que un tren está en marcha, la locomotora continúa consumiendo corriente, puesto que el frotamiento de las ruedas sobre los rieles y sobre todo el rozamiento del aire, frenarían y por último detendrían el tren.

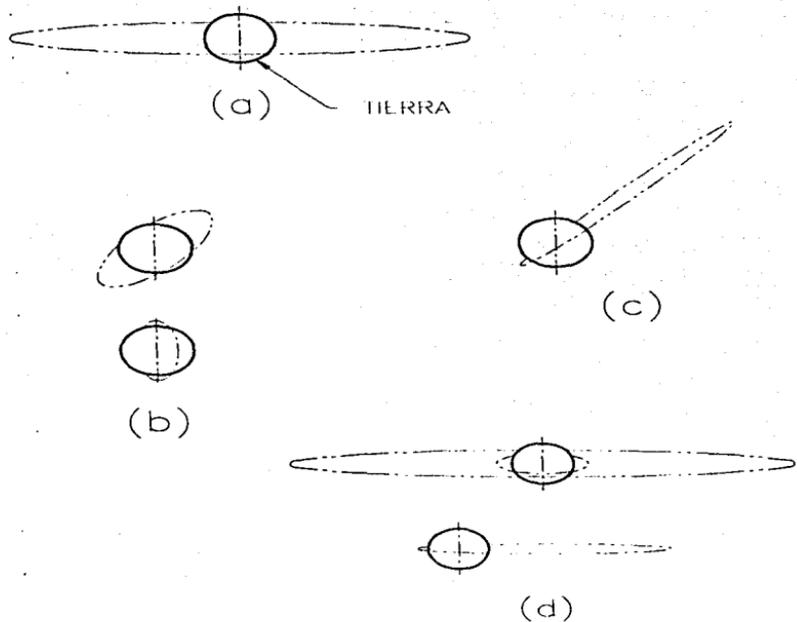


Fig 2.6 Cuatro tipos principales de órbitas terrestres.

Pues bien, esto no es válido en el espacio. Allí no existe ningún frotamiento; y de acuerdo con la mecánica, en estas condiciones, un movimiento, una vez iniciado, continuará indefinidamente. Sin necesidad de aporte de energía exterior, sin motor para mantener el movimiento, el impulso inicial imprime un movimiento y si dicho impulso termina después de aplicarse, el movimiento adquirido resultará uniforme y eterno. Puesto que el espacio está vacío, no existe frotamiento.

Más adelante veremos que en el caso de los satélites artificiales, primero se debe llevar al satélite fuera de la tierra y luego, darle el impulso que le transmitirá la velocidad y dirección convenientes para ponerlo en su trayectoria (en este caso la órbita geoestacionaria).

Todos los sistemas satélites hacen uso de estos conceptos, aunados a las leyes de Isaac Newton, que rigen la mecánica clásica, a las leyes de Kepler y a otros tantos principios que nos hacen comprender el permanente movimiento planetario; y hacen posible que en la actualidad se lancen al espacio vehículos con satélites artificiales en su interior, y que estos últimos conserven su posición orbital en el espacio una vez que han llegado ahí.

2.4 METODOS PARA PONER EN ORBITA SATELITES GEOESTACIONARIOS

Para llevar a un satélite a la órbita geoestacionaria existen tres procedimientos distintos, los cuales se describen a continuación.

2.4.1 INYECCION DIRECTA EN ORBITA GEOESTACIONARIA

En este caso, el satélite es transportado por un cohete de varias etapas hasta la órbita geoestacionaria, sin que se necesite realizar esfuerzos propios, lo que en cambio si es necesario en los otros dos procedimientos que se explicarán más adelante. La inyección directa en órbita geoestacionaria es muy costosa y sólo se utiliza para lanzar satélites militares; como el satélite no realiza esfuerzos propios, es decir, no lleva motores acoplados directamente a él, para pasar de una órbita a otra, la probabilidad de que llegue a su destino en buenas condiciones aumenta. Un ejemplo de lanzador que puede emplearse con este fin es el cohete Titán IIIC de los E.U.

2.4.2 INYECCION DIRECTA EN ORBITA ELIPTICA

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 geosíncrona, hasta que se lleva cabo la siguiente etapa del proceso, ya con esfuerzos propios del satélite.

El perigeo de la órbita de transferencia geosíncrona está a una altura aproximada de 300km sobre el nivel del mar y su apogeo cerca de los 35 806 km, que es la altura, como se habla mencionado anteriormente, en la cual el satélite debe quedar finalmente.

El siguiente paso es circularizar la órbita y para ello el satélite lleva acoplado un motor que se enciende, precisamente en el punto de apogeo de la última vuelta elíptica que se haya programado; desde luego, el encendido de este motor se realiza después de haber orientado al satélite a control remoto en forma correcta, para que el empuje del motor de apogeo resulte en la dirección correcta. Al encenderse éste, el satélite recibe un incremento importante de velocidad y su órbita cambia, pasando de la elíptica de transferencia geosíncrona a la circular geostacionaria.

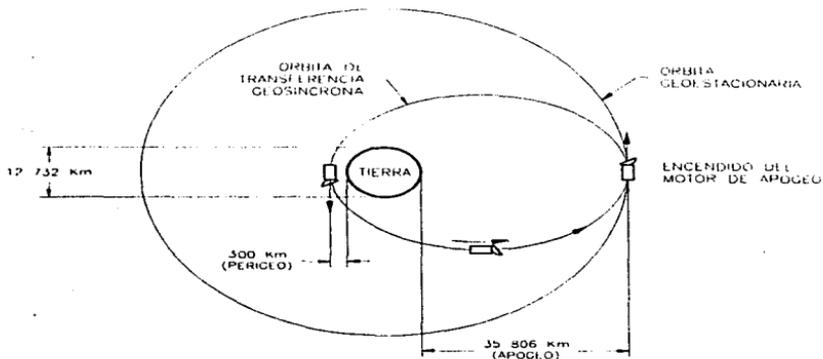


Fig 2.7 Procedimiento para colocar un satélite geostacionario en dos pasos.

La figura 2.7 ilustra este procedimiento para colocar a los satélites geoestacionarios en dos pasos. El satélite se pone primero en una órbita elíptica de transferencia geosíncrona y después de varias vueltas en uno de los apogeos se enciende un motor que circulariza la órbita , quedando así el satélite en la órbita geoestacionaria.

Un ejemplo de lanzadores que operan bajo los principios de esta técnica son los lanzadores Ariane de la Agencia Espacial Europea, comercializados por Arianespace, así como los cohetes Delta y Atlas-Centauro de E.U., entre otros.

En la figura 2.8 se describe en una forma gráfica, la secuencia de las maniobras realizadas para colocar un satélite en órbita geoestacionaria con el lanzador Ariane.

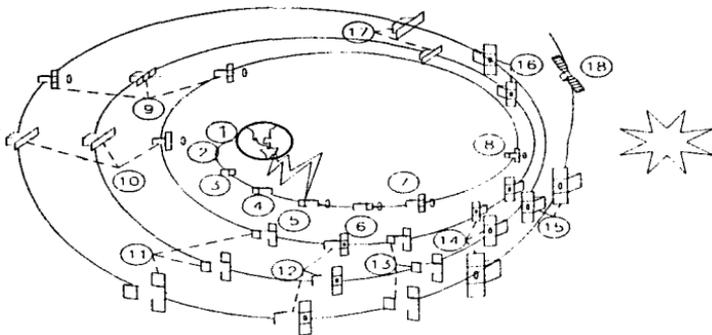


Fig. 2.8 Secuencia de las maniobras realizadas para colocar un satélite ARAB-SAT en órbita geostacionaria con el lanzador Ariane.

- | | |
|--|---|
| <ul style="list-style-type: none"> 1.- Despegue 2.- Separación de la órbita protectora 3.- Reorientación y giro 4.- Separación del satélite 5.- Telemetría y telecomando 6.- Orientación hacia el sol 7.- Despliegue parcial del arreglo solar 8.- Primer apogeo de la órbita elíptica 9.- Preparativos antes del eclipse 10.- Eclipse | <ul style="list-style-type: none"> 11.- Orientación y referencia con la Tierra 12.- Calibración de los giróscopos 13.- Orientación y referencia con la Tierra 14.- Reorientación 15.- Encendido del motor de apogeo 16.- Fin de la maniobra de apogeo 17.- Reorientación hacia el Sol 18.- Satélite en órbita geostacionaria con sus paneles solares totalmente extendidos. |
|--|---|

2.4.3 INYECCION INICIAL EN ORBITA CIRCULAR BAJA

Este método consiste en tres pasos. Los dos últimos son idénticos a los del método anterior y el primero consiste en colocar al satélite en una órbita localizada a 300 km de altura desde la tierra, llamada órbita circular baja u órbita de estacionamiento.

Esto significa que para colocar al satélite en la órbita geoestacionaria, es necesario primero que el satélite alcance un punto en la órbita circular baja, y entonces modificar la velocidad para que éste cambie a una órbita elíptica; posteriormente aplicar otro cambio de velocidad para que consiga alcanzar la órbita final. Los cambios de velocidad se hacen con los motores de perigeo y apogeo respectivamente.

Caso 1: cuando no existe cambio de plano en órbitas

Un cambio desde la órbita circular baja a una órbita elíptica se muestra en la figura 2.9. El satélite está en una órbita circular baja con un radio r_1 , y su velocidad es incrementada por ΔV_1 ; el resultado es la órbita elíptica mostrada, con perigeo r_1 y apogeo r_2 .

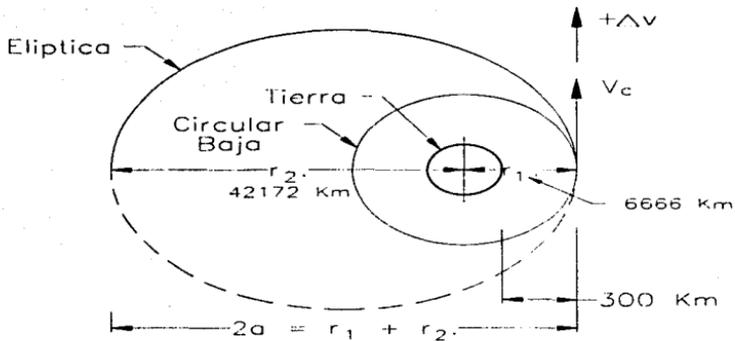


Fig 2.9 Cambio de órbita de un satélite, desde la órbita circular baja a la elíptica.

La velocidad para la órbita circular baja, V_{cb} , y la velocidad de perigeo V_p son dadas por:

$$V_{cb} = (\mu / r_1)^{1/2}$$

$$V_p = (\mu r_2 / a r_1)^{1/2}$$

donde:

a es el eje semimayor de la órbita elíptica [$a = 1/2 (r_1 + r_2)$]

y μ es el parámetro gravitatorio = $398\ 600.5 \text{ km}^3 / \text{seg}^2$

La diferencia de velocidad es entonces

$$\Delta V_I = V_p - V_{cb} = (\mu^{1/2} / r_1^{1/2}) [(r_1^{1/2}) / (a^{1/2}) - 1]$$

y ésta diferencia de velocidad debe ser provista por el cohete.

A manera de ejemplo:

La órbita circular baja que se encuentra a 300 km por arriba de la superficie de la tierra, tiene una velocidad de $V_{cb} = 7.7 \text{ km/seg}$. Para alcanzar un apogeo de 42 172 km (órbita geoestacionaria), se necesita una velocidad de perigeo de $V_p = 10.1 \text{ km/seg}$. Entonces :

$$\Delta V_I = V_p - V_{cb} = 10.1 - 7.7 = 2.4 \text{ km/s}$$

tal que el cambio de velocidad requerido sea $\Delta V_I = 2.4 \text{ km/seg}$.

Para estudiar la inyección en la órbita geoestacionaria, es preciso considerar la llamada transferencia de Hohmann. Una transferencia de Hohmann es un método de mínima energía para traslado entre dos órbitas coplanares circulares; entre una órbita circular baja y una órbita circular alta con un radio menor de 76000 km.

En la transferencia de Hohmann, un cambio inicial de velocidad ΔV_1 coloca el satélite en una órbita elíptica de traslado, y un segundo cambio de velocidad ΔV_2 coloca el satélite en la órbita final (ver figura 2.10). Los cambios de velocidad necesarios son:

$$\Delta V_1 = (\mu^{1/2} / r_1^{1/2}) \{ [(r_2^{1/2}) / (\alpha^{1/2})] - 1 \}$$

y

$$\Delta V_2 = (\mu^{1/2} / r_2^{1/2}) \{ 1 - [(r_1^{1/2}) / (\alpha^{1/2})] \}$$

donde :

a es el eje semimayor y μ el parámetro gravitatorio.

Como ejemplo:

Suponer que la órbita inicial está a 300 km de altura sobre la superficie de la tierra ($r_1 = 6366$ km), y la órbita final está a la altura geostacionaria ($r_2 = 42172$ km). Como la velocidad en la órbita inicial es $V_{cb} = 7.7$ km/seg., una velocidad adicional de $\Delta V_1 = 2.4$ km/seg, definida anteriormente, pone el satélite en la órbita de transferencia, entonces un cambio final de velocidad de $\Delta V_2 = 1.5$ km/seg en el apogeo, será necesario para circularizar la órbita.

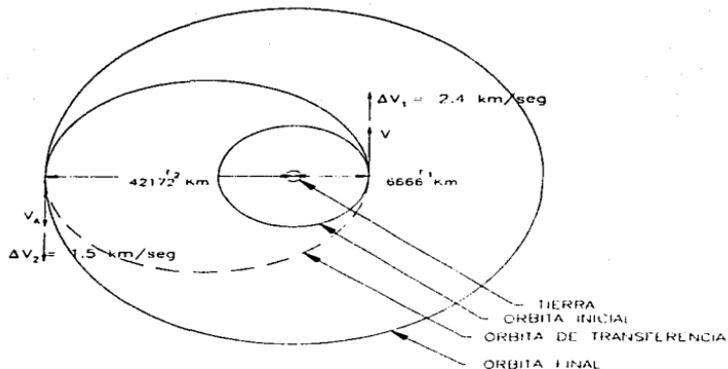


Fig 2.10 Cambios de velocidad necesarios utilizando la órbita de transferencia de Hohmann

Cabe señalar que la suma de los dos cambios de velocidad requeridos para que el satélite logre llegar a la altura geostacionaria, es mayor que la velocidad de escape; esto significa que toma menos combustible para escapar de la gravedad de la tierra completamente (por ejemplo, llegar a la órbita de estacionamiento) que para colocar al satélite en la órbita geostacionaria desde la órbita de estacionamiento. Además se observa que el cambio de velocidad en el perigeo es más grande que en el apogeo.

Caso 2: cuando existe un cambio de plano en órbitas

Sin embargo, en el ejemplo que acabamos de exponer no ocurre cambio alguno entre órbitas, esto quiere decir que las tres órbitas utilizadas (órbita circular baja, órbita de transferencia de Hohmann y órbita geostacionaria) son coplanares con el ecuador. Hasta el momento no se ha mencionado algún cambio de plano entre órbitas.

Ahora, se considerará el caso en el cual se lleva a cabo un cambio de plano en la órbita de transferencia de Hohmann con respecto al ecuador. El procedimiento es exactamente el mismo que el anterior: inyectar al satélite en órbita circular baja, introducirlo después a la órbita elíptica de transferencia (órbita de Hohmann) y por último colocarlo en la órbita geostacionaria. La diferencia es que, en éste caso, las órbitas baja y elíptica no están sobre el mismo plano que la órbita geostacionaria, es decir, no están en el plano ecuatorial.

Este procedimiento lo utilizan los vehículos espaciales de la NASA para sus lanzamientos desde Cabo Kennedy. El orbitador despegas desde Cabo Kennedy, situado a 28.5° de latitud norte, y pocos minutos después entra en órbita circular baja; el plano de las órbitas de vuelo y elíptica forma un ángulo de 28.5° con respecto al plano ecuatorial (figura 2.11).

Es importante señalar que la inclinación de la órbita de transferencia depende de los grados de latitud del sitio de lanzamiento.

Es evidente que los dos puntos de intersección entre el plano de la órbita elíptica y el plano ecuatorial, 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 para entrar al plano ecuatorial.



Fig. 2.11 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.

Una vez en la órbita de transferencia el satélite hace un número de revoluciones, dependiendo del tiempo que le tome en hacer una órbita

suficientemente exacta y de la posición orbital deseada. Entonces en el punto de apogeo elegido, el motor de apogeo es disparado. El satélite debe pasar de la órbita de transferencia elíptica a su posición final, órbita geoestacionaria, obviamente haciendo el cambio de plano.

Para el caso en cuestión, observamos que además de el cambio de órbita, al mismo tiempo se debe llevar a cabo el cambio de plano orbital. Para ello, se requerirá en el apogeo un cambio adicional de velocidad de 0.3 km/seg para lograr el cambio de plano de órbitas. Es decir, para el caso 1, cuando no hay cambio de plano, el ΔV requerido en el apogeo, para cambiar de 1.6 km/seg (velocidad de la órbita de transferencia) a 3.075 km/seg (velocidad final en la órbita geoestacionaria), debe ser $\Delta V_2 = 1.5$ km/seg. Pero, cuando existe un cambio de plano orbital, entonces es necesario un $\Delta V_2 = 1.8$ km/seg en el apogeo.

Un ejemplo de las velocidades típicas en la maniobra del cambio de plano es mostrada en la figura 2.12.

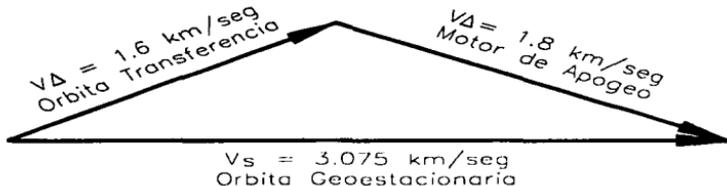


Fig 2.12 Cambio de plano de órbita cuando se enciende el motor de apogeo

Cuando finalmente el satélite alcanza su posición geoestacionaria, su empuje es disparado para detener la velocidad y dejarlo geoestacionario.

2.5 MANTENIMIENTO DE LA POSICION Y ORIENTACION DEL SATELITE

Una vez estacionado el satélite, los transpondedores son activados y probados para prepararse a comenzar la vida su servicio.

Ya que está en órbita geoestacionaria, los requerimientos de propulsión del satélite están limitados a la disposición del control, el cual mantiene la orientación de la antena respecto a tierra, el control orbital y el mantenimiento de su posición orbital.

Puesto que el satélite no debe causar problemas de interferencia ni degradaciones en la calidad de las señales recibidas y transmitidas por él, debe permanecer en su lugar lo más "fijo" posible. Es decir, 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 estos requisitos, ya que varias fuerzas externas influyen sobre su movimiento, empujándolo de un lado a otro, lo cual origina que cambie su orientación y posición constantemente. A través del subsistema de propulsión del satélite, es posible ayudar a corregir su orientación y posición, enviándole comandos a control remoto en forma periódica. Para ayudar a ésta tarea, se dice que el satélite se encuentra en el centro de una "caja imaginaria" en el espacio, la cual se muestra en la figura 2.13. 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 a su debida posición.

Cada vez que el subsistema de propulsión se enciende para corregir la posición y orientación del satélite, se consume combustible, y poco a poco los tanques de almacenamiento se van vaciando. Cuando esto ocurre, ya no es posible mantener al satélite en el espacio y entonces se debe apagar y regresarlo a la tierra. La vida útil del satélite, depende en gran medida de la eficiencia con la que los operadores en la tierra administren el combustible contenido en los tanques de almacenamiento del satélite.

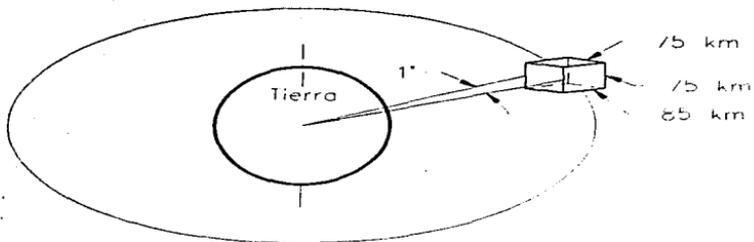


Fig. 2.13 Dimensiones de la "caja imaginaria" en cuyo centro está colocado el satélite en el espacio.

En cuanto a la orientación de la estructura del satélite, ésta debe mantenerse estable con respecto a la superficie de la tierra, lo cual se obtiene mediante las técnicas de estabilización por giro o de estabilización triaxial.

Con las técnicas de estabilización por giro, sólo una parte del satélite (en algunos casos toda su estructura) gira para conservar el equilibrio del conjunto cilíndrico del satélite, mientras que el resto de la estructura (que incluye a las antenas) se mantiene fijo. El satélite, al girar sobre su eje (que es paralelo al de la rotación de la tierra) se vuelve menos vulnerable a las fuerzas externas perturbadoras.

Por otra parte, los satélites con estabilización triaxial no giran, y aparentemente permanecen estáticos. En estos casos, la estabilización de la estructura del satélite se conserva mediante volantes giratorios que van colocados en su interior, sobre cada uno de los tres ejes utilizados como referencia para definir la orientación del satélite hacia la superficie terrestre.

Independientemente del tipo de estabilización que se use, las fuerzas perturbadoras en el espacio no dejan de provocar cambios en la posición del satélite sobre su órbita y en su orientación con respecto a la superficie de la tierra.

CAPITULO 3: PROPULSION

GENERALIDADES

La propulsión de la nave espacial ofrece la demostración perfecta de la tercera ley de Newton: a cada acción corresponde una reacción igual y en sentido opuesto. La figura 3.1 ilustra el principio de propulsión. En un contenedor lleno de gas la presión actúa con igual fuerza en todas las superficies y no hay movimiento resultante. Si un extremo del contenedor esta libre, el gas fluye hacia afuera y el contenedor se mueve, este resultado es análogo al que ocurre al inflar un globo, sostenerlo por el cuello y entonces liberarlo.

El principio fundamental del cohete es el de la conservación de la cantidad de movimiento, ya que el cohete es un mecanismo que expulsa parte de su masa a gran velocidad, ganando para sí la cantidad de movimiento de la masa expulsada. En los cohetes reales las moléculas de gas equivalen a pequeños proyectiles dotados de gran velocidad de salida en que los productos expulsados forman una corriente constante y generalmente con una velocidad de salida y gasto constantes.

En términos de propulsión de naves espaciales, la acción de la alta velocidad de las moléculas de gas expulsadas desde la boquilla del cohete causa, como se acaba de explicar, una reacción en la nave espacial en dirección opuesta. Si un cono de salida especialmente formado, o una boquilla, es adicionada al contenedor, el rendimiento será mejorado.

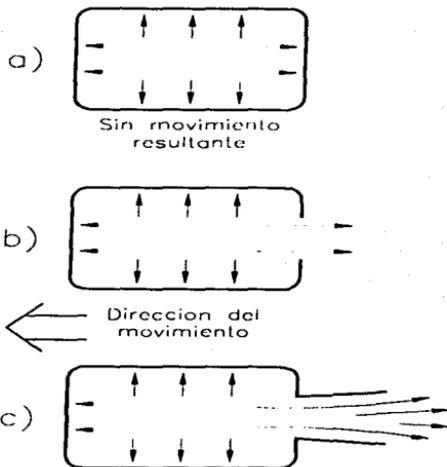


Fig 3.1 Principio del cohete

- a) **Contenedor sellado.** La presión del gas produce una fuerza igual en todas la superficies.
- b) **Quitando un extremo,** las fuerzas en el contenedor actúan de acuerdo a la tercera Ley de Newton.
- c) **Adicionando una boquilla** para mejorar el funcionamiento.

Los sistemas de propulsión pueden ser clasificados de acuerdo al tipo de la fuente de energía (químico, no químico), a la función básica (impulsor de etapa, control, etc.), al tipo de vehículo (nave espacial, misiles, vehículo espacial, satélites, etc.), al tamaño, al tipo de propelente, tipo de construcción, o número de unidades de propulsión usadas en un vehículo dado.

Aunque los sistemas de propulsión para el lanzamiento de vehículos y para el movimiento del satélite son diferentes en sus requerimientos, están basados en los mismos principios físicos.

3.1 SISTEMAS DE PROPULSION

Los impulsores se diferencian por el tipo de mecanismo usado para producir la expulsión de las partículas de la tobera; se consideran dos grandes grupos de sistemas de propulsión:

- Propulsores de reacción química y
- Propulsores sin reacción química.

3.1.1 PROPULSORES DE REACCION QUIMICA

Se dividen a su vez en: - Bipropelente y
- Monopropelente

El principio básico mediante el cual operan los propulsores de reacción química es la generación de gases a muy alta temperatura en el interior de una cámara mediante la reacción química de propelentes, y los gases se aceleran al

pasar por una tobera de escape cuya boquilla va disminuyendo poco a poco en su área transversal y después se ensancha (ver figura 3.2).

En el caso de los bipropelentes, el combustible y el comburente se inyectan separadamente en la cámara de combustión; mientras que en los monopropelentes, el combustible y el comburente se combinan en una sola sustancia.

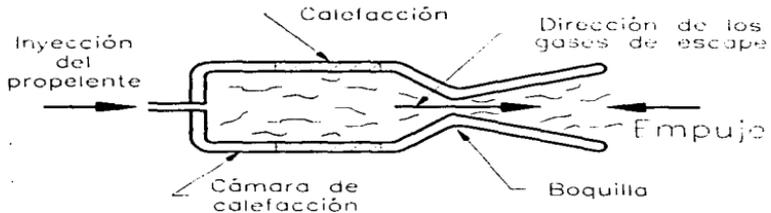


Fig 3.2 Cámara de catalización y boquilla de escape de un propulsor

Propulsores monopropelentes :

Los primeros sistemas de control de reacción utilizaban gases fríos como el nitrógeno el peróxido de hidrógeno; sin embargo su impulso específico era muy bajo y muy pronto fueron sustituidos por la hidrazina monopropelente. En este tipo

de propulsión, la hidrazina (N_2H_4) es inyectada en una cámara donde se pone en contacto con un catalizador; como resultado la primera se evapora y se descompone en una mezcla de nitrógeno, hidrógeno y amoníaco, a temperaturas del orden de $300^\circ C$ y con un impulso específico de 225 segundos

Propulsores bipropelentes :

En la actualidad existe cada vez más la tendencia a utilizar sistemas bipropelentes, con los que no se emplea catalizador, sino que dos propelentes distintos (un combustible y un oxidante) se ponen en contacto. Al unirse las dos sustancias, se produce una combustión instantánea sin necesidad de algún sistema de ignición; de estas sustancias, las más usuales son la hidrazina monometilica (combustible) y el tetróxido de nitrógeno (oxidante), que al combinarse producen un impulso específico de 300 segundos.

La ventaja de este tipo de propulsores es que permiten diseñar un sistema unificado de propulsión que sirva tanto para colocar al satélite en su órbita definitiva como para realizar las maniobras de corrección de orientación y posición durante la vida útil del satélite. Con ésta versatilidad se logran algunos ahorros en la masa total del satélite, al no ser ya necesario un subsistema de control a reacción independiente en combinación con un motor de apogeo de combustible sólido.

3.1.2 PROPULSORES SIN REACCION QUIMICA

A este grupo pertenecen los de propulsión solar, propulsión nuclear y propulsión eléctrica que pueden ser de dirección iónica y plasma. Aunque estos aún están en fase experimental, tal vez algún día podrán suplementar en el espacio exterior a los de propulsión química.

En cuanto a los propulsores eléctricos, estos propulsores funcionan según el principio de generar un empuje al acelerar una masa ionizada dentro de un campo electromagnético, pero aún se encuentran en su etapa de pruebas y desarrollo, siendo los más estudiados los de plasma y los de ionización de mercurio de cesio.

3.2 IMPULSO ESPECIFICO

La eficacia de un propulsor se caracteriza por su empuje y el impulso del propelente que utilice. Cada tipo de propelente produce un incremento de velocidad diferente con cierta cantidad de masa consumida; cuanto menor sea la masa necesaria para producir un incremento de velocidad determinado mayor es el impulso específico del propelente.

El impulso específico se puede definir como el empuje aplicado o producido por cada unidad de peso del propelente que se consume cada segundo; en consecuencia tiene dimensiones de tiempo y se expresa en segundos.

3.3 PROPELENTES

Las materias necesarias para producir el flujo de trabajo del cohete propulsor se denominan propelentes. Desde el punto de vista químico, el propelente debe tener un elevado calor de combustión, gran densidad, gran facilidad de empleo, estabilidad, etc.

Casi todos los propelentes de buen rendimiento son compuestos químicos muy activos y, por tanto, peligrosos para su empleo.

Los propelentes químicos pueden ser:

- Líquidos, que a su vez se dividen en almacenable y no almacenable
- Sólidos, que también se dividen en homogéneos (o de base doble) y heterogéneos (o de tipo compuesto).
- Híbridos

3.3.1 PROPELENTES LIQUIDOS

Los propelentes líquidos más comunes incluyen dos tipos de líquido, el propio combustible y un oxidante, almacenados separadamente en estado líquido en tanques. Un buen propelente es aquel con un alto impulso específico o una gran velocidad de expulsión.

Sin embargo, para los fluidos usados en vehículos espaciales, hay otro parámetro importante que debe ser tomado en consideración: la densidad.

3.3.2 PROPELENTES SOLIDOS

Un propelente sólido es un material combustible denso que es estable a temperaturas ordinarias. Cuando se quema, produce energía de una manera controlada en forma de gas a altas temperaturas.

Existen dos familias de propelentes sólidos, como ya se había mencionado, los homogéneos y los compuestos (o heterogéneos). Un propelente homogéneo es un compuesto químico. En la nitrocelulosa, por ejemplo, las mismas moléculas tienen tanto una capacidad de oxidación como una capacidad de reducción; y es llamada propelente homogéneo de base simple.

El propelente homogéneo de base doble usualmente consiste en nitrocelulosa y nitroglicerina, a lo cual ha sido adicionada una plasticidad para proveer una cierta resistencia mecánica única.

Por su parte los propelentes compuestos modernos son polvos heterogéneos (mezclados) que usan un cristalizador o sal mineral como oxidante, lo cual forma un compuesto con cohesión mecánica única. Otros compuestos son algunas veces adicionados a los principales ingredientes para hacer el polvo más fácil de manufacturar. En estos productos, el oxidante constituye entre el 60% y el 90% de la masa del propelente.

3.3.3 PROPELENTES HIBRIDOS

Los propelentes híbridos representan un grupo intermedio entre los propelentes sólidos y los propelentes líquidos. Una de las sustancias es un propelente sólido, usualmente el mismo combustible, mientras que el otro, el oxidante, es líquido. El líquido es inyectado en el sólido, cuyo contenedor sirve también como la cámara de combustión.

A continuación se citan algunos ejemplos de propelentes con su impulso específico :

Monopropelentes (líquidos) de baja energía	160 a 180 seg. :
Hidrazina ; óxido de etileno, peróxido de hidrógeno	
Monopropelentes de gran energía	190 a 230 seg. :
Nitrometano	
Bipropelentes (líquidos) de baja energía	200 a 230 seg. :
Fluoruro de percloril con un combustible	
Bipropelentes de energía media	230 a 260 seg. :
Hidrazina/ ácido; amoníaco/óxido de nitrógeno	
Bipropelentes de gran energía	250 a 270 seg. :
Oxígeno líquido/JP-4; oxígeno líquido/alcohol	
Bipropelentes de energía ultraelevada	300 a 385 seg. :
Flúor/hidrógeno; flúor/amoníaco; ozono/hidrógeno	

3.4 TECNOLOGIA DEL IMPULSOR DE PROPELENTE SOLIDO

La figura 3.3 muestra los principales elementos de un impulsor de propelente sólido, tal como el motor de apogeo: una estructura cilíndrica, un compartimento cilíndrico de propelente, una capa de aislante térmico entre el propelente y la pared, una boquilla estable y un dispositivo de ignición.

El propelente sólido, es vaciado directamente en el cilindro y cocido a 80° Celsius. La boquilla, hecha de carbón (carbón compuesto) es fijada en la cubierta con un anillo de titanio.

Un diafragma de aluminio aísla al propelente de todo tipo de contaminación externa.

El sistema de ignición consiste en una caja de explosivos ajustada con dos detonadores y cuatro mechas.

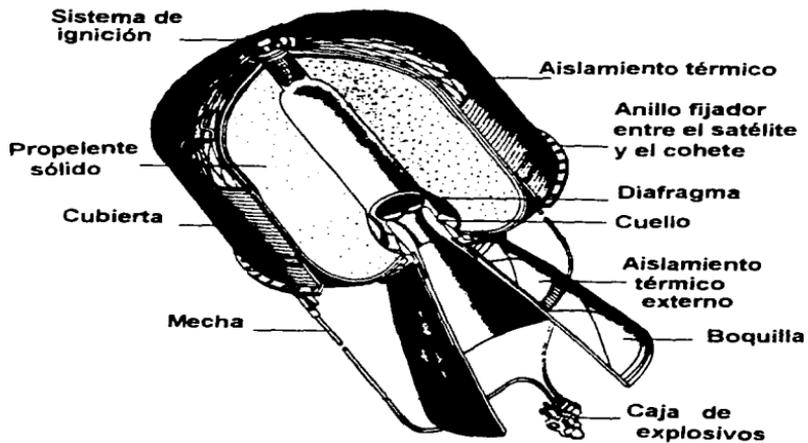


Fig 3.3 elementos de un impulsor de propelente sólido

3.5 MOTOR DE PROPELENTE LIQUIDO

El motor de propelente líquido, por otra parte, requiere de una red de tanques, tuberías, válvulas y (en algunos casos) bombas para enviar el propelente a la cámara de combustión; este sistema es mucho más complicado como podemos observar en la figura 3.4

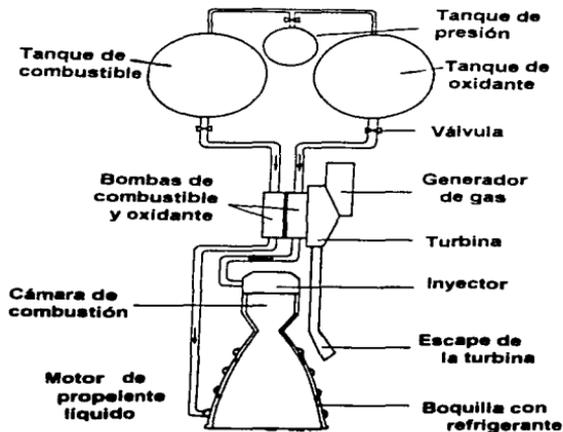


Fig 3.4 Sistema del motor de propelente líquido

3.6 SISTEMA DE PROPULSION DEL SATELITE

Es evidente que para que el satélite pueda desplazarse de una órbita a otra necesita contar con un sistema propio de propulsión. Dicho sistema consiste precisamente del motor de perigeo y el de apogeo, los cuales ya se han venido mencionando.

Los motores de apogeo y perigeo son básicamente lo mismo, pero el motor de perigeo es el más grande de los dos puesto que este ha de llevar al satélite, incluyendo su motor de apogeo, desde la órbita circular baja hasta la altura geoestacionaria.

El motor de perigeo va acoplado a la parte inferior del satélite. Este motor 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.

En cuanto al motor de apogeo, éste es de propelente sólido como el mostrado en la figura 3.3, y lo acompaña un sistema de control de reacción independiente que comprende un número de tanques para el propelente líquido, una red de tubería y válvulas, e impulsores. La mayoría de los satélites de comunicaciones tenía como parte integral en la década pasada este tipo de sistema de propulsión; pero como se ha mencionado arriba, con la utilización de bipropelentes ha ido disminuyendo el empleo de dicho sistema de reacción independiente.

Un típico sistema de propulsión del satélite con un sistema de control de reacción de hidrazina y un motor de apogeo de propelente sólido se muestra en la figura 3.5

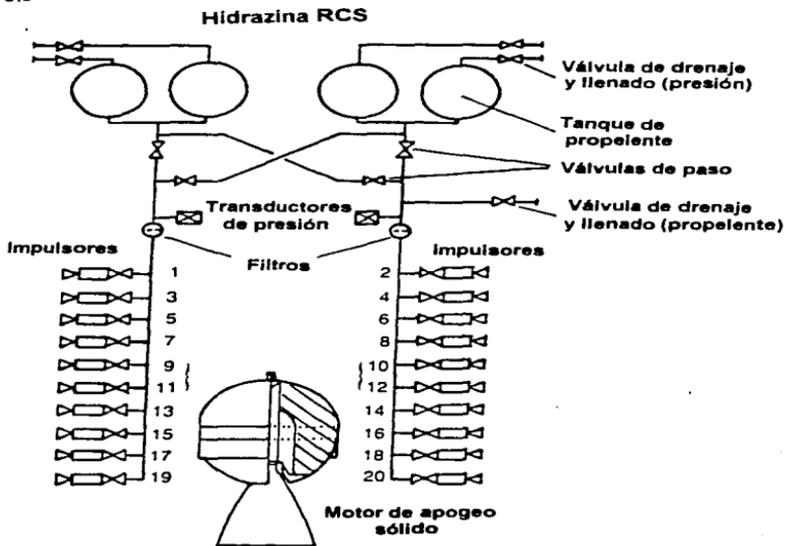


Fig 3.5 Sistema de propulsión del satélite.

CAPITULO 4: VEHICULOS DE LANZAMIENTO

GENERALIDADES

Una vez que el largo proceso de diseño, armado y pruebas es completado, el satélite puede ser lanzado. La difícil tarea de un vehículo de lanzamiento es poner el satélite en la órbita deseada.

Para hacer esto, el vehículo de lanzamiento debe tener un empuje y un impulso específico para poner al satélite en un punto dado en el espacio, una velocidad con la magnitud y dirección correcta.

Existen diferentes tipos de vehículos de lanzamiento, cada uno con características propias para aplicaciones distintas. Hemos visto, en el capítulo 2, que para colocar un satélite en órbita geoestacionaria hay tres métodos distintos. Puesto que cada método es diferente, debe haber vehículos de lanzamiento de acuerdo a cada uno de estos métodos. Los vehículos espaciales pueden ser clasificados en forma general como expandibles o recuperable/reusable. Otras bases para clasificarlos son el tipo de propelente, número de estados (un estado, dos estados, etc.), y puede ser tripulado o no tripulado.

En cuanto a los elementos principales de un vehículo de lanzamiento, estos son:

- El motor cohete y
- El cuerpo útil

El motor cohete proporciona al vehículo las fuerzas de propulsión que sirven para acelerar al vehículo, desde el reposo hasta alcanzar la velocidad requerida.

El cuerpo es el resto del vehículo y contiene los propelentes, soporta las cargas estructurales y contiene la carga útil (satélite). La mayor parte del peso del vehículo se dedica a los propelentes.

4.1 VEHICULOS EXPANDIBLES DE LANZAMIENTO (ELV)

La gran mayoría de vehículos de lanzamiento comprenden un número de etapas, las cuales son usadas durante un pequeño período de vuelo y entonces desechados: estos son los vehículos expandibles de lanzamiento (ELV). Los cuales se utilizan para lanzar satélites geoestacionarios por el método de inyección inicial en órbita elíptica (descrito en el capítulo 2).

En estos vehículos de etapas múltiples, la masa entera del vehículo, incluyendo tanques de propelente y la estructura, no tiene que ser llevada toda a la órbita, dando como resultado que una carga con mayor masa puede ser llevada.

Los vehículos de lanzamiento de este tipo más contemporáneos para satélites geoestacionarios, constan de tres estados.

Un ejemplo representativo de la tecnología ELV son los vehículos Ariane, Atlas, Delta y Titán, de los cuales se darán las características más adelante. Un

cuerpo convencional multietapa como Ariane libera una nave espacial dentro de una órbita elíptica de transferencia con su apogeo a la altura geoestacionaria.

4.2 VEHICULOS PARA CARGA PESADA

Los vehículos de lanzamiento capaces de levantar relativamente carga grande y pesada son llamados HLV (Heavy Lift Vehicles).

Un vehículo que entrega una carga de 4 toneladas o más a la órbita de transferencia podrá ser considerado un HLV

4.3 EL TRANSBORDADOR ESPACIAL

El transbordador espacial alcanza una órbita de estacionamiento de baja altitud y libera ahí su carga. Aunque el transbordador espacial ha sido diseñado para operar entre altitudes de 185 y 1110 km, su altura orbital de operación es alrededor de los 300 km; por eso en los satélites geoestacionarios se requiere de un motor de perigeo o de estado superior para inyectarlo en la órbita de transferencia.

Son tres los elementos del componente de lanzamiento de un transbordador espacial: el tanque externo de combustible, los dos cohetes de combustible sólido y el orbitador o transbordador, los cuales se pueden ver en la figura 4.1.

El tanque externo de combustible (ET), como su nombre lo indica, está destinado a almacenar el combustible, que es una mezcla de oxígeno e hidrógeno, utilizado por los tres motores principales del orbitador. En su estructura básica se compone de un tanque de hidrógeno líquido como combustible (LH_2) y un tanque de oxígeno líquido como agente oxidante (LO_2), así como su sistema de tuberías, válvulas, sensores, etc.

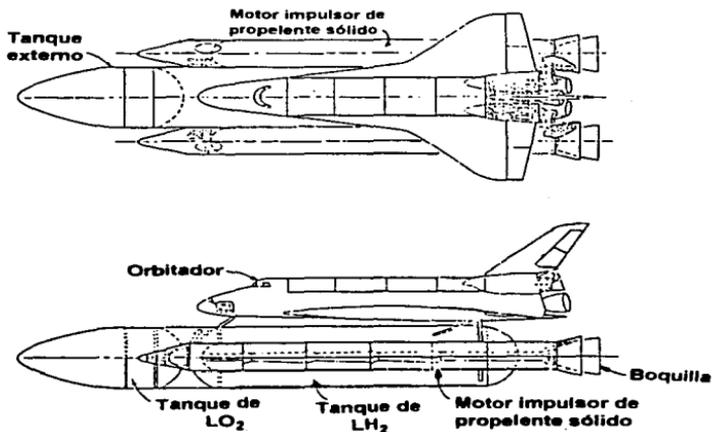


Fig 4.1 Elementos principales de un transbordador espacial.

Debido a que el tanque externo no es reutilizable, ya que se destruye al reingresar a la atmósfera después de separarse del orbitador en la fase de lanzamiento, gran parte del sistema de control y electrónica más sofisticada se encuentra precisamente a bordo del orbitador.

El segundo elemento del componente de lanzamiento son los dos cohetes de combustible sólido, Solid Rocket Booster (SRB). La principal función de este sistema compuesto por dos cohetes unidos al tanque externo es la de proporcionar el empuje adicional al generador por los tres motores principales del orbitador, para que todo el componente de lanzamiento alcance la velocidad nominal y, después de cumplir con el procedimiento de lanzamiento y ascenso, se logre la inserción del transbordador en órbita. Estos dos cohetes son de combustible sólido a base de tetróxido de aluminio y perclorato de amonio como agente oxidante; su reacción es continua una vez que se inicia la ignición.

El orbitador o transbordador es en sí la parte más importante del sistema, pues su función es la de carga y descarga orbital, así como el transporte de la tripulación. En la parte central del fuselaje se encuentra el compartimiento de carga, en donde se colocan los satélites que se insertan en órbita.

Este tipo de vehículo espacial, que es utilizado para lanzar satélites geoestacionarios por el método de inyección en órbita baja (descrito en el capítulo 2), son parcialmente reusables y no son por lo tanto clasificados como ELV.

En la figura 4.2 se ilustran los cuatro principales métodos para liberar a los satélites desde el compartimento de carga de un transbordador:

- a) Montado verticalmente. Despliegue en giro vertical
- b) Montado horizontalmente. Despliegue horizontal, sin giro
- c) Despliegue frisbee
- d) Despliegue por el sistema manipulador remoto, RMS (remote manipulator system), para liberar al satélite desde el compartimento de carga.

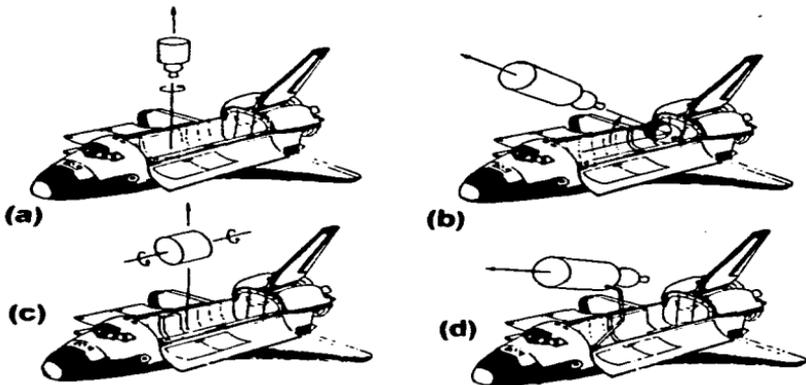


Fig 4.2 Cuatro principales métodos para liberar los satélites desde el transbordador

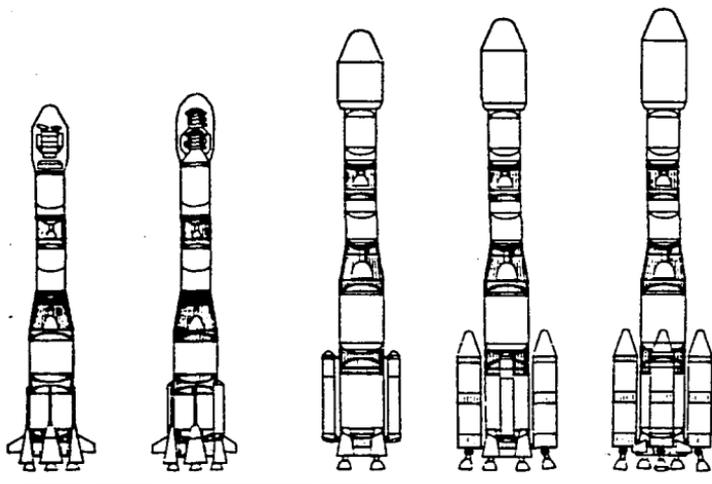
4.4 SERIES DE VEHICULOS DE LANZAMIENTO

4.4.1 ARIANE

En julio de 1973, el gobierno de Europa aceptó una propuesta francesa para desarrollar un gran lanzador para reemplazar al Europa III. En 1977 se aprobó un plan para mejorar el lanzador, y como resultado dos nuevas versiones, Ariane II y Ariane III, fueron desarrolladas por la Agencia Espacial Europea. Entre cuyos objetivos principales estaba 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 Guayana Francesa.

El Ariane IV es el más reciente y el más popular de la serie Ariane. Este cohete es un vehículo de propelente líquido de tres estados, con una variedad de cohetes aceleradores para cumplir los diferentes requerimientos de carga. Existen seis posibles configuraciones presentadas, en orden progresivo, en cuanto a capacidad de carga. Estas son:

Ariane 40	Sin cohete impulsor
Ariane 42P	Dos cohetes impulsores de propelente sólido
Ariane 42L	Dos cohetes impulsores de propelente líquido
Ariane 44P	Cuatro cohetes impulsores de propelente sólido
Ariane 42LP	Dos cohetes impulsores de propelente líquido y dos de propelente sólido



Ariane 1
1 750 kg

Ariane 3
2 580 kg

Ariane 4
42P
2 600 kg

Ariane 4
44LP
3 700 kg

Ariane 4
44L
4 200 kg

Fig 4.3 Evolución de los cohetes Ariane

Ariane 44L Cuatro cohetes impulsores de propelente líquido

En la figura 4.3 se aprecia la evolución de los cohetes Ariane. La masa máxima que pueden colocar en la órbita de transferencia geosíncrona se indica debajo de cada versión. Recientemente los lanzadores Ariane 1 y Ariane 3 han sido descontinuados; el último lanzamiento de un Ariane 3 se realizó en 1989, y ahora sólo se comercializa el Ariane 4.

4.4.2 ATLAS/CENTAURO

Estos son diferentes a los vehículos Ariane y fueron desarrollados por la General Dynamic. El primer vuelo de un Atlas Centauro tuvo lugar en 1962. Ya en 1986, 65 Atlas Centauro habían sido lanzados, con sólo diez fallados. Ahora este vehículo está disponible en cuatro variantes, las cuales se numeran a continuación en orden creciente de la capacidad de carga:

Atlas I	2245 kg
Atlas II	2676 kg
Atlas IIA	2812 kg
Atlas IIAS	3493 kg

Como se puede observar en la figura 4.4 el vehículo de lanzamiento Atlas está integrado por dos etapas: la primera etapa es el cohete Atlas, la segunda etapa o estado superior consiste en el cohete Centauro. Esta serie de vehículos provienen del llamado misil balístico intercontinental (ICBM).

ESTA TESIS NO DEBE
SALIR DE LA BIBLIOTECA

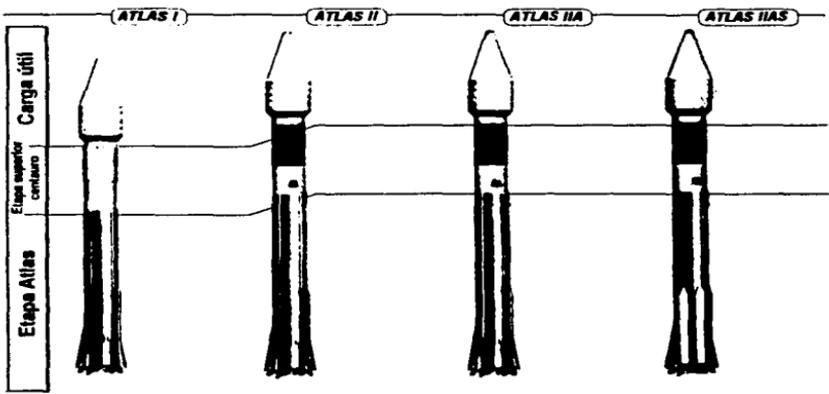


Fig 4.3 Evolución de los vehículos de lanzamiento Atlas

4.4.3 DELTA

El vehículo Delta II es la más nueva versión desarrollada por McDonnell Douglas; y como el Atlas, es un descendiente directo de un misil ballístico intercontinental (ICBM). El primer misil lanzado fue el llamado Thor, en 1960.

Durante los 25 años siguientes, el Thor se convirtió en el Delta 3920 con un módulo de carga asistida (PAM) capaz de insertar una carga de 1720 kg en la órbita de transferencia.

Los vehículos Delta son lanzados desde Cabo Cañaveral, con una latitud de 28.5°, para lanzamientos en la órbita de transferencia, aunque algunos lanzamientos han sido también desde la base aérea de Vandenberg en California. En la serie Delta existen vehículos de dos y tres estados. En estos últimos, el tercer estado o etapa es un motor cohete de combustible sólido. Los cohetes Delta de tres estados son:

Delta 6925

Delta 7925

Los cohetes Delta de dos estados son:

Delta 6920

Delta 5039

Los modelos Delta 7920 y 7925 son versiones con poca capacidad de carga. El Delta posee la habilidad de poder lanzar más de una carga en el espacio ya que puede ser posible el lanzamiento de múltiples cargas pequeñas en órbita circular baja. En la figura 4.5 se muestra la evolución de los vehículos de lanzamiento Delta.

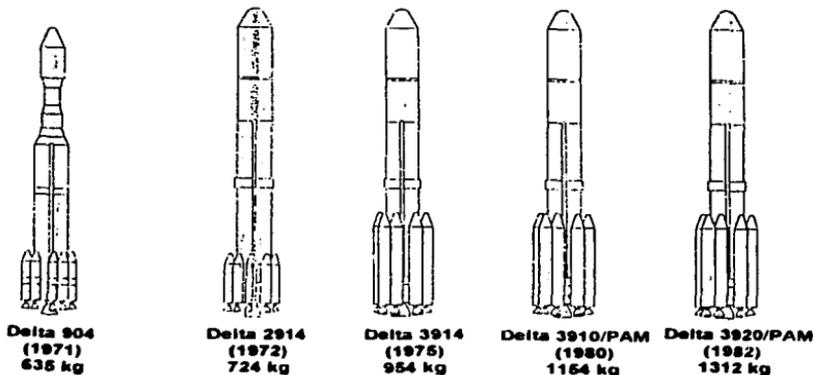


Fig 4.5 Evolución de los vehículos de lanzamiento Delta

4.4.4 TITAN

El lanzador Titán originado en el programa de misiles balísticos iniciado en 1955, fue lanzado por primera vez en 1962. El Titán es básicamente un vehículo de dos estados que utiliza propelentes líquidos. En 1962, Martin Marietta empezó a trabajar para convertir el misil en un lanzador: el Titán III, que también tuvo dos cohetes lanzadores. Ha habido varias versiones de este vehículo, el más reciente es el Titán 34D.

El Titán I fue un misil balístico intercontinental; el Titán II fue usado por la NASA para 10 misiones en 1965 y 1966; el Titán III desplegó más de 200 naves del tipo Voyager y Viking. El Titán IV es una poderosa combinación de un primer estado de combustible líquido con dos motores de propelente sólido adicionales, y en segundo estado de combustible líquido. Este tiene una capacidad de lanzamiento de más de 5000 kg de carga en la órbita de transferencia elíptica, o 14000 kg en la órbita circular baja.

4.4.5 COHETES SOVIETICOS

Los principales lanzadores Soviéticos han sido nombrados como diferentes familias de lanzadores, la A, B, C, D y F. La más famosa es la A, o lanzador Soyuz. La familia B, o lanzador Cosmos, está basado en dos estados SS4 Sandal. La familia D, o lanzador Protón, es el único lanzador soviético que no está basado en lanzadores militares. Los lanzadores de la serie F tienen dos estados básicos, y un tercer estado que depende del tipo de misión.

4.4.6 VEHICULOS DE CHINA Y JAPON

Estados Unidos, CIS (anteriormente URSS) y Europa no son los únicos en tener lanzadores. China y Japón han tenido numerosos éxitos en este terreno; además la India también tiene un vehículo lanzador y Brasil está desarrollando uno.

Todos los cohetes de China son identificados como tipo Long March o CZ, con sufijos 1, 2, 3, 2E y ahora el Long March 4.

El primer éxito de China fue en abril de 1970 con el lanzador CZ1. Este estuvo basado en un misil desarrollado con asistencia de la antes URSS. El lanzador tiene dos estados de propelente líquido y un estado de propelente sólido, puede colocar una carga útil de 300 kg en órbita a una altitud de 440 km.

De 1974 en adelante, China ha usado el lanzador CZ2; también basado en un misil. El lanzador CZ3 estuvo basado en el CZ2 con la adición de un tercer estado. Este lanzador fue diseñado para lanzamientos geostacionarios.

China tiene una base espacial en el centro Chiu Chuan Space Center, y la principal se encuentra en Liangshan en la provincia de Sichuan.

Mientras tanto en Japón, el Institute of Space and Astronautical Sciences (ISAS) y la Universidad de Tokio desarrollaron una familia de cohetes y, a finales de 1960, construyeron un lanzador de propelente sólido de cuatro estados: el

Lamda 4S. Su primer vuelo exitoso tuvo lugar en febrero de 1970. Este fue transformado para producir el lanzador Mu.

Por otra parte, H1 y H2 son los vehículos de lanzamiento desarrollados por la Agencia Nacional de Desarrollo en el Espacio de Japón. El modelo H1 fue usado para el lanzamiento de satélites DBS de Japón. Este vehículo es un cohete de tres etapas, con dos etapas de propelente líquido y el tercero es un compuesto de propelente combustible. En cuanto al modelo H2 es una versión mejorada del H1, teniendo una mayor capacidad de carga que este último.

4.5 SITIOS DE LANZAMIENTO

Hace 35 años sólo había dos sitios de lanzamiento, uno en Kazakistan en las CIS (entonces la URSS), y el otro en Cabo Cañaveral, Florida. Ambos fueron construidos con el objeto de desarrollar los gigantes misiles balísticos intercontinentales (CBM). Como la carrera por la conquista del espacio marcha mano a mano con la exploración del mismo, más sitios de lanzamiento fueron construidos en América y las CIS.

China ha también empezado la construcción de otros cuatro sitios de lanzamiento en Jiuquian, Zichang, Taiyan y Haiian. La India tiene dos lugares de lanzamiento en la Isla de Sriharikota y South India. Japón por su parte está construyendo un nuevo lugar de lanzamiento en Tenegashima Island.

Idealmente un sitio de lanzamiento debe estar situado en una isla o en una locación remota rodeado por un océano. Siendo el principal objetivo del sitio lanzar naves a la órbita geoestacionaria, entonces es preferible que el sitio de lanzamiento se localice tan cerca como sea posible del ecuador. Esto hace el lanzamiento más eficiente y ahorra costos de combustible, también significa que el cohete puede llevar una mayor carga porque la distancia a la órbita de transferencia es más pequeña.

En el pasado, Cabo Cañaveral fue el más eficiente sitio de lanzamiento, tan bueno que fue el único conocido por tanto tiempo en el mundo. Pero ahora el Guiana Space Centre, de Kourou, en la Guayana Francesa, es el que da la pauta al mundo en tecnologías y récord de lanzamiento.

Los sitios de lanzamiento más grandes del mundo son:

Sitio de lanzamiento	Latitud (°N)
Ecuatorial	0
Guiana Space Centre, Guayana Francesa	5.2
Xichang, China	28
Kennedy Space Center, E.U.	28.5
Tanegashima, Japón	30.5
Vandenberg Air Force Base, E.U.	35
Jiuquan, China	41
Baikonur Cosmodrone, (antes URSS)	46
Northern Cosmodrone, (antes URSS)	63

4.6 SECUENCIA DEL ASCENSO DE UN VEHICULO DE LANZAMIENTO

Hasta aquí se han estudiado las características y modelos de los vehículos de lanzamiento, pero ¿qué es lo que sucede con el vehículo desde su levantamiento en tierra hasta el momento en que libera al satélite en el punto indicado? Pues bien, en este apartado se da una descripción general de la secuencia del ascenso del vehículo de lanzamiento. Para tal fin se ejemplificará con el lanzamiento de un vehículo Atlas II/Centauro II.

En la figura 4.6 se ilustra esquemáticamente la serie de eventos realizados por el vehículo, de los cuales se da la secuencia en la tabla siguiente:

Marca	Evento
0	Despegue
1	Finaliza impulsor Atlas
2	Impulsor arrojado al mar
3	Separación de Atlas/Centauro
4	Inicio del primer motor principal de Centauro
5	Finaliza el primer motor principal
6	Inicio del segundo motor principal de Centauro
7	Finaliza el segundo motor principal
8	Liberación del satélite

Cuando sucede el evento 5, el vehículo se encuentra ya en la órbita de estacionamiento; y en el evento 7 ha alcanzado la órbita de transferencia.

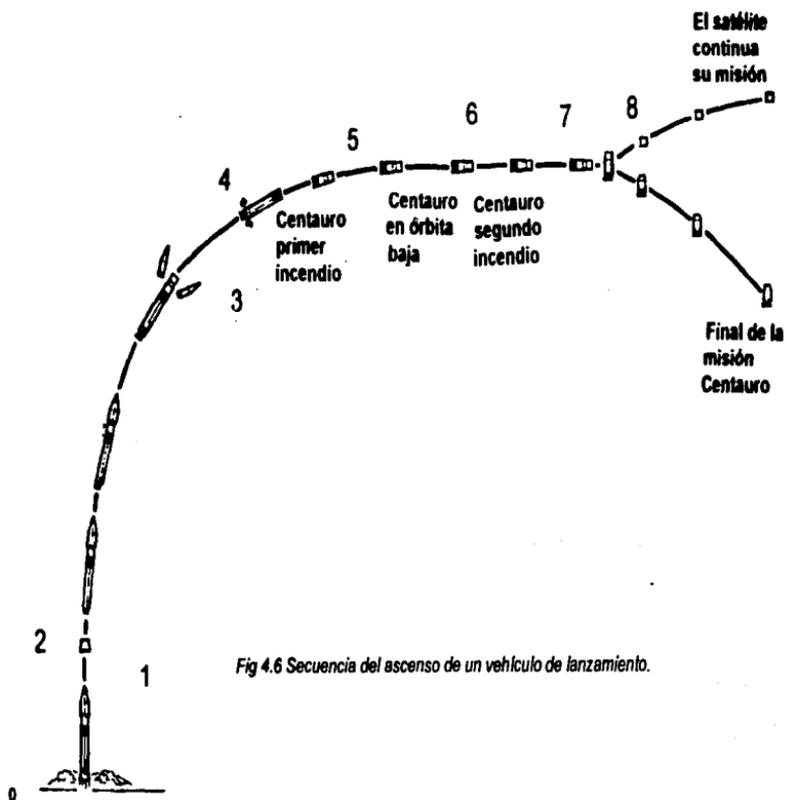


Fig 4.6 Secuencia del ascenso de un vehiculo de lanzamiento.

CONCLUSIONES

Dentro de las grandes invenciones de este siglo, se encuentran las comunicaciones vía satélite, y la carrera por las comunicaciones ha traído como consecuencia el desarrollo de nuevas tecnologías, tanto en el segmento terrestre como en el segmento espacial.

Aunque los satélites no significan la solución universal, sí ofrecen servicios únicos, pero en algunos casos están en competencia con otras técnicas de comunicación. Los servicios que los satélites pueden ofrecer son comparados en términos de costo y fiabilidad.

No sólo los satélites, como tal, se han perfeccionado para cubrir nuevas aplicaciones y mayores distancias, este crecimiento viene dado también por los componentes de todo el sistema de comunicaciones vía satélite, lo cual incluye lo relativo a la cuestión de los lanzamientos. El sistema de lanzamiento de un satélite, que abarca lo referente a vehículos de lanzamiento y a la tecnología de la propulsión, también se ha perfeccionado para responder a los requerimientos de los nuevos satélites.

En cuanto a los vehículos de lanzamiento, se trabaja para crear vehículos recuperables en su mayor parte y reutilizables; con lo que se lograría economizar en gran parte los gastos totales del lanzamiento de un satélite. Igualmente, se busca la forma de incrementar el impulso específico y su capacidad de carga; perfeccionando para esto, los sistemas de propulsión y explorando el campo de los materiales propelentes.

Después de esta investigación que he hecho, he encontrado que el poner un satélite en órbita, implica todo un proceso tan complicado e interesante al mismo tiempo, que al ir avanzando en el desarrollo del mismo, me admiraba cada vez más de la complejidad de dicho proceso; el cual, como usuarios pocas veces imaginamos cuando, por ejemplo, realizamos una llamada telefónica, disfrutamos de un programa de televisión de otro país en vivo y en directo, etc.

Espero que este trabajo sea de utilidad para aquellas personas que deseen tener una visión general sobre el tema en una forma sencilla, ya que debido a que el tema es bastante extenso y no se podría estudiar a fondo en un trabajo de este tipo, he tratado de incluir los conceptos fundamentales sobre el mismo. Por mi parte, la realización del presente me ayudo a comprender mejor el tema, obtener nuevos conocimientos y reforzar los antes adquiridos.

GLOSARIO

APOGEO: distancia máxima del satélite respecto a la tierra.

BIPROPELENTE: mezcla de dos propelentes distintos, uno que actúa como combustible y otro como comburente.

CIS: Comunidades Independientes Socialistas, antes URSS

DBS: Direct Broadcasting Satellites, satélites para transmisión doméstica.

ELV: Vehículos expandibles de lanzamiento (Expendible Launch Vehicle)

GEO: Orbits geostacionaria (Geostationary Earth Orbit) cuyo período y sentido de rotación, es el mismo al de la tierra, y se encuentra en el plano ecuatorial a 35 806 km de altura sobre el nivel del mar.

GTO: Orbits de transferencia (Geostationary Transfer Orbit) de forma elíptica, en la cual, uno de sus focos es la tierra.

HIDRAZINA: Líquido incoloro, sus vapores son explosivos. Se emplea como combustible para cohetes.

HLV: Vehículos de lanzamiento para carga pesada (Heavy Lift Vehicles)

HOHMANN: Físico alemán, quién describió en 1925 la trayectoria de la órbita de transferencia geostacionaria, como la ruta más económica entre dos órbitas circulares.

ICBM: Misiles balísticos intercontinentales (Inter Continental Ballistic Misil) desarrollados por E.U. en los años 60's.

LEO: Órbita circular baja (Low Earth Orbit), que se encuentra aproximadamente a 300 km sobre el nivel del mar. Se le utiliza como órbita de estacionamiento.

NASA: National Aeronautic and Space Administration, creada el 1° de octubre de 1958.

PROPELENTE: materia necesaria para producir el flujo de trabajo del cohete propulsor.

PROPULSOR: dispositivo que origina el movimiento hacia adelante, mediante la expulsión de partículas a gran velocidad.

SRB: Cohetes de combustible sólido (Solid Rocket Booster).

BIBLIOGRAFIA

Curso de instalación de antenas parabólicas

Bosh Torrano Angel
EDAMEX, México, 1991

La cuenta regresiva continua

Gómez Silva Roberto
Ed. LIMUSA, México, 1990

Communications satellite handbook

Morgan Walter L.
Ed. John Wiley & Sons Inc., E.U., 1989

Satélites de comunicaciones

Neri Vela Rodolfo
Ed. Mc Graw-Hill, México, 1989

Rocket propulsion elements

Sutton George P.
Ed. John Wiley & Sons Inc., E.U. 1992

The communications satellite

Williamson Mark
Ed. Adam Hilger, Inglaterra, 1990

Satellite communications

Wood James

Ed. NEWNES, England, 1994

Encyclopedia of Space

Ed. Cambridge University Press

E.U., 1990

Manual de recepción de T.V. vía satélite

Ediciones Aura

Barcelona, 1986