



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

TESIS

**"PROGRAMACIÓN APLICADA AL
DIMENSIONAMIENTO TÉCNICO Y
ECONÓMICO DE UN SATÉLITE DE
TELECOMUNICACIONES"**

**QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE
INGENIERO EN TELECOMUNICACIONES**

PRESENTAN:

"GONZÁLEZ GÓMEZ JAIME ALBERTO"

"TREJO PICAZO ALDO"

DIRECTOR DE TESIS

DR. SALVADOR LANDEROS AYALA

CIUDAD UNIVERSITARIA 25 /mayo/ 2013



A mis padres quienes en todo momento me apoyaron, alentaron para seguir adelante y nunca me dieron la espalda y sin quienes este trabajo no hubiera sido posible

A mis hermanas, Ana y Lulú quienes me apoyaron siempre sin que necesitara pedirles ayuda.

A la facultad quien me dio la oportunidad de conocer a muchos de mis mejores amigos y pasar mis mejores momentos

Jaime Alberto González Gómez

A mis padres y hermanos por el apoyo mostrado durante esta importante etapa de mi vida ya que sin ellos no hubiera sido posible concluirla.

A mis amigos por hacer más amenos los momentos difíciles.

A mis familiares y en especial a Ricardo Jáuregui por las pláticas, consejos e incondicional apoyo a lo largo de mi vida.

Aldo Trejo Picazo.

Un agradecimiento especial de parte de los dos para el profesor Salvador Landeros Ayala, por su apoyo constante y orientación para la realización de este trabajo

PROGRAMACIÓN APLICADA AL DIMENSIONAMIENTO TÉCNICO Y ECONÓMICO DE UN SATÉLITE DE TELECOMUNICACIONES

Contenido	Página
Objetivos	8

Capítulo 1

Introducción	9
1.1 ¿Qué es un satélite?	9
1.2 Características y clasificación de satélites	12
1.3 Aplicación de los satélites	20
1.4 Componentes de un satélite de comunicaciones	22
1.4.1 Subsistemas de un satélite	22
1.5 Subsistemas en esta tesis	24

Capítulo 2

Introducción	25
2.1 Definición de una órbita	25
2.2 Leyes de Kepler	27
2.3 Órbitas útiles	38
2.3.1 Órbitas geoestacionarias	39

Capítulo 3

Subsistema de comunicaciones	48
3.1 Consideraciones sobre las bandas de frecuencia	48
3.1.2 Modelos de trabajo de subida y de bajada.....	51
3.2 Transpondedores	53
3.2.1 Descripción, configuración e intermodulación	54
3.2.2 Procesamiento a bordo	56
3.3 Antenas y reflectores	58
3.3.1 Tipos de antenas.....	58
3.3.2 Reflector parabólico perfilado.....	62
3.4 Diagrama funcional del subsistema	64
3.5 Disponibilidad y fiabilidad	65

Capitulo 4

Introducción	68
4.1 Celdas solares	69
4.1.1 Materiales.....	74
4.1.2 Tipos de celdas solares.....	75
4.1.2 Planeación y diseño de arreglos de celdas solares.....	80
4.2 Baterías	85
4.2.1 Tipos de baterías.....	85
4.2.2 Planeación del sistema de almacenamiento de energía.....	89
4.3 Sistema de distribución de energía.....	90

Capitulo 5

Subsistema de propulsión	91
5.1 Tipos de propulsión	92
5.1.1 Propulsión química.....	94
5.1.2 Propulsión eléctrica.....	97
5.1.3 Híbridos.....	101

5.2 Combustible requerido en órbita de transferencia	102
5.3 Combustible requerido para órbita geostacionaria	106

Capitulo 6

Introducción	109
6.1 Introducción a MATLAB	109
6.2 Conceptos básicos de MATLAB	110
6.3 Interfaces Gráficas de Usuario (GUIs) en MATLAB.....	112
<i>6.3.1 Objetos gráficos en MATLAB</i>	<i>113</i>
<i>6.3.1.1 Jerarquía de los objetos gráficos.....</i>	<i>115</i>
<i>6.3.1.2 Propiedades de los objetos</i>	<i>117</i>
<i>6.3.2 Elementos de control y elementos de menú.....</i>	<i>120</i>
<i>6.3.2.1 Objetos de control uicontrol objects</i>	<i>121</i>
<i>6.3.2.2 Objetos de menú menu objects.....</i>	<i>126</i>
<i>6.3.3 Manejo de eventos en MATLAB</i>	<i>128</i>
6.4 Desarrollo de Interfaces gráficas en MATLAB.....	132
<i>6.4.1 Fases en el Diseño de interfaces gráficas.....</i>	<i>134</i>

Capitulo 7

Desarrollo del software.....	137
7.1 Estructura y Objetivo del Programa	137
7.2 Desarrollo del módulo de Requerimientos	139
7.3 Desarrollo del módulo del Subsistema de Comunicaciones.....	143
7.4 Desarrollo del módulo del Subsistema eléctrico.....	152
7.5 Desarrollo del módulo del Subsistema de propulsión.....	161
Conclusiones.....	175
Bibliografía.....	176

Objetivos

- Desarrollar una herramienta de software que sea útil en una primera instancia en el proceso de planeación y diseño de los subsistemas más importantes y determinantes de un satélite geoestacionario de comunicaciones.
- Contribuir al desarrollo de nuevas herramientas de software utilizables en proyectos de tecnología espacial.
- Impulsar a los nuevos talentos a mantener un interés latente en esta área de las telecomunicaciones.

Capítulo 1

Introducción

En este capítulo se muestra la definición y los conceptos fundamentales de un satélite, una breve reseña histórica del nacimiento de los satélites, así como los subsistemas que lo componen y los subsistemas elegidos para esta tesis.

1.1 ¿Qué es un satélite?

Un satélite en general es un cuerpo que se encuentra en órbita en torno a un cuerpo de mayor masa, el cual ejerce sobre el satélite una atracción gravitacional. Para considerar un objeto como satélite natural de otro cuerpo, se considera como criterio básico que el centro de masa se encuentre dentro del objeto de mayor masa.

Un satélite artificial es una astronave creada por el hombre lanzada al espacio para girar de forma útil alrededor de la tierra o algún otro cuerpo celeste. Éstos, al igual que los naturales, como la Luna, son atraídos por el planeta alrededor del cual giran; pero no caen precisamente por el hecho de que giran. Los satélites, ya sean naturales o artificiales, se mantienen en órbita en torno a un planeta porque se encuentran en un punto de equilibrio en torno a éste, es decir, se equilibran las fuerzas centrífuga (la que tiende a alejar a un cuerpo del centro de rotación) y fuerza centrípeta (la que tiende a arrastrarlo hacia el centro). Para colocar un satélite en órbita es necesario contar con combustibles para impulsarlos, e instrumentos de precisión para guiarlos. Estos satélites son utilizados para diversas aplicaciones las cuales se mostraran más adelante.

Los satélites de telecomunicaciones orbitan la Tierra en 24 horas y pueden utilizarse constantemente ya que están en línea de vista con la estación terrena la mayor parte del tiempo, cuando estos salen de línea de vista es necesario

hacer correcciones lo cual consume combustible y es un factor importante para el tiempo de vida útil del satélite.



Figura 1.1 Satélite Artificial

Los satélites artificiales nacieron durante la guerra fría entre los Estados Unidos y La Unión Soviética, ya que ambos pretendían llegar a la luna, el cual era el principal objetivo, y a su vez lanzar un satélite a la órbita espacial.

La era espacial inicia en 1946, cuando científicos norteamericanos comenzaron a utilizar los cohetes capturados V-2 alemanes para realizar mediciones de la atmósfera. Antes de ese momento, los científicos utilizaban globos que llegaban a los 30 km de altitud y ondas de radio para estudiar la ionosfera. Desde 1946 a 1952 se utilizó los cohetes V-2 y Aerobee para la investigación de la parte superior de la atmósfera, lo que permitía realizar mediciones de la presión, densidad y temperatura hasta una altitud de 200 km.

La Unión Soviética, desde Baikonur, lanzó el primer satélite artificial de la humanidad, el 4 de octubre de 1957; marcando con ello un antes y después de la carrera espacial, logrando que la Unión Soviética, liderada por Rusia, se adelantara a Estados Unidos en dicha carrera. Este programa fue llamado Sputnik I, el cual tenía un peso de 84Kg, media 60cm de diámetro, se mantuvo 21 días operando y 6 meses en órbita, al momento de colocarse exitosamente en órbita, emitió unas señales radiales en forma de pitidos, demostrando el éxito alcanzado por los científicos soviéticos.

Este programa fue seguido por otros logros rusos, como los programas Sputnik 2 y 3. Cabe señalar que en el Sputnik 2, la Unión Soviética logró colocar en órbita el primer animal en la historia, la perra llamada Laika. Con el Sputnik, la Unión Soviética, sin querer, provocó una psicosis colectiva en los Estados Unidos, debido al temor provocado en la población estadounidense ante el gran adelanto tecnológico desarrollado por los soviéticos.

El 12 de Abril de 1961, el satélite espacial Vostok, con un hombre a bordo, había penetrado en el espacio y, tras realizar un vuelo alrededor del globo, descendió con éxito a la Tierra, aterrizando sobre la Unión Soviética. El primer hombre que ha penetrado en el espacio era el ciudadano soviético Yuri Aleixéievich Gagarin. El lanzamiento se había producido al término de la cuenta atrás, exactamente a las nueve y siete minutos -hora de Moscú- del 12 de abril de 1961 desde la base de Baikonur, en el Kazajstán. El cohete de varias fases, dotado de seis motores de reacción, llevó la nave espacial a 327 Km de altura.



Figura 1.2 Aleixéievich Gagarin

El 5 de Mayo de 1961, se lanzo el cohete llamado Redstone desde Cabo Cañaveral, el cual transportaba una capsula nombrada como Freedom 7, con el primer hombre americano a bordo, Alan B. Shepard. Pero a diferencia del vuelo realizado por Gagarin este no se trataba de un vuelo orbital, sino de una trayectoria balística, esto significaba que la capsula nunca se encontró equilibrada en una órbita, sino que estuvo sujeta en todo momento a la gravedad de la Tierra, en estas condiciones el tripulante no experimento el fenómeno de la ausencia de peso. El vuelo tuvo una duración aproximada de 15 minutos.

Desde entonces se han puesto en órbita miles de satélites artificiales, diseñados para cumplir las más diversas tareas, y con una enorme gama de tamaños, pesos, geometrías, etc. En un poco más de 40 años los satélites artificiales han modificado sustancialmente nuestro modo de vivir y la manera de ver el universo. Sus usos y aplicaciones son innumerables.

1.2 Características y clasificación de satélites

Un satélite artificial en la actualidad puede tener diversas características pero algunas que tienen en común la mayoría de ellos es que prácticamente todos están diseñados para tener una órbita, todos están compuestos por subsistemas y todos transmiten y reciben datos a las estaciones terrenas que se encuentran en la Tierra y tienen un tiempo de vida útil que varía dependiendo las condiciones en las que se encuentre estos artefactos son muy útiles para el hombre ya que son los principales protagonistas de que se pueda llevar a cabo una comunicación a nivel mundial.

Los satélites se clasifican dependiendo la órbita en la que se encuentren, el peso que tengan y la aplicación que se les dé, a continuación se muestran estas clasificaciones y su descripción, cabe mencionar que en esta tesis se trataran los satélites de comunicaciones por lo que se delimitara el tema.

La clasificación con respecto a la órbita que tengan los satélites considera tres factores importantes para llevarse a cabo los cuales son la forma de la trayectoria de la órbita, la inclinación de la misma y por último la altura a la que se encuentre el satélite con respecto a la Tierra.

La órbita de un satélite puede ser de dos formas ya sea circular o elíptica dependiendo la trayectoria que siga el satélite. La figura 1.3 muestra las dos formas de orbita que podemos tener. Por lo general estas órbitas se mueven en el mismo sentido que el de rotación de la Tierra (dirección prógrada mostrada en la figura 1.1) y son conocidos como satélites asíncronos, en este caso la velocidad angular del satélite deberá ser mayor a la velocidad angular de la

Tierra, en cambio si la velocidad angular es menor o la trayectoria que sigue es en sentido contrario al giro de la Tierra el satélite es conocido como satélite retrograda

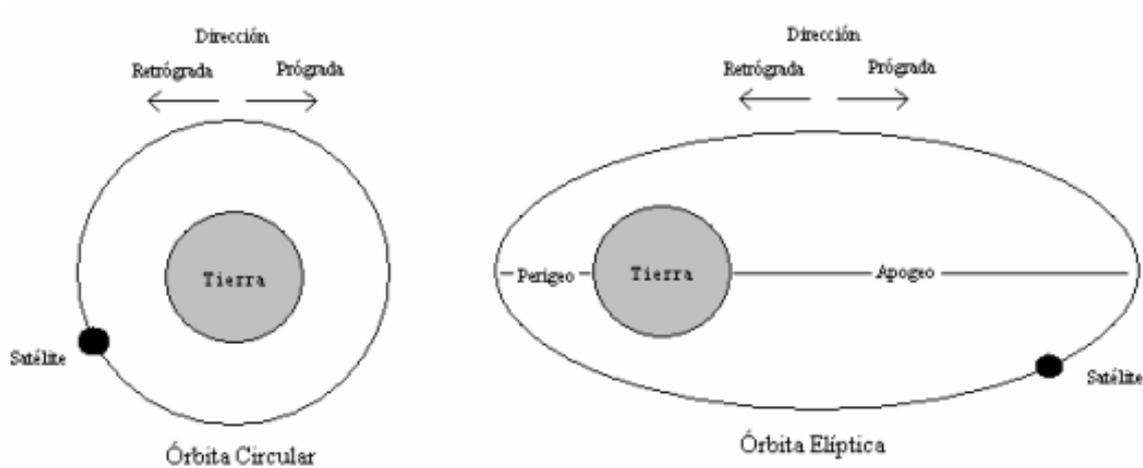


Figura 1.3 Formas que pueden tener las trayectorias de las orbitas

Otro de los parámetros importantes que se toman en cuenta para realizar la clasificación de las trayectorias orbitales es la inclinación de esta en grados respecto al ecuador ya que se tienen orbitas de tipo ecuatorial, inclinada y polar.

En la órbita ecuatorial, como su nombre lo refiere, la trayectoria que sigue el satélite tiene una inclinación de cero grados con respecto al ecuador.

Los satélites en los que su trayectoria tiene una inclinación polar proporcionan una visión más global de la tierra girando con una inclinación cercana a los 90 grados respecto al ecuador (si tenemos 90 grados respecto al ecuador se considera una verdadera órbita polar). En estas órbitas el satélite puede localizarse a 700 u 800 Km. de altura, este tipo de satélites cubren de mejor forma las partes de la Tierra ya que alcanzan sitios difíciles como los polos, en este tipo de orbitas se tienen horarios de recolección de datos ya que el satélite opera en una órbita sincronizada con el sol lo que quiere decir que el satélite pasa a la misma hora del día durante el tiempo que este se encuentre funcionando.

Una órbita inclinada es aquella que se encuentra entre las dos clasificaciones anteriores ya que este tipo de órbitas ya que pueden tener una inclinación entre 0 grados (órbita ecuatorial) y 90 grados (órbita polar), este tipo de órbitas son utilizadas para estudiar una región de la Tierra que sea de interés o por la latitud del lanzamiento (el lugar de donde se lanza el cohete que contiene al satélite), la altura en la que se encuentran los satélites ubicados en este tipo de orbitas es de solo unos cientos de kilómetros, por lo que el periodo orbital es de unas horas, en este tipo de orbitas el satélite pasa por la estación terrena en diferentes horas del día, por lo que es necesario monitorearlos constantemente para la recopilación de datos.

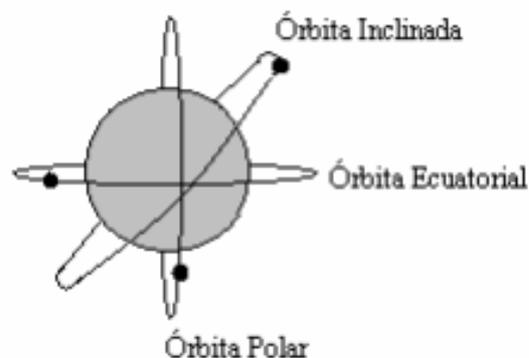


Figura 1.4 Órbitas con ángulo de inclinación respecto al ecuador

En cuanto a la altura a la que se encuentre el satélite también se puede hacer una clasificación, para realizar esta clasificación es conveniente y de vital importancia mencionar la existencia de los cinturones Van Allen, nombrados así en honor a su descubridor James Van Allen, los cuales están constituidos por una gran cantidad de partículas ionizadas con un alto nivel de radiación, lo cual afectaría a los satélites y seres vivos que se quisieran introducir en esta zona. El primer cinturón Van Allen se encuentra localizado entre los 1,500 y 3,000 Km. sobre la Tierra y el segundo entre los 13,000 y 20,000 Km. La figura 1.5 muestra la ubicación de los cinturones Van Allen así como la ubicación de las órbitas satelitales que se explicaran enseguida.

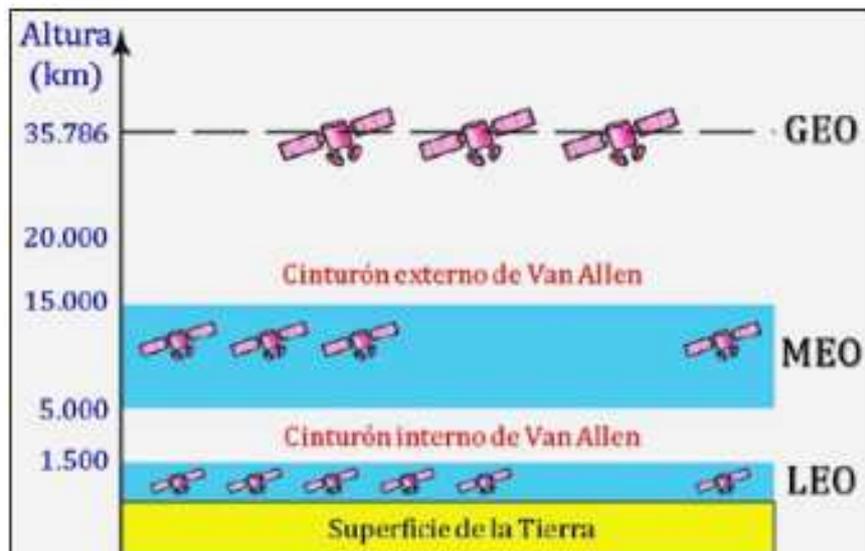


Figura 1.5 Ubicación de las órbitas satelitales y cinturones de Van Allen.

Como ya se mencionó anteriormente las órbitas de los satélites también se clasifican según su distancia con respecto a la Tierra, su plano orbital y la forma de su órbita, con estos parámetros podemos definir las tres órbitas satelitales que se muestran en la Figura 1.4 de la siguiente manera:

Órbita baja o LEO (*Low Earth Orbit*). Son satélites cuyas órbitas tienen una altitud baja, ya que se considera satélite de órbita baja a todo aquel satélite que se encuentra entre los 700 y los 1,500 Km. de altitud por encima de la superficie de la Tierra¹ dependiendo la aplicación. Algunas características de este tipo de satélites es que la geometría de su órbita es casi circular, tienen un ángulo de inclinación variable con respecto del ecuador, el periodo orbital que manejan es corto ya que manejan de 90 a 100 minutos aproximadamente debido a la velocidad que requieren para no sucumbir a la gravedad de la Tierra.

Algunas aplicaciones que se pueden tener en este tipo de órbitas incluyen aplicaciones científicas, satélites de “reconocimiento”, satélites para observaciones astronómicas, satélites de comunicaciones móviles (por medio de constelaciones de satélites), orbitadores y estaciones espaciales.

¹ <http://www.itu.int/ITU-R/asp/terminology-definition.asp?lang=es&rlink={AAAA0A84-2C79-4A12-AF3B-1AB05076E7BF}>

Los satélites de órbita baja (LEO) deben encontrar una posición adecuada para su correcto funcionamiento y la altitud a la que se encuentren, esto para evitar la resistencia que pone los residuos atmosféricos sobre los satélites, lo cual acorta su vida útil, y el inconveniente de tener que estar por debajo de los 1,500 Km. para no sufrir averías ni largas estancias en los cinturones de Van Allen, mencionados anteriormente, ni atravesar áreas de gran intensidad de radiación ya que estas son muy perjudiciales para dichos satélites.

Algunas ventajas que tienen estos satélites: débil atenuación del enlace con la estación terrena, tamaño reducido, bajo costo, retardo tolerable permitiendo transmisión de voz en tiempo real, posibilidad de cobertura mundial incluidos los polos, ahorro de puesta en órbita, posibilidad de contar con enlaces entre satélites lo que hace las redes más flexibles y versátiles.

También debemos mencionar que este tipo de satélites tienen algunas desventajas las cuales son: se necesita una constelación de satélites para tener cobertura global, tiene un aumento considerable en los desvanecimientos causados por árboles, edificios, etc. éste problema es conocido como 'shadowing'².

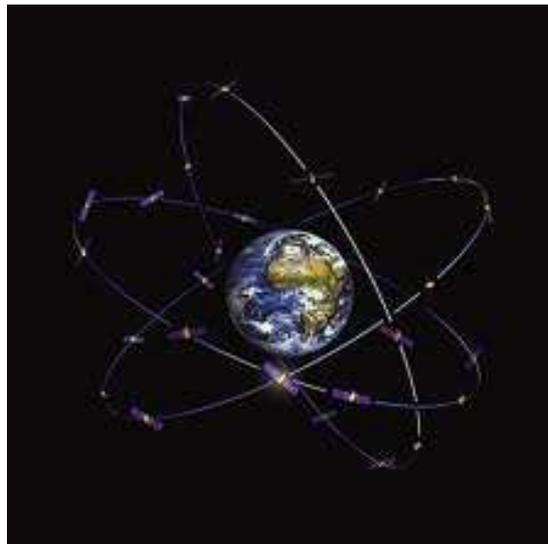


Figura 1.6 Constelación de satélites de órbita baja.

² Shadowing : perdida por desvanecimiento debido a objetos que nos rodean
<http://www.itu.int/ITU-R/asp/terminology-definition.asp>

Al usar comunicación entre satélites se tiene una mayor complejidad del satélite, el cual debe comportarse como una pequeña central de conmutación, debido a este problema aumenta el retardo de propagación ya que efectúa múltiples saltos, al tener una velocidad elevada la conmutación de llamadas en curso es frecuente ('Handover')³, es decir que es habitual que un usuario cambie de zona de servicio durante la misma conexión.

Órbita media o MEO (*Medium Earth Orbit*). Las órbitas medias MEO son también llamadas ICO (Intermediate Circular) con una altitud de unos 10 000 km por encima del nivel del mar. Órbita circular o elíptica de unos 8 000 a 20 000 km de altitud por encima de la superficie de la Tierra⁴, tienen un periodo aproximado de 6 horas, en esta orbita con solo 15 satélites se puede tener una cobertura de toda la Tierra.

El retardo de propagación en este tipo de orbitas es imperceptible, en relación al segundo cinturón Van Allen este tipo de satélite prácticamente no sienten el efecto generado por el mismo ya que por lo general son situados por debajo de ellos para que no se vean afectadas las funciones del satélite.

Órbita geosíncrona o GEO (*Geosynchronous Earth Orbit*). Es conocida también como órbita de Clarke, en honor al escritor Arthur Clarke, que escribió en 1945 por primera vez de esta posibilidad. En este tipo de orbitas el satélite siempre está en la misma posición respecto a la Tierra. La distancia a la que se encuentran estos satélites es de 35,789 Km. A esa altura las comunicaciones tienen un retardo extremo a extremo mínimo y fijo, de al menos medio segundo, esto significa que los satélites geoestacionarios nunca podrán proveer demoras similares a la fibra óptica. Este retardo es el causante de la demora de las llamadas internacionales actuales y que dota a las mismas de un matiz impersonal, esto sería intolerable en el caso de comunicaciones de tiempo real, otro efecto que tiene el permanecer a esta altitud es que esta hace que su periodo sea igual al periodo de rotación de la Tierra (23 Hrs. 56m 4.09s). El efecto que tiene la duración del periodo sobre el satélite es que en

³ Handover: Acción de conmutar una llamada en curso de una célula a otra (intercélula) o entre radiocanales de la misma célula (intracélula) sin interrumpir la llamada.

<http://www.itu.int/ITU-R/asp/terminology-definition.asp>

⁴ <http://www.itu.int/ITU-R/asp/terminology-definition.asp?lang=es&rlink={827DC837-9E24-4C4A-B119-C8DDC403C119}>

este siempre sea estacionario (sincronizado con respecto a la rotación de la Tierra) lo que es conveniente ya que siempre se mantiene visible para la estación terrena.

Debido a lo mencionado anteriormente este tipo de satélites proporciona un panorama de observación muy amplio permitiendo cubrir los sucesos relacionados con el tiempo (clima). Esto es especialmente útil para observar tormentas locales severas, ciclones tropicales etc. En este tipo de órbitas el plano que se maneja es el plano ecuatorial lo que es un poco inconveniente porque al generar imágenes estas tienen una distorsión en las regiones polares de la Tierra y con baja resolución espacial.

Los satélites GEO necesitan también obtener unas posiciones orbitales específicas alrededor del Ecuador para mantenerse lo suficientemente alejados unos de otros (unos 2 grados aproximadamente) para evitar posibles interferencias intersatelitales. La ITU y la FCC se encargan de administrar estas posiciones. Este tipo de satélites son los más usados en el campo de las comunicaciones, porque estos utilizan órbita geoestacionaria y proporcionan servicios MSS (servicios móviles por satélite), FSS (servicios fijos de enlace), y DBS (servicios de difusión directa).

En la siguiente figura podremos apreciar los tres tipos de órbitas referidos anteriormente, en la cual se puede apreciar los aspectos más importantes como lo son la altitud, la inclinación y la forma que tienen estas orbitas y que las diferencia entre sí.

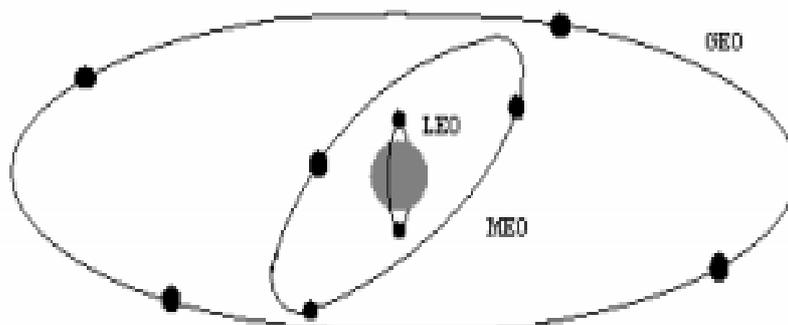
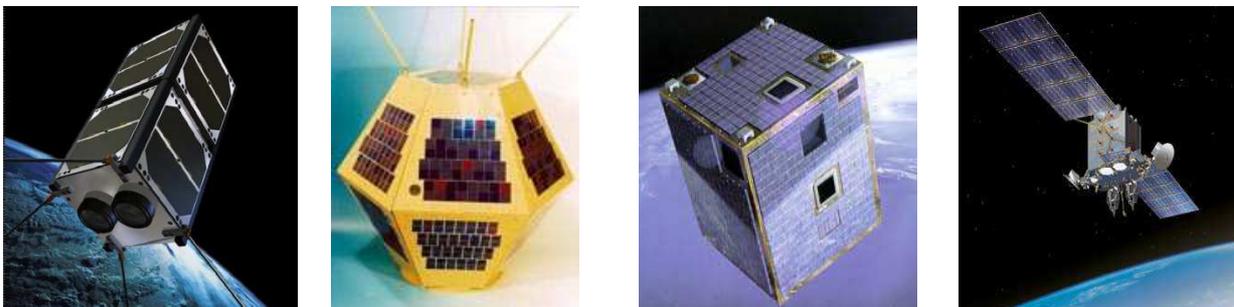


Figura 1.7 Orbitas satelitales

Otro parámetro importante que se considera para clasificar satélites es la masa que estos tengan y la clasificación de los mismos con respecto a esta característica es la siguiente:

- Picosatélites. Este tipo de satélites tienen una masa menor a 1 Kg.
- Nanosatélites En estos satélites la masa es de entre 1 y 10 kg
- Microsatélites. Con una masa que se encuentra entre 10 y 100 Kg.
- Minisatélites. De entre 100 y 500 Kg. de masa.

Este tipo de satélites son desarrollados principalmente por universidades e institutos ya que el costo que tienen es bajo, cuando están completamente armados y cargados con combustible el costo del lanzamiento es menor al de otros satélites, estos satélites aportan funciones completas como lo puede ser navegación y control, sistemas de guiado, propulsión, comunicación y gran ancho de banda, algo que se espera de este tipo de satélites es que puedan llegar a realizar todas las funciones de un satélite de mayor tamaño.



Picosatélites	Nanosatélites	Microsatélites	Minisatélites
Menor a 1 Kg	1Kg-10Kg	10Kg-100Kg	100Kg-500Kg

Figura 1.8 Clasificación por masa del satélite

En esta misma clasificación tenemos los siguientes tipos:

- Satélites medianos que son de entre 500 y 1000 Kg. de masa.
- Macrosatélites cuya masa es mayor a 1000 Kg.

Este tipo de satélites eran los más utilizados antes de la aparición de los pequeños satélites mencionados anteriormente y que como se puede observar concluyen han sido rezagados debido a los avances tecnológicos de la actualidad.

1.3 Aplicación de los satélites

Los satélites pueden ser clasificados dependiendo de la aplicación que se le quiera dar a los mismos ya que son utilizados no solo para comunicación sino para diversas actividades de interés para el ser humano como se muestra a continuación.

Científicos. Tienen como principal objetivo el estudiar la Tierra en cuanto a su entorno atmosférico y superficie, además de ser útiles también a los científicos dedicados al estudio del universo y los cuerpos celestes que lo componen. Estos artefactos permiten que se tenga un conocimiento más preciso ya que gracias al desarrollo de la tecnología se pueden obtener datos acertados e incluso imágenes de una resolución excepcional, las principales aplicaciones son estaciones espaciales, astronomía (el más conocido en la actualidad el telescopio espacial Hubble).

Exploración de recursos naturales (teledetección). Con estos satélites se puede adquirir información de los elementos de la superficie terrestre a distancia, como lo pueden ser la forma y distribución de la cobertura vegetal, uso de la tierra de grandes áreas, vigilar las condiciones de salud de los cultivos, el grado de deforestación, el avance de la contaminación en los mares y un sinnúmero de características más.

Militares. Se utilizan principalmente para apoyar las operaciones militares de ciertos países, bajo la premisa de su seguridad nacional, espionaje, también para determinar posibles arsenales enemigos, movimientos y rutas de tropas, trincheras, estrategias y blancos.

Navegación. Fueron desarrollados originalmente con fines militares ya que con estos se pretendía marcar el rumbo de los misiles, submarinos y tropas, en la actualidad se utilizan para sistemas de posicionamiento global, como el conocido GPS, esto para identificar la localización de sitios en la Tierra, el principio de funcionamiento de este tipo de aplicaciones es mediante la triangulación de tres satélites y una unidad receptora manual la cual podrá señalar el lugar donde ésta se encuentra y así obtener las coordenadas de su localización geográfica.

Meteorología. Estos satélites están especializados en el estudio de la atmósfera y el clima.

Comunicaciones. En este rubro se tiene la aplicación más difundida, más utilizada y una de las más rentables en la actualidad debido a que esos satélites son utilizados a diario por millones de personas, se comunican con las estaciones terrenas por medio de ondas de radio o microondas, muchos de ellos se encuentran en orbitas geoestacionarias aunque en la actualidad y gracias a las constelaciones de satélites se han desarrollado algunos que trabajan en orbitas bajas, este tipo de satélites se utiliza en su mayoría para la transmisión de datos, de voz y televisión de paga.

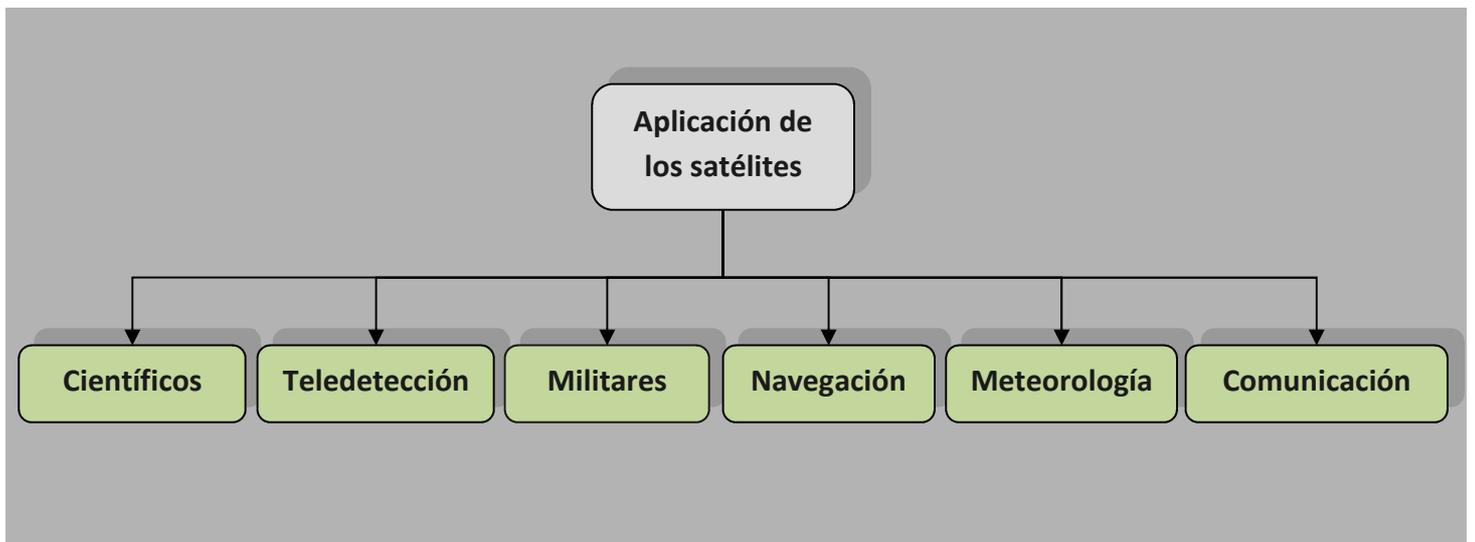


Figura 1.9 Aplicación de los satélites

En esta tesis nos enfocaremos en los satélites de comunicaciones, específicamente en aquellos que se encuentran en una órbita geoestacionaria

ya que como se menciono anteriormente en la actualidad ya existen constelaciones de satélites que son utilizados para comunicaciones.

1.4 Componentes de un satélite de comunicaciones

Un satélite está conformado por una serie de módulos, los cuales son conocidos como subsistemas, que tienen una función específica dentro de este, estos dispositivos trabajan de manera conjunta para que se pueda llevar a cabo de forma exitosa la misión y asegurar el buen funcionamiento del mismo, los subsistemas deben estar diseñados de tal manera que puedan soportar posibles y que puedan trabajar en las peores condiciones posibles, ocasionados en su mayoría por el ambiente espacial, a continuación se muestra una descripción de los mismos.

1.4.1 Subsistemas de un satélite

Subsistema de Comunicaciones

Este subsistema está definido por lo que se conoce como carga útil o *payload* lo cual es la parte más importante del satélite, ya que es el motivo por el cual es enviado el satélite al espacio y es lo que determina la aplicación del mismo, esto es, recibe señales electromagnéticas y las retransmite a la Tierra.

Este subsistema está conformado por dispositivos tales como antenas, transpondedores, amplificadores, multiplexores, filtros, conversores de frecuencia y switches, la principal función de este subsistema es recibir y transmitir frecuencias, en este proceso se realiza la amplificación y conversión de frecuencia de las señales.

La antena tiene la tarea de radiar las ondas electromagnéticas de manera eficiente, este dispositivo define muchas de las aplicaciones que tendrá el satélite así como la cobertura que maneja, los transpondedores son dispositivos que se encargan de amplificar la señal recibida y cambiar su portadora, al dividir las bandas que manejan los satélites en canales se debe tener un transpondedor por canal, los multiplexores se encargan de el manejo de las señales multiplexandolas en tiempo (TDM) siguiendo el familiar proceso de muestreo, codificación y transmisión, los conversores de frecuencia se encargan de desplazar la frecuencia en la que la información es recibida en el satélite a otra de menor frecuencia para ser transmitida a la estación terrena.

Los amplificadores utilizados en un satélite son dispositivos de microondas llamados TWT *Traveling Wave Tube*, o tubo de ondas progresivas, el cual maneja una banda ancha y brinda una gran potencia a la salida.

Tabla 1.1 Frecuencias del transpondedor

Banda	Frecuencia ascendente (GHz)	Frecuencia descendente (GHz)	Problemas
C	6	4	Interferencia terrestre
Ku	14	12	Lluvia
Ka	30	20	Lluvia

En la tabla anterior se puede observar una de las tareas del transpondedor la cual es cambiar de frecuencia la señal recibida esto debido a que se pueden evitar interferencias y tener menores pérdidas ya que la potencia del satélite es limitada y por esta razón es conveniente que el enlace de bajada tenga una frecuencia de portadora menor que el de subida.

Subsistema Eléctrico

Este subsistema genera, almacena y provee de energía eléctrica a todos los subsistemas dentro del satélite que lo requieran, este subsistema está conformado por paneles solares, baterías, cargador de baterías, fuentes conmutadas y conductores, los paneles solares son los encargados de convertir la energía solar en energía eléctrica, están compuestos por semiconductores como el Silicio, Arseniuro de Galio o de multicapas, las baterías están compuestas principalmente por Níquel, Litio o Plata, las baterías se consideran una fuente de energía secundaria ya que entran en operación cuando ocurre alguna falla en los paneles solares o en caso de que ocurra algún eclipse

Subsistema Térmico

Es el encargado de mantener dentro de unos márgenes de temperatura adecuados los equipos y las estructuras, esto es debido a que el funcionamiento de los dispositivos eléctricos se ve afectado por este factor y en cuanto a las estructuras si estas se ven deformadas por la temperatura se afecta el apuntamiento del satélite, por estas razones es necesario que este subsistema se encargue de generar o disipar energía térmica, esto se logra de manera pasiva con el uso de pintura, reflejantes y tubos de calor y de manera activa haciendo uso de anticongelantes que recorren tuberías de conducción o calefactores de resistencia eléctrica.

Subsistema de propulsión

Provee control de posición orbital al satélite, le da estabilidad, corrige la orientación y cambios orbitales que podría sufrir el mismo. Existen tres tipos de propulsión, propulsión química, propulsión eléctrica y un tipo de propulsión híbrida que combina los dos tipos anteriores y las tres son utilizadas para transferencias y estacionamiento del satélite. También son utilizados imanes que interactúan con el campo magnético de la Tierra y la gravedad de la Tierra para orientar el satélite.

Subsistema de Rastreo, Telemetría y Comando (TTC)

Permite conocer las operaciones que realiza el satélite mediante control remoto, posicionamiento y cambios que son necesarios para que el satélite tenga un buen funcionamiento. Está compuesto por sensores que son los encargados de transmitir y retransmitir a través de un amplificador que el satélite posee, tiene antenas omnidireccionales de rastreo que consumen poco ancho de banda y los comandos están encargados de ejecutar cualquier corrección en las operaciones los cuales se pueden enviar al momento de colocar el satélite en órbita como lo es la extensión de paneles solares, mover las antenas o encender y apagar los motores.

Subsistema Estructural

Ofrece un soporte para la conexión de los equipos de la nave además de protegerlos de las extremas condiciones del ambiente espacial, su forma define la geometría que tendrá el satélite ya que se debe permitir una fácil manipulación durante las pruebas que se le realicen, transporte y el lanzamiento ya que puede sufrir movimientos turbulentos que altere algún dispositivo.

Subsistema de Control de Orientación

Se encarga de mantener la posición orbital del satélite mediante correcciones periódicas, mantiene las antenas apuntando a la Tierra y los paneles solares en dirección al Sol. Este subsistema está compuesto principalmente por sensores.

1.5 Subsistemas en esta tesis

En esta tesis al optimizar la vida útil y los costos de un satélite de comunicaciones se abordaran los subsistemas que influyan en estos aspectos de manera relevante como lo son el subsistema de comunicaciones, subsistema eléctrico y el subsistema de propulsión ya que de estos depende que se acorte o extienda la vida útil del satélite y están directamente relacionados con los costos que tendrá la misión.

Capítulo 2

Órbitas

Introducción

En este capítulo hablaremos de las fórmulas y postulados que se han planteado a lo largo de la historia aeroespacial para poder determinar el movimiento de los satélites alrededor de la tierra. Para poder entender las fórmulas que usamos hoy en día para determinar distintos parámetros orbitales, que pueden ir desde la misma forma de la órbita, la velocidad del satélite en un instante dado ó el tiempo que tardará el satélite en completar una vuelta orbital, debemos hacer un análisis matemático acerca de la forma en cómo se desarrollaron las leyes que rigen el movimiento orbital. El análisis de los postulados de Kepler y algunas consideraciones importantes respecto a la mecánica orbital serán los temas a desarrollar en este capítulo.

2.1 Definición de una órbita

Como hemos mencionado en el primer capítulo, una de las formas en las que se puede clasificar los distintos tipos de satélites es por el tipo de órbita que sigue la aeronave. Este tipo de clasificación no es casual, la razón de este hecho es que esta característica define la mayor parte de los requerimientos del satélite, no requerirán lo mismo un satélite de órbita baja que uno geoestacionario.

La historia de los satélites va de la mano con la definición de una órbita, y la definición y forma en que se estudian las órbitas está dada por los principios básicos de mecánica celeste. Estas bases fueron definidas en principio por los

estudios, experimentos y observaciones de Kepler y Newton, estos principios han sido ampliamente estudiados y desarrollados a fondo a lo largo de los siglos gracias a las contribuciones de otros grandes matemáticos y físicos como Lagrange, Gauss, Laplace, etc. En este sentido se puede decir que la mecánica celeste es un área del conocimiento muy amplia y compleja que reúne los conocimientos de distintas áreas de las ciencias, y que ha sido comprobada su veracidad en múltiples ocasiones. Si estos principios fueran erróneos no habría existido ni una misión espacial de ningún tipo en la historia de la humanidad. Sin embargo, para efectos del objetivo de este trabajo de tesis en el que tratamos el diseño de satélites de telecomunicaciones, los conocimientos de mecánica orbital se acotan a los de órbitas geoestacionarias y por tanto los principios matemáticos necesarios para su comprensión pueden ser acotados a los necesarios para comprender el comportamiento de una aeronave en la órbita geoestacionaria.



Figura 2.1 Satélite de telecomunicaciones en órbita geoestacionaria

El término órbita en física general es definido como la trayectoria que sigue un cuerpo alrededor de otro, denominado cuerpo central, al estar influenciado por alguna fuerza originada por el cuerpo central mismo. Esta fuerza es, en el caso del tema que nos interesa, la fuerza de gravedad existente entre la tierra y el satélite.

2.2 Leyes de Kepler

Como se ha mencionado las bases científicas que describen dichas trayectorias están dadas por la mecánica orbital; y la mecánica orbital tiene a su vez sus bases fundamentadas en las tres leyes postuladas por Kepler en el siglo XVII. Dichas leyes surgieron como resultado de la recopilación de años de observación empírica realizada por Kepler a diversos cuerpos celestes y de la comparación de estas con las observaciones con las de Tycho Brahe a Marte, Kepler observó que presentaban similitudes especiales y es a partir de este hecho que realiza sus postulados. Estos postulados que hoy son la base de la mecánica orbital, hablaban de la relación de cualquier planeta con el sol, sin embargo sabemos hoy en día que también rigen la relación entre cualquier cuerpo orbitando a otro como lo son la tierra y un satélite. La denominación de satélite artificial a dichos artefactos creados por el hombre y que giran alrededor de la tierra viene de este hecho. Las mencionadas leyes postulan las siguientes afirmaciones:

1. La órbita de cualquier planeta (satélite) es una elipse con el sol (la tierra) en uno de sus focos.
2. La línea imaginaria que une al sol (tierra) con un planeta (satélite) barre áreas iguales en tiempos iguales.
3. El cuadrado del periodo de revolución de la órbita es proporcional al cubo del semieje mayor.

Estas leyes se pueden obtener a partir de la aplicación de la ley gravitacional y la segunda Ley de Newton a la atracción o comportamiento entre dos cuerpos en un modelo ideal compuesto solo por estos dos cuerpos en un sistema dado, la demostración matemática de la relación entre los cuerpos se muestra a continuación.

Movimiento relativo entre dos cuerpos

Las fórmulas que a continuación se explicarán y demostrarán funcionan adecuadamente teniendo en cuenta las siguientes afirmaciones del modelo de dos cuerpos en mecánica orbital.

- Para analizar la relación entre la tierra y el satélite, la masa del satélite es demasiado pequeña en comparación con la masa de una tierra que se considera esférica y homogénea en la repartición de su masa.
- En el sistema de estudio, solo están presentes la tierra y el satélite y consideramos el entorno de estudio alrededor como espacio libre.

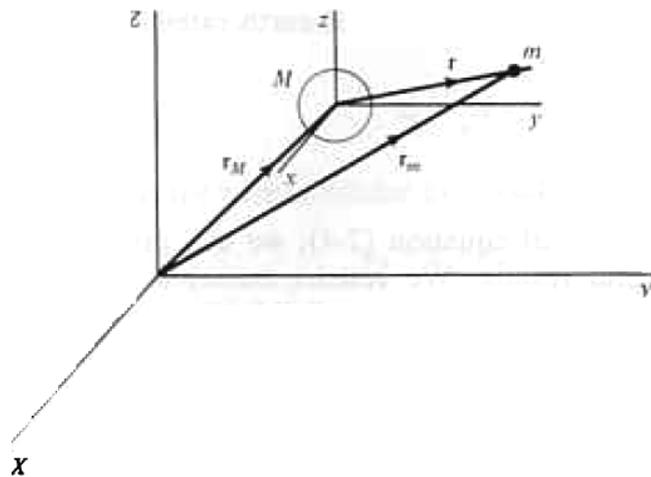


Figura 2.2 Modelo de los dos cuerpos.

En realidad y para aplicaciones en campo, la tierra y el satélite no son los únicos cuerpos presentes en el espacio y por lo tanto la suma de las fuerzas que afectan y cambian la trayectoria del satélite no está dada por los cálculos obtenidos directamente con este sistema de los dos cuerpos, pero se usa dado que esta es una primera aproximación que es necesaria en una primera instancia para entender el comportamiento del satélite en general. Más adelante se hablará de todas las posibles fuerzas que interactúan con el satélite en órbita y que pueden perturbar el movimiento del satélite alrededor de la órbita que deseamos siga.

Por otro lado, recordamos la ley de la gravitación universal establece que dos cuerpos cualesquiera con una masa definida se atraen uno al otro con una

fuerza proporcional al producto de sus masas e inversamente proporcional a la distancia que los separa. Esto se expresa como:

$$F = -\frac{GMm}{r^2} \quad (2.1)$$

Donde F es la magnitud de la fuerza experimentada por la gravedad, G es la constante de gravitación universal, m es la masa del satélite, r es el vector distancia entre el centro de la tierra y una posición dada del satélite y M es la masa de la tierra. Para fines prácticos, los valores de la masa total de la tierra y la constante de gravitación universal, usados en esta fórmula, permanecen constantes a lo largo del tiempo, de esta forma para todos los casos donde se estudie un satélite artificial alrededor de la tierra, los valores de G y M se simplifican en una sola constante denominada mu (μ) con un valor de $398,600.5 \frac{km^3}{s^2}$.

Si definimos un sistema ortogonal de referencia con el origen establecido en el centro de la tierra, el eje z a lo largo de la línea que cruzaría imaginariamente con los dos polos terrestres asumiendo que no cambia constantemente en el espacio como en realidad lo hace, asumimos que $M \gg m$ en fórmula 2.1, la consideración de μ y que el satélite se encuentra a una distancia r de la tierra, la fuerza de gravitación actuando sobre el satélite es entonces:

$$\mathbf{F} = -\frac{\mu m \mathbf{r}}{r^3} \quad (2.2)$$

Esta fuerza se aplica al centro gravitacional de la tierra, es importante este resultado ya que lo usaremos más adelante.

Momento angular de un sistema

El momento angular de un sistema en movimiento con respecto a un punto O se puede escribir:

$$\mathbf{H} = \mathbf{r} \times m\mathbf{V} \quad (Nms) \quad 2.3$$

Como sabemos también, el teorema de conservación del momento establece que una diferencial vectorial es igual al momento \mathbf{M} de las fuerzas externas que actúan en el origen del momento angular.

$$\frac{d\mathbf{H}}{dt} = \mathbf{M} \quad (Nm) \quad 2.4$$

En el sistema supuesto en el que solo dos fuerzas externas F pasan a través del origen, el momento \mathbf{M} es cero y por lo tanto también lo es $d\mathbf{H}/dt$; el resultado de esto es que el momento H es constante en magnitud dirección y signo, esta es una de las razones ó justificaciones matemáticas bajo las cuales se demuestra que un cuerpo girando en el espacio alrededor de otro, como lo es un satélite alrededor de la tierra, gira permanentemente; si no fuera por la interacción de otras fuerzas externas al modelo en estudio, el cuerpo permanecería girando por siempre en la misma órbita permaneciendo inalterable su trayectoria; claro está que como sabemos estas dos no son las únicas fuerzas que actúan sobre el satélite y además las consideraciones que el modelo hace no se cumplen cabalmente, sin embargo el hecho de que un satélite permanezca girando por siempre sí se da en la vida real. Veremos en la sección de cálculo de combustible que se reserva una parte de combustible para enviar al satélite al denominado cementerio espacial; una órbita mucho más alejada de la tierra que la geoestacionaria donde los satélites que ya han cumplido con su vida útil permanecen girando en esta órbita sin fuerza humana que los controle por siempre. Se mueven a esta órbita para que no interfieran con la actividad de los satélites activos y es un problema de basura espacial que aún no tiene una solución prevista.

Debido a que el vector momento angular siempre es perpendicular a los vectores de posición \mathbf{r} y de velocidad \mathbf{v} del satélite, se dice que el movimiento general del satélite ocurre en un plano que pasa por el centro de la tierra y tiene una orientación fija en el espacio perpendicular al vector momento angular.

Para seguir con el análisis en muchas referencias bibliográficas en las que se desarrollan las ecuaciones de movimiento aquí presentadas, se hace la transformación a coordenadas polares r y θ , con el fin de facilitar la obtención

de fórmulas sencillas para utilizar en la práctica. Si tomamos en cuenta que la velocidad del satélite al desplazarse únicamente por un plano perpendicular al eje z, con una componente tangencial V_T y una radial V_R bastaría para definir la velocidad del satélite en cualquier momento, de esta forma la ecuación 2.4 se podría escribir en componentes polares como sigue

$$\mathbf{H} = \mathbf{r} \times m\mathbf{V} = \mathbf{r} \times m\mathbf{V}_R + \mathbf{r} \times m\mathbf{V}_T \quad 2.5$$

Y como la componente en el eje radial V_R pasa por el centro del sistema, el centro de la tierra, el producto de esta multiplicación vectorial sabemos se reduce a cero y por tanto se elimina de la ecuación, de esta forma $\mathbf{H} = \mathbf{r} \times m\mathbf{V}_T$ y la magnitud del momento inercial $|\mathbf{H}|$ se convierte en

$$H = r \times \frac{mr d\theta}{dt} \quad 2.6$$

De donde resulta una demostración de la segunda ley de Kepler, la que dice que la línea imaginaria que une al satélite y la tierra \mathbf{r} , en las ecuaciones aquí mostradas, barre áreas iguales en tiempos iguales

$$H = \frac{r^2 d\theta}{dt} = \text{Constante} \quad 2.7$$

Derivado de lo que habíamos mencionado antes, el momento angular se mantiene constante en el sistema ideal propuesto. La expresión $\frac{r^2 d\theta}{dt}$ representa dos veces el área barrida por el vector \mathbf{r} durante dt .

El propósito de un texto como este no es el de demostrar a detalle las bases de la mecánica orbital, se incluye la demostración general de las leyes de Kepler que se necesita forzosamente en el camino a la obtención de las formulas que determinan la velocidad posición, periodo etc. de alguna órbita en cuestión; pero se dan referencias bibliográficas de obras [Klewer,1999],[Pritchard, 1993], [Maral, 2002] que son textos que incluyen un amplio desarrollo matemático de las bases de la mecánica orbital. De esta forma por ejemplo la demostración de la primera ley se omite, pero se pueden dar al lector referencias bibliográficas donde la demostración completa puede ser obtenida.

La ecuación de movimiento

La demostración u obtención de una ecuación de movimiento general para el satélite en alguna órbita dada se presenta a continuación para dejar claras cuales son las ecuaciones que describen la posición del satélite en cualquier punto de la trayectoria; sabemos de antemano que el resultado del análisis matemático deberá de resultar en alguna ecuación que tenga una forma elíptica ó circular. La obtención de una ecuación para conocer la posición del satélite en un tiempo dado es necesaria para desarrollar más adelante ecuaciones de velocidad y tiempo que se usarán en el programa.

Como podemos observar de la derivación de la ecuación de la ecuación de dos cuerpos para un satélite orbitando la tierra, la solución a esta ecuación es coincidentemente la ecuación en forma polar para una sección cónica y nos permite conocer la magnitud del vector posición r del satélite en términos de parámetros como el semieje mayor “ a ”, la excentricidad de la elipse “ e ” y el vector de velocidad instantánea del satélite en forma polar \mathbf{v} , etc. La ecuación tiene la siguiente forma:

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \nu} \quad 2.8$$

Esta importante ecuación es la postulación matemática de la primer ley de Kepler, dependiendo del valor de la excentricidad la forma de la órbita será elíptica ó circular, este hecho hace de la excentricidad uno de los valores más importantes en la determinación de una órbita satelital y está estrechamente ligado a otro valor importante en la definición de la órbita; la energía específica mecánica total ε ó energía mecánica por unidad de masa que es la suma de las energías cinética y potencial del satélite en un momento dado por unidad de masa , esta ecuación tiene la forma:

$$\varepsilon = \frac{V^2}{2} - \frac{\mu}{r} = -\frac{\mu}{2a} \quad 2.9$$

Debido a que las fuerzas en nuestro sistema modelo son conservativas; la energía es constante, esto demuestra una vez más que si no existiesen otras fuerzas que interactuaran sobre el satélite más que la de la tierra el satélite permanecería eternamente orbitando alrededor de la tierra con una forma de órbita constante e inalterable. Esto en realidad no es así por supuesto, pero no

está muy lejos de la realidad. De la ecuación anterior, la forma de la órbita es una cónica cuya forma depende de los valores de excentricidad y energía que se tengan en la ecuación.

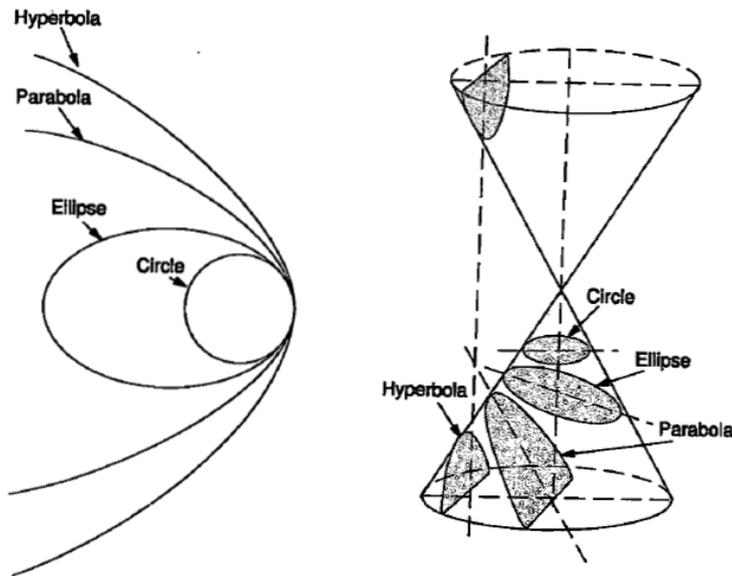


Figura 2.3

Una órbita satelital puede presentar la forma de cualquiera de las 4 cónicas

En el caso del sistema del que estamos hablando, una órbita acotada finitamente y elíptica hay que notar que la energía ε en la fórmula es negativa, si la órbita en cuestión estudiada fuese parabólica, la energía en la fórmula resultaría cero y si resultase positiva daría como resultado una órbita hiperbólica. Estas propiedades resultan evidentes si se analiza matemáticamente la relación entre ε , la excentricidad dada y el valor de a de la fórmula 2.9. Para afirmar esto, tomamos en cuenta la convención de que el potencial energético es cero en el infinito. Las relaciones mencionadas anteriormente se resumen en la tabla 2.1. Para el caso del satélite geoestacionario, la forma de cónica que toma la órbita es un círculo y podría pensarse que es lo única que necesitamos saber, pero como veremos más adelante, para que un satélite geoestacionario con órbita circular pueda llegar al lugar que le corresponde, es necesario que antes pase por etapas de órbita intermedia que no son de forma circular sino mas bien elíptica. Entonces cada vez que la órbita cambie de forma podremos imaginar que está implícito un cambio en alguno de estos tres valores.

Tabla 2.1 Relación entre la forma de la cónica y el valor de los parámetros de la ecuación de órbita

Cónica	Energía, ε	Semieje mayor, a	Excentricidad, e
Círculo	<0	= radio	0
Elipse	<0	>0	$0 < e < 1$
Parábola	0	∞	1
Hipérbola	>0	<0	>1

Por otra parte, analizando la ecuación resultado del modelo de los dos cuerpos dado por la ecuación 2.8 se pueden obtener valores necesarios para nuestro programa como lo son el perigeo y apogeo, el uso de la forma polar dada reduce muchos cálculos, por esta razón se usa en las demostraciones

De la ecuación mencionada, el valor mínimo para r , la distancia del centro de la tierra a algún punto de la elipse, se obtiene cuando $\cos v = 1$, se denomina perigeo y se obtiene directamente con la fórmula:

$$r_p = a(1 - e) \quad 2.10$$

Este es el nombre que se le da al punto más cercano a la tierra de alguna órbita elíptica. De igual forma, el valor máximo de la ecuación se da cuando $\cos v = -1$

$$r_a = a(1 + e) \quad 2.11$$

Este es nombre que tiene el punto más alejado de la tierra de la órbita elíptica y es denominado apogeo. Estos dos puntos tienen importante relevancia en la mecánica celeste y es importante saber cuál es la definición matemática a partir de la ecuación. Como dato adicional es interesante saber que a los puntos perigeo y apogeo se les denomina perihelio y api helio respectivamente cuando el cuerpo central alrededor de cual se desarrolla la órbita es el sol, y periapsis y apoapsis para cualquier cuerpo central arbitrario. En la siguiente

figura se muestran estos elementos de órbita y algunas relaciones importantes relacionadas a la órbita elíptica

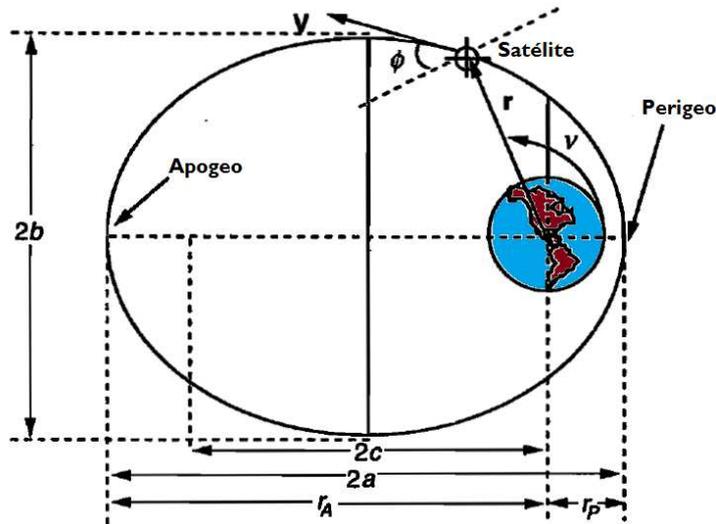


Figura 2.4 Geometría de la órbita elipse y parámetros orbitales

r : vector de posición del satélite relativo al centro de la tierra

V : vector velocidad del satélite relativo al centro de la tierra

a : semieje mayor de la elipse

b : semieje menor de la elipse

c : distancia entre el centro de la órbita y algún foco

v : ángulo polar de la elipse, llamado también anomalía verdadera

r_A : radio de apogeo, distancia del centro de la tierra al punto más alejado de la elipse

r_P : radio de perigeo, distancia del centro de la tierra al punto más cercano de la elipse.

Elementos clásicos de cualquier órbita

Durante el diseño de la trayectoria u órbita que seguirá un satélite durante su vida útil, así como para su lanzamiento, deben considerarse algunos elementos que son básicos los cuales se describen y muestran en la siguiente figura.

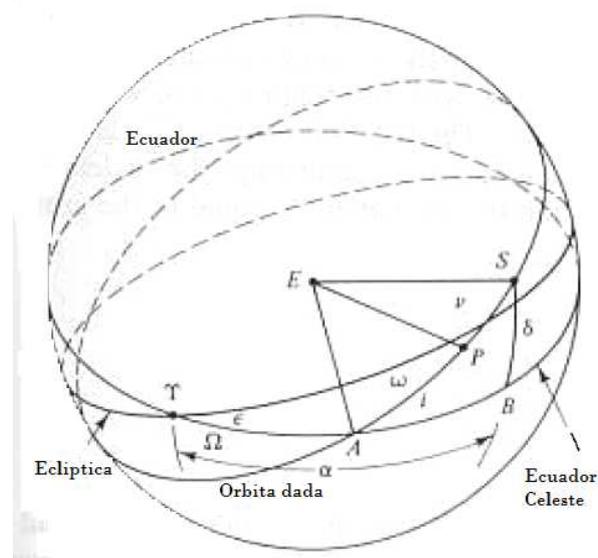


Figura 2.5 Elementos clásicos de órbita

En la determinación de ecuaciones de movimiento para el modelo de los dos cuerpos se necesitan 6 condiciones iniciales que no se detallan en la figura anterior, con las que podríamos determinar cualquier parámetro de órbita que se requiera

i : Inclinación, el ángulo de inclinación entre el vector de momento angular y el vector unitario en dirección z

Ω : Valor del nodo ascendente, el ángulo del equinoccio de verano al nodo ascendente, donde el nodo ascendente es el punto donde el satélite pasa a través del nodo ecuatorial moviéndose de sur a norte

ω : Argumento de perigeo, el ángulo medido desde el nodo ascendente al vector de excentricidad medido en dirección del movimiento del satélite: el vector de excentricidad va del centro de la tierra al punto de perigeo con una magnitud igual a la excentricidad de la órbita

Una vez conocidas estas definiciones podemos conocer distintos parámetros de la órbita que queramos siempre en función de cualesquiera 6 parámetros iniciales, podríamos querer conocer la excentricidad de la órbita conociendo el eje mayor, los distintos ángulos como anomalía, argumento de perigeo, etc.,

conociendo las distancia de perigeo y apogeo, etc. Estos parámetros son importantes porque serán estos los que el programa calculará y que por tanto son las fórmulas que el programa evitara repetir si cambia alguno de los parámetros de inicio sin necesidad de volver a calcular todas las fórmulas por separado.

Retomando la ecuación 2.9 se puede obtener una expresión para relacionar la velocidad del satélite en cuestión con el radio y semieje de la elíptica. En este punto es importante saber cuál es el significado de la relación entre la velocidad y posición en un punto de la órbita y la excentricidad de la misma. Esta forma de la ecuación es clave para alcanzar lo que buscamos.

El hecho de que la velocidad del objeto este directamente relacionada a la forma de la elipse (la excentricidad) es la clave para entender porque se realizan los incrementos de velocidad que se realizan en los puntos específicos de órbita en los que se hacen. La velocidad está directamente relacionada con la forma de la órbita y no puede existir un cambio de velocidad sin que afecte la órbita ni viceversa, está fórmula es:

$$v^2 = \mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \quad 2.12$$

La ecuación es conocida como la ecuación vis-viva, gobierna el movimiento de todos los cuerpos orbitales y es un resultado directo de la aplicación de la ley de la conservación de la energía, la cual requiere que la suma de las energías cinética y potencial se mantenga constante a lo largo de toda la órbita

Haciendo una relación entre las ecuaciones 2.10 y 2.11 obtenemos otra ecuación que usaremos, la que establece que el producto de las velocidades de apogeo y perigeo es igual al valor de μ dividido por a , está dada por la ecuación $v_p v_a = \frac{\mu}{a}$ y se usa un poco más adelante. A continuación presentaremos otra ecuación útil a efectos del programa, la que define el periodo de una órbita.

Para ello necesitamos recordar que el área de una elipse está dada por la ecuación de la forma: $A = \pi ab$ siendo a el semieje mayor y b el semieje menor de la elipse, notar que si ambos semiejes son iguales significa que estamos

hablando de un círculo y la forma de la ecuación de área queda como la conocida ecuación del área del círculo. Dado que la velocidad del área es constante como lo dice la segunda ecuación de Kepler tenemos que

$$\frac{dA}{dt} = \frac{A}{T} = \frac{\pi ab}{T} = \frac{\pi a^2 \sqrt{1 - e^2}}{T} \quad 2.13$$

Pero

$$\frac{dA}{dt} = \frac{1}{2} h = \frac{1}{2} \sqrt{\mu \rho} = \frac{1}{2} \sqrt{\mu a (1 - e^2)} \quad 2.14$$

De esta forma combinando estas dos ecuaciones 2.13 y 2.14 obtenemos una ecuación general para el periodo en función solamente de la constante de gravitación universal y del semieje mayor de la elipse

$$T^2 = 4 \frac{\pi^2}{\mu} a^3 \quad 2.15$$

De donde finalmente podemos obtener una ecuación general para obtener el periodo de cualquier órbita ya sea elíptica ó circular

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad 2.16$$

Las ecuaciones presentadas a lo largo de esta sección del capítulo serán utilizadas en los capítulos posteriores concernientes al desarrollo de la herramienta de software, su demostración profunda se omite ya que ese no es el objetivo de este texto, pero como se mencionó se pueden encontrar amplias demostraciones en las referencias bibliográficas dadas.

2.3 Órbitas útiles

Dentro de la infinita cantidad de órbitas que pueden existir alrededor de un cuerpo celeste como lo es la tierra, existe una órbita en especial que ha sido

estudiada y utilizada a lo largo de la historia satelital de la humanidad y esta es la órbita geoestacionaria, como se verá en esta última sección del capítulo 2 esto es así debido a una característica especial que presentan los satélites instalados en esta órbita; un satélite que se mantiene en esta órbita permanece relativamente en una posición fija e inalterable para un observador en tierra. Este hecho permite la construcción de estaciones terrenas que siempre vean al satélite en un punto fijo y que por tanto no sea necesario que muevan sus antenas constantemente, lo que es complejo y costoso en muchos casos como en las antenas instaladas en hogares para recepción de televisión satelital que de otra forma sería muy difícil se pudieran existir.

2.3.1 Órbitas geoestacionarias

La característica principal de la órbita geoestacionaria, y que es por demás atractiva para fines de uso comercial en telecomunicaciones, es que un satélite geoestacionario se mantiene aparentemente en una posición fija relativa al espectador en tierra a lo largo de alguna línea imaginaria que sería el cruce entre el ecuador terrestre y alguna longitud dada a lo largo del mismo. Esta característica propuesta por Arthur C. Clarke en 1945 no fue comprobada por un satélite real si no hasta 1964 cuando el satélite SYNCOM III de la NASA fue posicionado exitosamente en una órbita geoestacionaria, habiendo este satélite contado con las facilidades necesarias para realizar las maniobras necesarias para el mantenimiento de la órbita. A partir de esta fecha han sido colocados más de 300 satélites a lo largo de la órbita geoestacionaria, esto dado que el satélite INTELSAT I fue posicionado para fines comerciales y se le ha encontrado una finalidad comercial al posicionamiento de satélites geoestacionarios



Figura 2.6 Satélite SYNCOM III de la NASA

El término geoestacionario es dado a una órbita satelital cuando cumple con dos características; que el periodo de rotación del satélite a lo largo de la tierra sea exactamente igual a un día sideral terrestre, pero que también esta órbita sea de forma circular contenida dentro del plano imaginario alineado al ecuador terrestre y que su dirección de movimiento está alineada con la dirección de giro terrestre. Esto dado a que pueden existir órbitas elípticas e inclinadas respecto al ecuador cuyo periodo sea igual al día sideral terrestre que no son consideradas geoestacionarias sino más bien geosíncronas, estas órbitas presentan también características especiales que son útiles para fines específicos también pero salen del objetivo de estudio de este texto que son los satélites de telecomunicaciones.

En general un satélite de telecomunicaciones es considerado por defecto un satélite que se encuentra dentro de alguna posición dentro de la órbita geoestacionaria. Después de un poco de reflexión se puede derivar que solo existe una órbita geoestacionaria alrededor de la tierra y es la que presenta su centro orbital alineado con el centro de la tierra, por esta razón y por qué existen muchos satélites de muchas organizaciones alrededor del mundo es que la órbita geoestacionaria se considera un recurso finito que debe ser administrado adecuadamente por algún organismo internacional que regule su uso equitativo y eficiente; esta organización internacional es la ITU (*International Telecommunication Union* ó Unión Internacional de

Telecomunicaciones en español), organismo internacional que regula los aspectos legales y administrativos de las posiciones de la órbita geoestacionaria a nivel internacional.

Esta órbita es realmente especial por otros aspectos, el periodo orbital de un satélite geoestacionario tiene una duración exacta de 23 horas 56 minutos y 4.1 segundos, este valor difiere alrededor de 4 minutos con el día de 24 horas debido al movimiento de la tierra alrededor del sol, esta característica es importante ya que se usa en ecuaciones posteriores para obtener datos como la velocidad que debe presentar el satélite que se encuentre en la órbita geoestacionaria, el tiempo exacto en segundos se obtiene de convertir la cifra dada anteriormente y es de 86 164.2 segundos con una diferencia en segundos mínima que para fines de estudio puede ser despreciada.

El radio que corresponde con la órbita geoestacionaria se obtiene directamente al sustituir el valor del periodo orbital mencionado en la ecuación 2.16 que mencionamos define la tercera ley de Kepler, de esta ecuación despejamos el semieje mayor $r = \left(\frac{\mu}{4\pi^2} T^2\right)^{\frac{1}{3}}$, de ahí tenemos que el radio de la órbita geoestacionaria es 42 164.2 km con respecto al centro de la tierra, de ahí obtenemos que la altitud respecto al ecuador entonces es de 37 758 km; este valor es muy importante y susceptible de ser recordado, además hay que notar que representa cerca de 6 veces el radio de la tierra.

Además, de la ecuación 2.12 podemos despejar una ecuación específica para obtener la velocidad que el satélite debe presentar de acuerdo a las características de periodo orbital y radio orbital $v = \frac{2\pi r}{T}$ que nos deja un valor de 3.075 km/s. Otro valor importante ya que como los anteriores se repite para todos los satélites de telecomunicaciones que se encuentran en la órbita geoestacionaria, además es el valor de referencia que debe presentar el satélite en todo momento y para el que se realizan las maniobras de corrección de órbita que se verán más adelante.

Las correcciones que se mencionan deben ser realizadas durante el tiempo en el que el satélite esta en órbita y representan la suma de distintos factores que afectan la trayectoria del satélite, estas causas son generales a todos los

satélites, no solo a los satélites geoestacionarios; algunas de estas son por ejemplo la interacción de la luna y el sol con el satélite, errores de lanzamiento, presión generada por la radiación del sol, etc. Estas son las causas por las que debe de existir un sistema de propulsión dentro del satélite y una reserva de combustible dentro del mismo. En siguientes secciones detallaremos que de acuerdo a la expectativa de vida del satélite, al peso de los subsistemas en total y al tipo de lanzamiento que tendrá para ser puesto en órbita; serán los requerimientos de combustible del satélite y por lo tanto del precio del satélite.

Ventajas y desventajas de la órbita geoestacionaria

La principal ventaja de las órbitas GEO es que se mantienen en un punto relativamente fijo para el observador en tierra pero también presenta ciertas dificultades ó desventajas.

Aunque presentan una gran cobertura en tierra respecto a satélites en órbitas más bajas, lo cierto es que presentan una limitación de no poder cubrir áreas de latitud alta como lo serían zonas de la tierra cercanas a los polos

Otra desventaja considerable es que esta órbita se encuentra realmente alejada de la tierra y es difícil colocar un artefacto en ella; se requiere de una gran cantidad de energía, que se traduce en una gran cantidad de combustible y dinero, y de ciertas maniobras con los vehículos de lanzamiento, cohetes de lanzamiento, para que el satélite complete su camino del lugar de lanzamiento en tierra a su posición final en la órbita geoestacionaria. Sin embargo las ventajas de maniobra una vez en órbita que presentan las órbitas geoestacionarias propician que las desventajas y dificultades para ponerlo en órbita sean sorteadas, ya que al final resulta comercialmente viable poner un satélite en órbita geoestacionaria y genera muchos beneficios de comunicación.

Lanzamiento de un satélite en órbita

El procedimiento en general para la colocación de un satélite en órbita geoestacionaria se divide en tres etapas principales

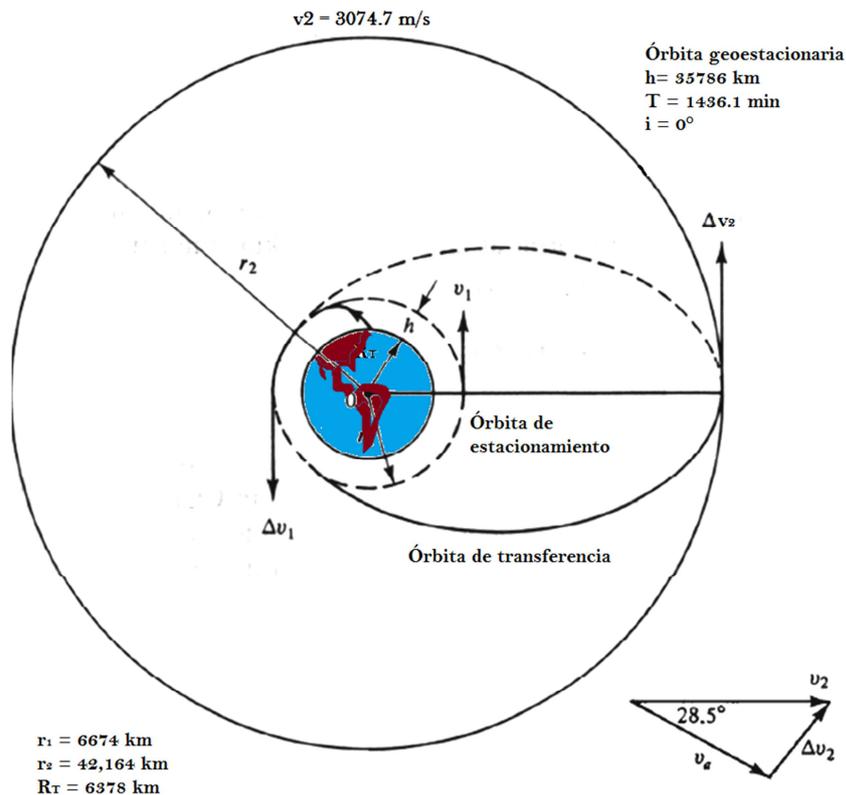


Figura 2.7 Secuencia de lanzamiento para órbita geoestacionaria

La primera etapa abarca desde el lanzamiento del satélite en la base terrestre, que para fines ilustrativos y a menos que se especifique lo contrario se tomará para todos los ejemplos desde Cabo Cañaveral en Florida, Estados Unidos, dentro de un cohete de propulsión que lleva al satélite como carga útil y que no solamente traslada nuestro satélite sino tal más de un satélite que justifica la cantidad de combustible y costo necesario para ello. En esta área los cohetes de posicionamiento orbital más utilizados en el pasado fueron los transbordadores espaciales como el Challenger o Discovery, pero dada la terminación del programa de este programa de la NASA, en la actualidad las distintas familias de cohetes lanzadores como Ariane, Titan, Saturn, Soviet, etc. de distintas compañías principalmente norteamericanas y europeas son las que dominan el mercado de cohetes lanzadores.

Los diseñadores y responsables de estos cohetes lanzadores diseñan las curvas de lanzamiento, combustible necesario para la propulsión inicial, etc para insertar, el transbordador espacial en el pasado y ahora algún cohete de menor tamaño que el propulsor inicial, en una órbita intermedia circular que se

encuentra a una altura de entre 200 y 400 km denominada órbita de estacionamiento temporal, durante un tiempo en el cuál se hace una revisión general del satélite, se buscan posibles daños en algún subsistema generadas por el lanzamiento del cohete, etc. y si el cohete se encuentra en buen estado se procede entonces a la siguiente etapa.

En la siguiente etapa del viaje del satélite a su destino final dentro de la órbita geoestacionaria se encuentra una etapa en la cual el satélite se desprende por completo del vehículo lanzador. En esta etapa el cohete inserta su carga útil en una órbita elíptica con punto de perigeo en el punto donde se desprende el satélite del cohete lanzador y apogeo en el punto final donde se requiere se posicione finalmente el satélite de acuerdo a la posición longitudinal asignada en la órbita geoestacionaria pero con una inclinación respecto al plano ecuatorial dependiente de la posición donde lo propulse el vehículo inicial. Esta particular órbita es denominada órbita de transferencia y es de igual forma muy importante la determinación de los puntos de perigeo, apogeo, inclinación etc. durante las consideraciones iniciales de la misión espacial; mientras el punto de apogeo calculado inicialmente se acerque más al punto de apogeo real alcanzado durante la misión se ahorrara más combustible del que se utilizaría para corrección de posición orbital. Es por esta razón que el cálculo de estos parámetros para determinar gran parte del combustible usado es necesario

Finalmente cuando el satélite navega del punto de perigeo al apogeo, enciende algunos de sus subsistemas y comienza a valerse por sí mismo, esto lo hace tomando el control de su navegación a través de los sistemas de comunicación, telemetría y comando y procesamiento a bordo, mandando señales acerca de su estado a la estación de control en tierra, estado de los distintos subsistemas, posicionamiento, etc. Durante este periodo, durante el cual el satélite puede dar varias revoluciones alrededor de la órbita de transferencia, se hacen pruebas de control para conocer el estado del satélite, probar que responda a las indicaciones que se le den desde el centro de control y determinar si sería necesario que el satélite tomara toda la órbita de transferencia para regresar de vuelta al punto de perigeo donde el transbordador ó vehículo de lanzamiento inicial podría recogerlo en vistas de posibles fallas. Si las pruebas son completadas satisfactoriamente por el satélite entonces está listo para

encender su motor AKM (Apogee Kick Motor) cuando pasa por el apogeo de la órbita y este cumple la función para la que viaja en el satélite, aumentar la velocidad del satélite a 3.075 km/s a 37758 km de la superficie terrestre al mismo tiempo que lo alinea con el plano ecuatorial para finalmente circularizar la órbita y colocar el satélite en el lugar que le corresponde dentro de la órbita geoestacionaria.

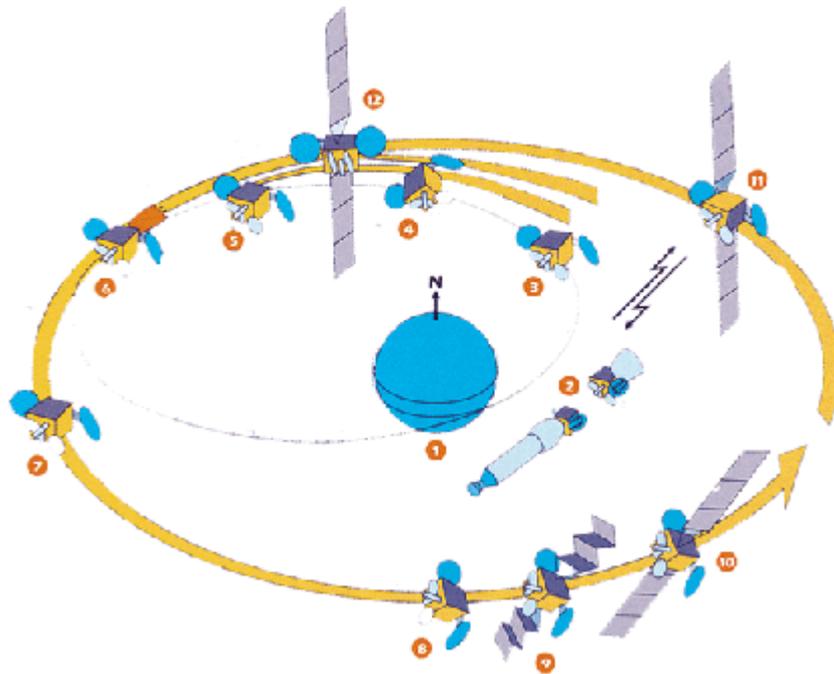


Figura 2.8 Colocación del satélite en órbita geoestacionaria

Perturbaciones en órbita

Como ya se dijo, las leyes Keplerianas proporcionan una referencia muy útil y buena para conocer las fuerzas que actúan sobre el satélite, pero otras fuerzas actúan también sobre el satélite como ya habíamos dicho que sacan al satélite de la órbita nominal que seguiría idealmente. Estas perturbaciones se pueden dividir o clasificar, de acuerdo a cómo afectan la órbita kepleriana

Variaciones seculares.- representan una variación lineal en el elemento, presentan efectos a largo plazo en la forma de la órbita

- Variaciones de corto tiempo.- variaciones periódicas sobre el elemento con una variación menor igual al periodo orbital
- Variaciones de largo tiempo.- variaciones periódicas con un periodo mayor al orbital

La planeación de una misión espacial requiere de tomar en cuenta estas perturbaciones por lo que no se pueden dejar de lado. El análisis de las correcciones que se deben hacer en órbita para corregir los efectos causados por estas perturbaciones se describirá a continuación

Como mencionamos en secciones anteriores, el modelo de los dos cuerpos no es cien por ciento para conocer las fuerzas que actúan sobre el satélite correcto debido a la presencia de cuerpos no despreciables en el sistema como lo son la luna y el sol que generan fuerzas influyentes en el sistema, por otra parte la suposición de que la tierra es un punto en el espacio tampoco es del todo cierta, en realidad como sabemos la tierra se encuentra lejos de ser un cuerpo esférico. Las perturbaciones de órbita se corrigen encendiendo ocasionalmente alguno ó varios de un arreglo de cohetes para estabilizar la trayectoria de la órbita. La masa total planeada para la realización de estas maniobras que se le debe adicionar a la masa del satélite es de entre el 20% y el 40% de la masa total del satélite. Esto define un peso importante por lo que el cálculo del combustible exacto en el diseño es realmente útil y puede beneficiar en ahorro de combustible mayormente.

La luna y el sol

La órbita geoestacionaria se encuentra en el plano ecuatorial, mientras las órbitas del sol y la luna se encuentran ligeramente inclinadas respecto al plano ecuatorial. Debido a que la luna se encuentra girando alrededor del mismo cuerpo que lo hace el satélite pero con un periodo de revolución relativamente más largo con respecto al periodo del satélite, se incrementa cada día la inclinación de la órbita ligeramente, casi imperceptiblemente.



Figura 2.8 La luna, la tierra y el sol son los cuerpos que ejercen mayor influencia sobre el satélite

El efecto que produce el sol sobre la órbita satelital es más sutil. Debido a que en el modelo de los dos cuerpos propuesto ya tenemos un sistema que se encuentra girando alrededor del sol, y a pesar de que la masa del sol es aproximadamente 30 millones de veces la masa de la luna y se encuentra casi 400 veces más lejos que la luna, la fuerza ejercida por el sol desvía al satélite menos de la mitad de lo que lo hace la luna. En total las perturbaciones generadas por el sol y la luna provocan que la órbita del satélite se incline alrededor de 0.75° a 9.95° al año. Se requiere un incremento de velocidad de alrededor de 50 m/s al año para corregir estas perturbaciones que además son las de mayor consideración. Las fórmulas para hacer el cálculo de la inclinación que producen estas inclinaciones, así como el incremento en velocidad requerido y el combustible total para maniobras se calcula en capítulos posteriores.

Capítulo 3

Subsistema de comunicaciones

Este subsistema como se menciona anteriormente está íntimamente relacionado con la carga útil ya que es el motivo por el que el satélite es enviado al espacio y la función que este realizara, está compuesto por multiplexores de recepción y transmisión, amplificadores, filtros de entrada y salida, conversores de frecuencia, conmutadores de radiofrecuencia y antenas.

3.1 Consideraciones sobre las bandas de frecuencia

Las bandas de frecuencia son segmentos del espectro electromagnético que son asignadas para diversos usos en radiocomunicaciones, entre los que se encuentran las comunicaciones satelitales, estas bandas de frecuencia son reguladas y asignadas por organismos internacionales y gubernamentales.

Para satélites la porción del espectro que se utiliza es determinada por la capacidad del sistema, la potencia y el precio, es por estos parámetros que las principales bandas de frecuencias utilizadas en sistemas satelitales requieren un estudio detallado.

En sistemas satelitales no todas las ondas radiadas pueden atravesar la atmósfera debido a la ionización que ésta presenta, por lo que solo cierto rango de frecuencias es adecuado para llegar a la superficie terrestre, las frecuencias utilizadas para sistemas satelitales se encuentran en el orden de 1 [GHz] a 30 [GHz], la razón como se menciona anteriormente es para que las señales emitidas sean capaces de cruzar la atmósfera y conseguir un enlace adecuado entre el satélite y las estaciones terrenas. Otra consideración que debe tenerse es que mientras mayor es la frecuencia es más común que las ondas sean detenidas por objetos pequeños como gotas de lluvia u hojas lo que tiene como consecuencia que se necesite de una mayor potencia para superar este inconveniente, lo que implica tener transmisores más potentes o antenas mejor enfocadas lo que conlleva a que el precio del satélite aumente por lo que el rango de frecuencias óptimo para la transmisión comprende 1-10 [GHz]. Por debajo de 1 [GHz] aparecen problemas debidos al ruido solar, galáctico y atmosférico. Por encima de 10 [GHz], predominan la absorción atmosférica así como la atenuación debida a la lluvia.

Es por estos motivos que deben elegirse frecuencias adecuadas y es común utilizar frecuencias ubicadas en la banda de microondas las cuales se encuentran en el rango de 300 [MHz] a 300 [GHz]. La siguiente tabla muestra la clasificación de las sub-bandas de microondas utilizadas en satélites GEO.

Tabla 3.1 Sub-bandas de microondas para sistemas satelitales GEO

Nombre	Frecuencias de subida- bajada[GHz]
L	1.6/1.4
S	2/2.2
C	6/4
X	8/7
Ku	14/12
Ka	30/20
Q/V	50/40

La ventaja de trabajar en frecuencia elevadas es que permite que los transmisores puedan enviar más información por segundo ya que la información es transportada en cierta parte de la onda (valle, cresta, principio o fin), pero tiene el inconveniente que necesita más potencia para evitar bloqueos, mayores antenas y equipos mas caros.

Concretamente, las bandas más utilizadas en los sistemas satelitales son:

Banda C.

- Ventajas: es más confiable bajo condiciones adversas, principalmente lluvia fuerte y granizo.
- Desventajas: están más congestionadas y son más vulnerables a interferencia terrestre y se necesitan antenas de mayor tamaño (en estos tiempos se considera obsoleta).
- Aplicaciones: televisión, audio, radioaficionados.

Banda L.

- Ventajas: grandes longitudes de onda pueden penetrar a través de las estructuras terrestres; precisan transmisores de menor potencia.
- Desventajas: poca capacidad de transmisión de datos.
- Aplicaciones: sistemas geoestacionarios y sistemas móviles.

Banda Ku.

- Ventajas: longitudes de onda medianas que traspasan la mayoría de los obstáculos y transportan una gran cantidad de datos.
- Desventajas: la mayoría de las ubicaciones están adjudicadas.
- Aplicaciones: Voz, datos, video.

Banda Ka.

- Ventajas: amplio espectro de ubicaciones disponible; las longitudes de onda transportan grandes cantidades de datos.
- Desventajas: son necesarios transmisores muy potentes y son sensibles a interferencias ambientales.
- Aplicaciones: Comunicación intersatélite, emisión de video, radar (experimental).

De las bandas mencionadas anteriormente la banda Ka se encuentra en una etapa de experimentación debido al gran ancho de banda con el que se podría contar, por lo que se está incrementando el interés en ella

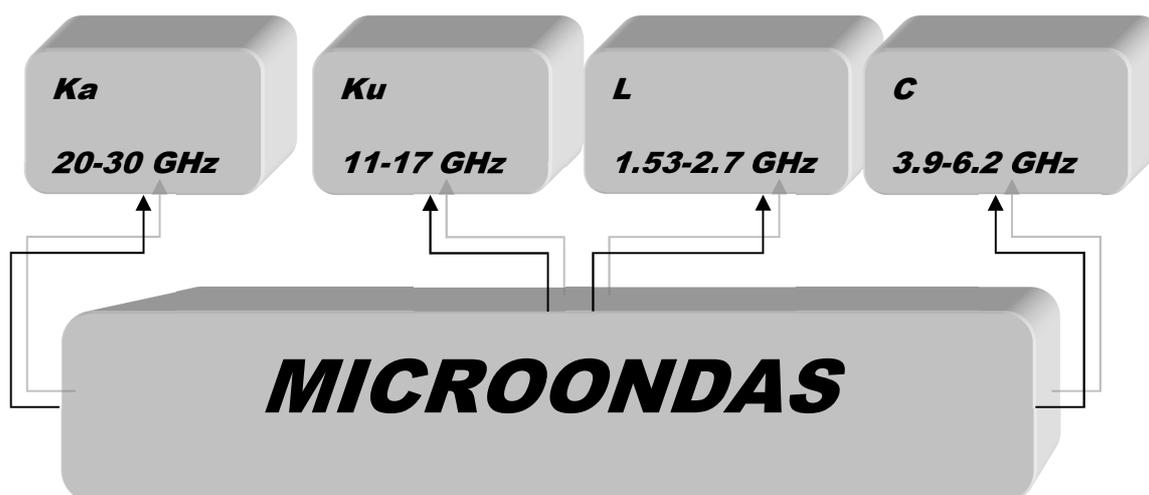


Figura 3.1 Bandas que también son utilizadas en sistemas satelitales.

La UIT es el organismo internacional encargado de la gestión de los recursos del espectro de radiofrecuencias y la órbita que tendrán los satélites que sean lanzados, esta actividad es realizada por el sector de radiocomunicaciones de la UIT (UIT-R). Esta tarea se realiza a fin de evitar que exista interferencia entre los satélites de los distintos países y que se pueda llevar a cabo una comunicación eficiente.

Otro de los recursos que se gestionan es el espectro de radiofrecuencias para que pueda tener una explotación eficaz y racional para mejorar la productividad de una nación, es por este motivo que para el uso de bandas de frecuencias del espectro radioeléctrico la UIT ha definido tres regiones las cuales están

referidas a distintas zonas geográficas del planeta las cuales se muestran en la figura siguiente y que como se puede observar el continente americano que es el que nos corresponde se encuentra en la región 2.

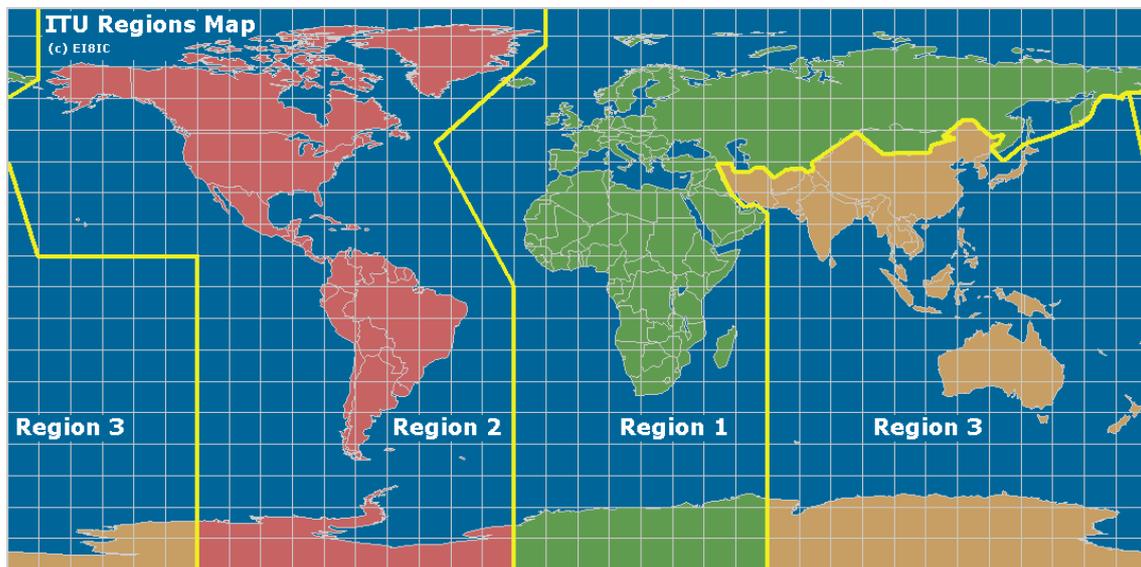


Figura 3.2 Regiones definidas por la UIT.

En México el organismo encargado de la regulación mediante el Reglamento de Comunicación Vía Satélite en el cual se especifican los lineamientos necesarios para obtener concesiones o permisos para ofrecer servicio satelitales, así como las sanciones que se aplicaran si se viola este reglamento. El procedimiento que debe seguirse para utilizar una posición orbital geoestacionaria es regulado y establecido por la UIT.

3.1.2 Bandas de trabajo para enlace de subida y enlace de bajada

Uno de los principales problemas existentes en las comunicaciones satelitales es la interferencia la cual es el efecto que tiene una señal en otra y que puede simplemente afectar e incluso imposibilitar la comunicación, una de las principales razones para que esto ocurra es el traslape de frecuencias. Es por este motivo que para evitar la interferencia en el satélite mismo se hace uso de modelos de subida (estación terrena-satélite) e igualmente modelos de bajada (satélite-estación terrena) en los cuales se consideran las frecuencias ascendentes y descendentes que se utilizaran para llevar a cabo una correcta comunicación.

Modelo de subida (estación terrena-satélite)

En este modelo el principal elemento es el transmisor de la estación terrena, las tareas que lleva a cabo este transmisor es modular la señal con un modulador de FI (frecuencia intermedia) el cual se encarga de convertir las señales de banda base de entrada a una frecuencia intermedia la cual está modulada (FSK, QAM o en PSK)⁵.

Este transmisor también consta de un convertidor de microondas de FI a RF (mezclador y filtro pasa-banda) el cual convierte la FI generada por el modulador a una frecuencia de RF que sea apropiada para la transmisión.

Enseguida se tiene una etapa de amplificación en la cual se hace uso de un amplificador de alta potencia (HPA) el cual tiene como propósito proporcionar una sensibilidad de entrada adecuada y potencia de salida para propagar la señal que será recibida por el transpondedor del satélite, los amplificadores de potencia comúnmente usados son los tubos de onda progresiva (TWT), klystrons o SSPA (*Solid State Power Amplifier*).

En la siguiente figura se muestran las etapas que se deben realizar para obtener una señal adecuada que pueda ser recibida por el satélite, estos procesos se llevan a cabo en una estación terrena.

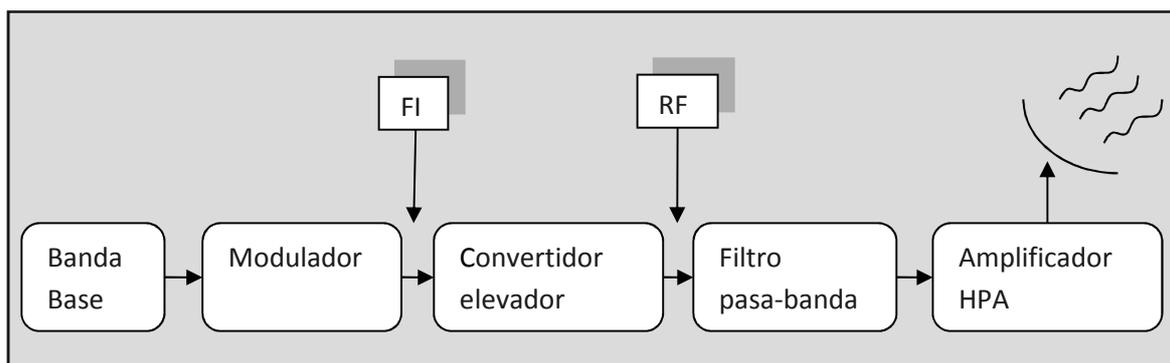


Figura 3.3 Modelo de subida.

Cabe señalar que para llevar a cabo el enlace en este modelo se hace uso de la frecuencia alta dentro de la banda de subida para sistemas satelitales, esto porque las señales que se enviaran al satélite requieren de mayor potencia y por lo tanto dispositivos de mayor tamaño (excepto la antena) debido a que la señal sufrirá pérdida de potencia a lo largo de su trayectoria y se añade ruido.

Modelo de bajada (satélite-estación terrena)

⁵ FSK: Frequency Shift Keying, QAM: Quadrature Amplitude Modulation, PSK: Phase Shift Keying

Para este modelo la estación terrena cuenta con un receptor que incluye un filtro pasa-banda el cual limita la potencia de ruido de entrada que recibe el amplificador de bajo ruido (LNA) el cual es un dispositivo altamente sensible con poco ruido, una vez amplificada la señal en bajo ruido la señal será descendida de RF a FI utilizando un dispositivo llamado convertidor descendente el cual es una combinación de filtro mezclador/pasa-bandas que convierte la señal de RF recibida a una frecuencia de FI, después la señal será demodulada y como resultado tendremos una señal en banda base.

En la siguiente figura se muestran las etapas que se deben realizar para obtener una señal adecuada que pueda ser recibida por la estación terrena.

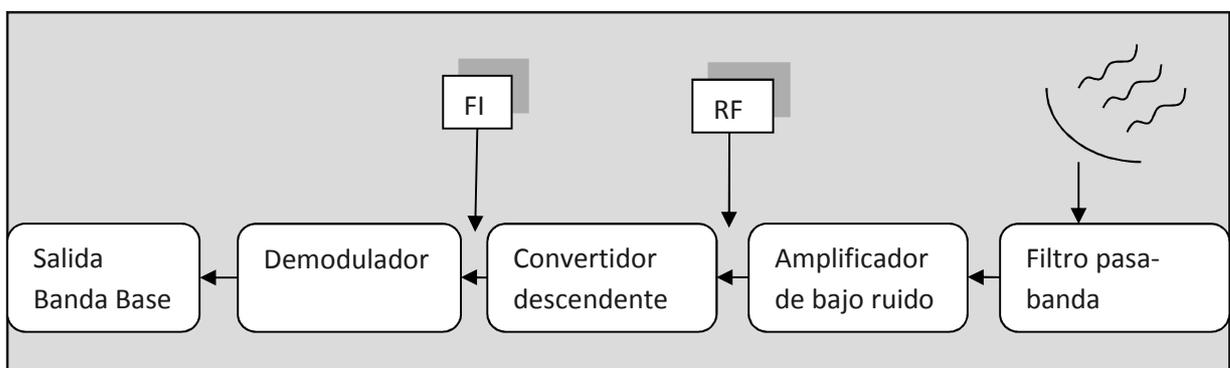


Figura 3.4 Modelo de bajada.

Para llevar a cabo el enlace en este modelo se hace uso de las frecuencias de menor valor dentro de las bandas de microondas para sistemas satelitales, esto porque las señales que se enviaran a la estación terrena requieren de menor potencia y por lo tanto dispositivos menos complejos y por lo tanto es necesario que las estaciones terrenas cuenten con antenas de recepción de un tamaño mayor.

3.2 Transpondedores

El satélite debe ser capaz de captar las señales que envía una estación terrena lo por lo que es necesario que el satélite tenga una gran sensibilidad, de igual manera el satélite debe ser capaz de procesar las señales recibidas y reenviarlas, por estas razones es necesario contar con dispositivos capaces de recibir y transmitir la información, este dispositivo es conocido como transpondedor o transponder⁶.

⁶ Transponder: viene de la fusión de las palabras inglesas Transmitter (Transmisor) y Responder (Contestador/Respondedor)

3.2.1 Descripción, configuración e intermodulación

Un transpondedor consta de un filtro pasa-banda el cual está encargado de suprimir el ruido que la señal adquiere en la trayectoria que recorre de subida además de funcionar como seleccionador de canal, esto debido a que cada canal de RF satelital requiere de un transpondedor por separado. Una vez que se suprime el ruido a la señal esta entra en un amplificador de bajo ruido (LNA) y un desplazador de frecuencias que tiene como función convertir la frecuencia de banda alta de subida a una frecuencia de banda baja para su transmisión a la estación terrena.

Para continuar con el proceso la señal entra a un amplificador de potencia de bajo nivel que comúnmente es un tubo de onda progresiva (TWT) el que se encargara de amplificar la señal de RF que será transmitida a la bajada para los receptores que se encuentran en la estación terrena.

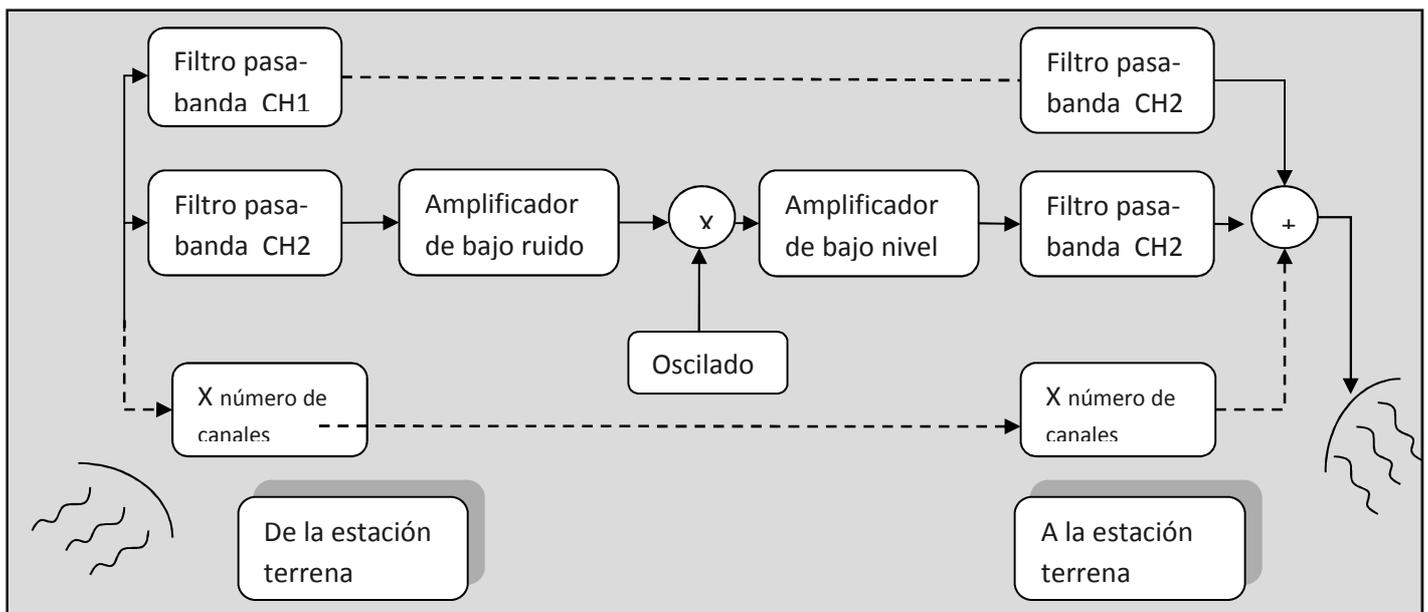


Figura 3.4 Etapas de un transpondedor.

Intermodulación

Dentro del proceso que sigue la señal recibida por el satélite esta la etapa de amplificación y el cambio de portadora para su retransmisión. En esta etapa y

por los dispositivos mismos se introduce en la señal ruido de los dispositivos no lineales que configuran al satélite y ruido térmico que afectan a la señal.

El ruido generado por los dispositivos no lineales se le conoce como ruido de intermodulación, este ruido es generado por el uso de múltiples portadoras moduladas, en la siguiente figura se aprecian las frecuencias f_1 y f_2 y las respectivas armónicas en la frecuencia que se generan alrededor de la portadora al interactuar con un dispositivo no lineal.

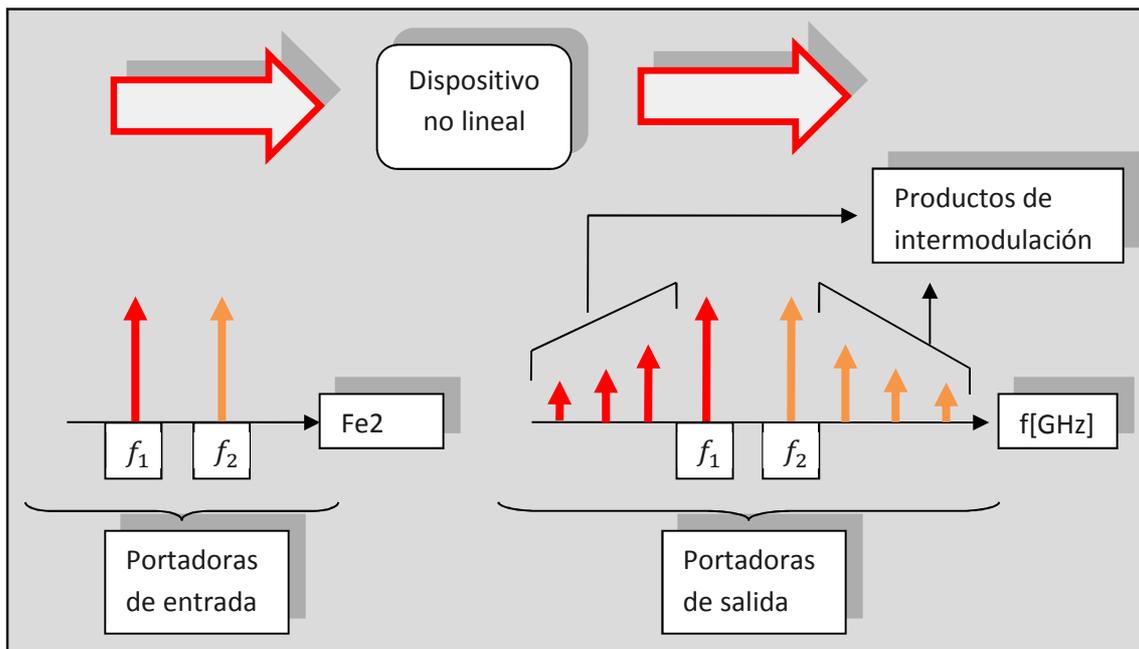


Figura 3.5 Productos de intermodulación

Como resultado de los productos de intermodulación las armónicas generadas por la portadora f_1 son ruido para la portadora f_2 y de igual manera las armónicas generadas por la frecuencia portadora f_2 se comportan como ruido para la frecuencia portadora f_1 y mientras más portadoras lleguen al transportador más ruido de intermodulación habrá en el satélite. Como se puede observar en la figura mientras más grande es el orden de las armónicas generadas su amplitud disminuye.

En la realización de los cálculos se introduce un parámetro importante el cual disminuye el efecto que tiene el ruido de intermodulación en el enlace, ya que se trabaja con el punto de operación de los amplificadores en la zona lineal, este parámetro es denominado como back-off, BO, el cual está presente en la entrada y en la salida de un sistema, para la entrada, BO_e, significa una atenuación de la señal que se recibe al punto de operación del amplificador y para la salida BO_s, la señal que se obtiene del amplificador se disminuye de nivel, ya que esta señal también contiene el ruido amplificado. En la siguiente figura se puede apreciar los puntos de operación del back-off tanto de entrada como de salida en un amplificador de potencia de respuesta no lineal.

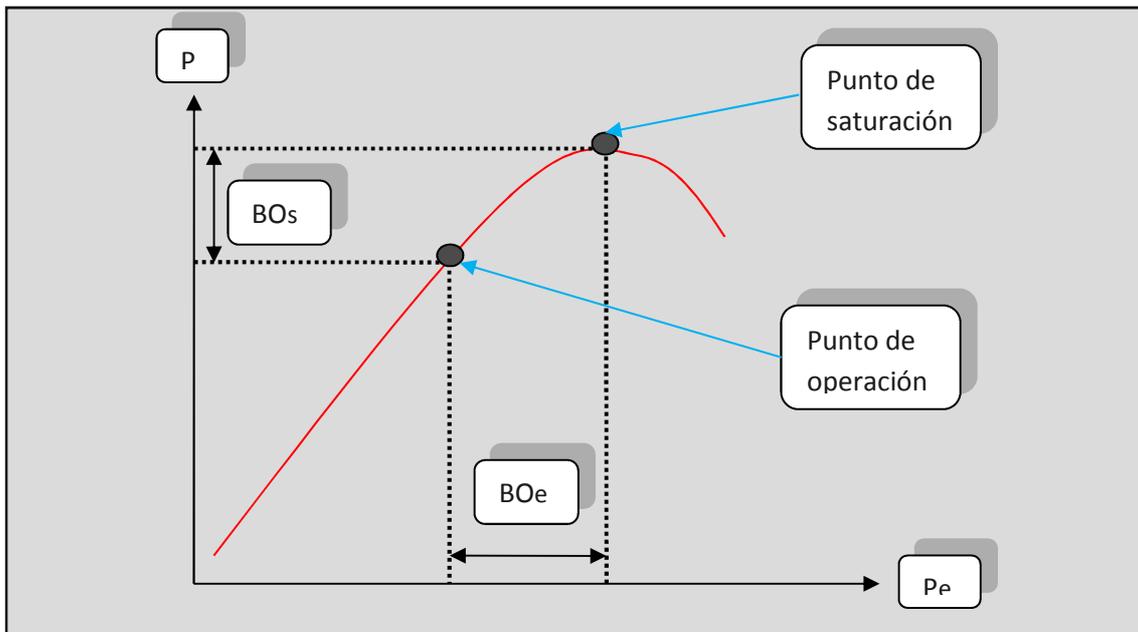


Figura 3.6 Respuesta no lineal de entrada-salida de un amplificador de potencia

El uso de anchos de banda estrechos ayuda a reducir los problemas de intermodulación que se presentan en el satélite, debemos tomar en cuenta que este fenómeno de intermodulación ocurre también en las estaciones terrenas ya que también hacen uso de múltiples portadoras para transmitir y recibir información.

3.2.2 Procesamiento a bordo

Hasta mediados de la década de los 90's los satélites solo han estado compuestos por dispositivos tales como transpondedores para la comunicación, esto hace que el satélite solo sea un repetidor en el espacio incapaz de procesar información.

En la actualidad se están desarrollando proyectos para cambiar esto y darle la capacidad al satélite de manejar lo que se conoce como procesamiento a bordo (PAB) para manejar la información digital, convirtiendo así al satélite en un sistema inteligente con diversas capacidades las cuales serán determinadas por la aplicación específica del satélite.

Algunas de las tareas que tienen estos sistemas se enlistan a continuación:

- Operación de haces múltiples: este sistema está basado en antenas de alta ganancia para haces pincel, aplica también el reuso de frecuencias.
- Transpondedores regenerativos: Estos dispositivos tienen la capacidad de demodular la señal recibida de la estación terrena y recupera los datos, así logra desacoplar el enlace de subida del enlace de bajada en lo que se refiere a codificación, modulación y multiplexación.

- Conversión de tasas de datos: Comunica terminales terrestres con diferentes capacidades de transmisión de datos.
- Conmutación de circuitos: Establece enlaces conmutados los cuales se comportan de manera similar a una central telefónica.

Con las tareas enlistadas anteriormente los satélites dejan de ser solo repetidores y se convierten en elementos activos gracias a los sistemas multimedia que se le incorporan, estos nuevos sistemas permiten dar solución a los requisitos de los servicios actuales, tales como audio, video datos y multimedia.

En la siguiente figura se muestra un diagrama a bloques básico de un sistema de procesamiento a bordo (PAB).

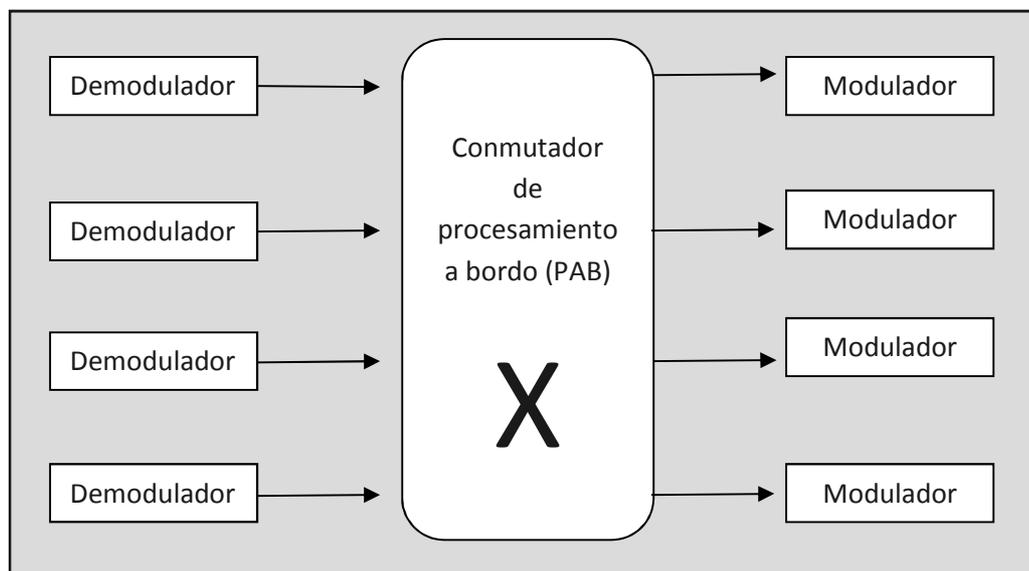


Figura 3.7 Sistema de conmutación a bordo (PAB)

El procesamiento a bordo se lleva a cabo en el satélite a la salida del amplificador de bajo ruido y el amplificador de bajo nivel. Este sistema convierte frecuencias intermedias, realiza una demultiplexación de frecuencias con procesamiento digital de señales, demodula canales digitalmente, conmuta en banda base, modula digitalmente y convierte a la frecuencia de transmisión adecuada.

Dentro de los servicios que puede ofrecer el procesamiento a bordo se encuentran:

- Enrutamiento directo y bajo petición del usuario de todo tipo de información.

- Integración de todo tipo de servicios existentes basados en satélites.
- Cobertura global, regional o nacional con un gran balance de enlaces.
- Aplicaciones para redes públicas y redes privadas.
- Servicios de audios datos y video.
- Servicios multimedia.
- Televisión digital e internet.

3.3 Antenas y reflectores

La antena es un dispositivo encargado de transformar una onda electromagnética guiada, proveniente de guías de ondas o líneas de transmisión, en una onda electromagnética no guiada, este dispositivo puede realizar la tarea inversa de captar ondas electromagnéticas y guiarlas, es decir propaga o capta ondas electromagnéticas de manera eficiente. Está compuesto por dieléctricos o estructuras conductoras los cuales modifican los parámetros a manejar para dependiendo la aplicación del satélite, estos parámetros de igual manera se ven afectados por la forma geométrica de la antena y la frecuencia de operación que se planea para el satélite.

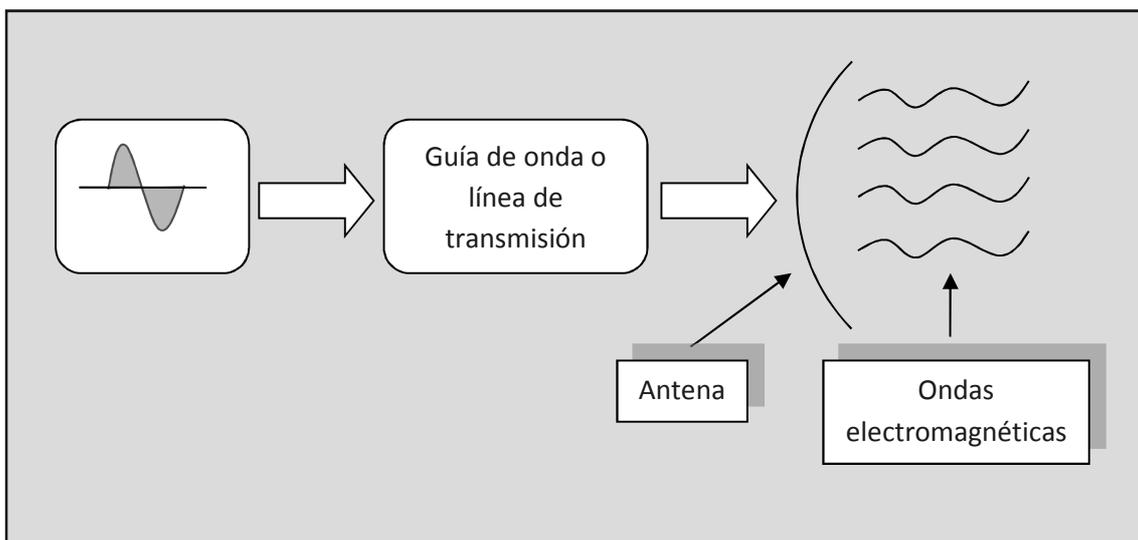


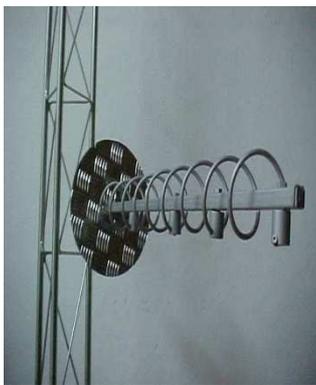
Figura 3.8 Diagrama de una antena

3.3.1 Tipos de antenas

Las antenas se utilizan para transmitir y recibir energía electromagnética. Su aplicación de penderá de la frecuencia de operación y de las zonas geográficas

en las que se quiera tener cobertura. A continuación se muestra una lista de antenas utilizadas a bordo de los satélites y una descripción de las más importantes.

- Antenas de hilo. Dipolos, monopolos, hélices.
- Antenas de corneta.
- Antenas reflectoras. Simples o múltiples, centradas o descentradas.
- Arreglos de elementos impresos, ranuras o bocinas.



Antena de hélice



Antena de corneta



Antena reflectora



Antena ranurada

Figura 3.9 Algunas antenas utilizadas en satélites

Dipolos. Un dipolo es una antena compuesta por dos conductores los cuales están alimentados en el centro y que se utiliza para transmitir o recibir información, radia en un eje perpendicular a los conductores.

Debido a que el dipolo radia en un eje perpendicular a los conductores su patrón de radiación tiene una forma de toroide en tres dimensiones como se muestra en la siguiente figura y en el plano perpendicular a los conductores omnidireccional.

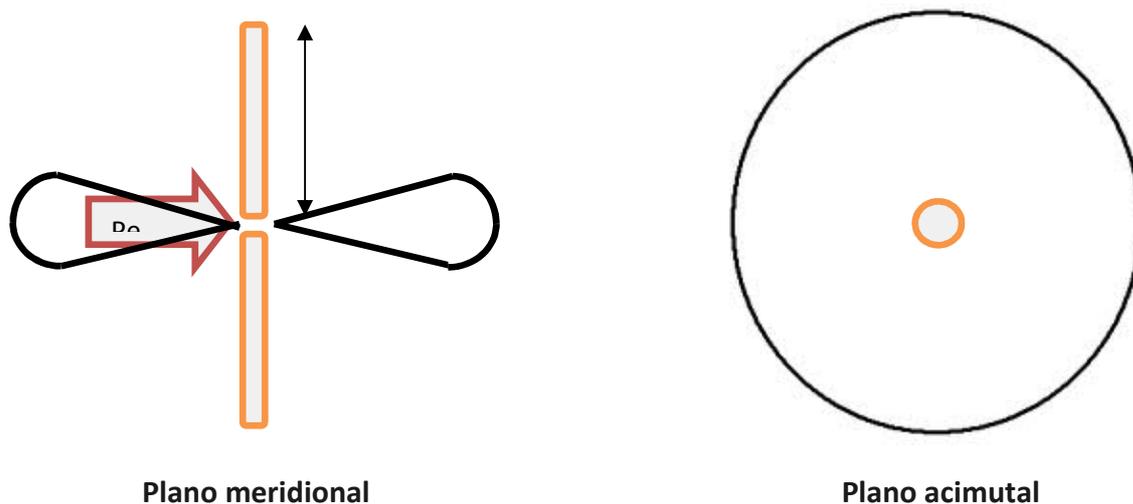


Figura 3.10 Patrón de radiación de antena dipolo

Estas antenas son utilizadas principalmente en telemetría y comandos, ya que permiten transmitir y recibir en cualquier dirección lo que es útil para mantener una comunicación en todo momento durante el lanzamiento o cuando se necesitan realizar correcciones de posicionamiento.

Antena de hélice. Este tipo de antenas están formadas por un conductor el cual tiene forma de espiral, los parámetros geométricos a considerar para el correcto funcionamiento de esta antena son, el diámetro de las vueltas y la separación entre estas, el número de vueltas, el diámetro del conductor y el sentido de la hélice.

Se caracterizan por tener una alta directividad, polarización circular, cuentan con un ancho de banda amplio y son altamente utilizadas en aplicaciones espaciales. El campo radiado por este tipo de antenas es en dirección del eje de la hélice y se muestra a continuación.

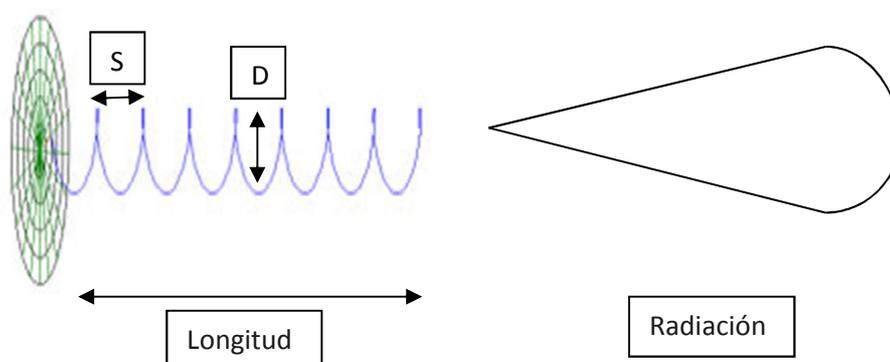


Figura 3.11 Patrón de radiación de una antena de hélice

Antena de corneta. Esta antena consiste en una guía de onda en la cual el área de la sección va incrementando progresivamente la abertura hasta que se es posible radiar energía por la abertura creada. En el caso de guías de onda rectangulares podemos manipular el patrón de radiación variando las longitudes de los lados y para el caso de una guía de ondas circulas y bocinas cónicas podemos variar el diámetro y cambiar el comportamiento del patrón de radiación.

El campo radiado por este tipo de antenas es en dirección del eje de apertura de la guía de ondas, la directividad de estas antenas cambia de acuerdo al ángulo de apertura ya que si es ángulo es pequeño la antena se vuelve más directiva y si se abre la apertura de la guía de onda el lóbulo principal se ensancha.

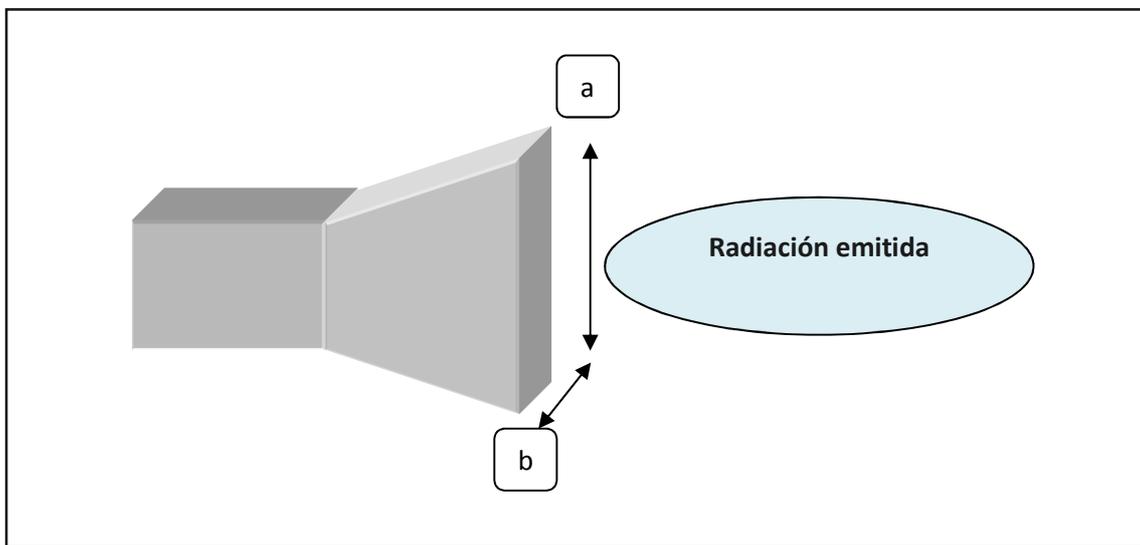


Figura 3.12 Patrón de radiación de una antena de corneta

Las antenas de corneta suele ser usadas para iluminar los reflectores presentes en el satélite para conformar lo que se conoce como una antena parabólica, al cubrir una gran área pueden utilizarse de manera aislada como antenas de cobertura global en los satélites o bien como un arreglo de antenas para cubrir cierta parte del planeta que se conoce como huella, ya sea para tener cobertura en una región, un país e incluso un continente.

Gracias a su ancho de haz este tipo de antenas se usan en satélites geoestacionarios y cobertura global.

Estas antenas trabajan con frecuencias de microondas (mayores a los 4 [GHz]) y pueden transmitir o recibir ondas de una determinada polarización, un caso especial es la corneta circular cónica la cual permite trabajar con distintas polarizaciones.

3.3.2 Reflector parabólico perfilado.

Este tipo de reflector nos permite modificar el haz de radiación para evitar usar múltiples alimentadores en el satélite, es decir en vez de modificar la posición de los alimentadores se modifica la superficie del reflector, lo que implica que los rayos serán reflejados de por hendiduras en el reflector, esto tendrá como resultado un desfase de las componentes del campo alterando el patrón de radiación y logrando una huella de radiación asimétrica.

El principio de funcionamiento de este tipo de reflectores es similar al de un reflector parabólico perfecto solo que este reflector perfilado se moldea para que el desfase del campo sea constructivo en ciertos puntos.

La ventaja del uso de un reflector parabólico perfilado se ve reflejada en el costo del satélite ya que se pueden obtener las mismas huellas que en un reflector parabólico perfecto pero con el uso de un alimentador simple, la masa del satélite disminuye, lo que se traduce en menor costo de lanzamiento.

A continuación se muestran los pasos para el diseño de un reflector parabólico perfilado con alimentador simple⁷:

1. Se define la región de cobertura y las direcciones de optimización, así como los niveles de ganancia deseados para diferentes puntos. Al mismo tiempo se aproximan las dimensiones del reflector de acuerdo al ancho del haz de media potencia.
2. Se plantea un modelo matemático inicial del reflector parabólico perfecto y las características de su alimentador (distribución de amplitud y fase iniciales, así como la definición de las dimensiones iniciales del reflector).
3. Se optimiza la distribución de fase, minimizando una función de costo.
4. Se calcula la nueva superficie del reflector perfilado de acuerdo a la distribución de fase optimizada en el paso anterior.
5. Se obtiene la nueva distribución de amplitud en el plano de análisis de acuerdo a la superficie calculada en el paso 4.
6. Se repite iterativamente el proceso desde el punto 3 al punto 5, hasta que el patrón obtenido se aproxime lo mejor posible al deseado.

En las siguientes imágenes se pueden apreciar claramente tanto los reflectores parabólicos como los alimentadores que se utilizan en cada caso.

⁷ Artículo diseño de un reflector parabólico perfilado para la transmisión satelital sobre el territorio mexicano. Salvador Landeros Ayala/ Ramiro Sámano Robles/ Rodolfo Neri Vela 2004.

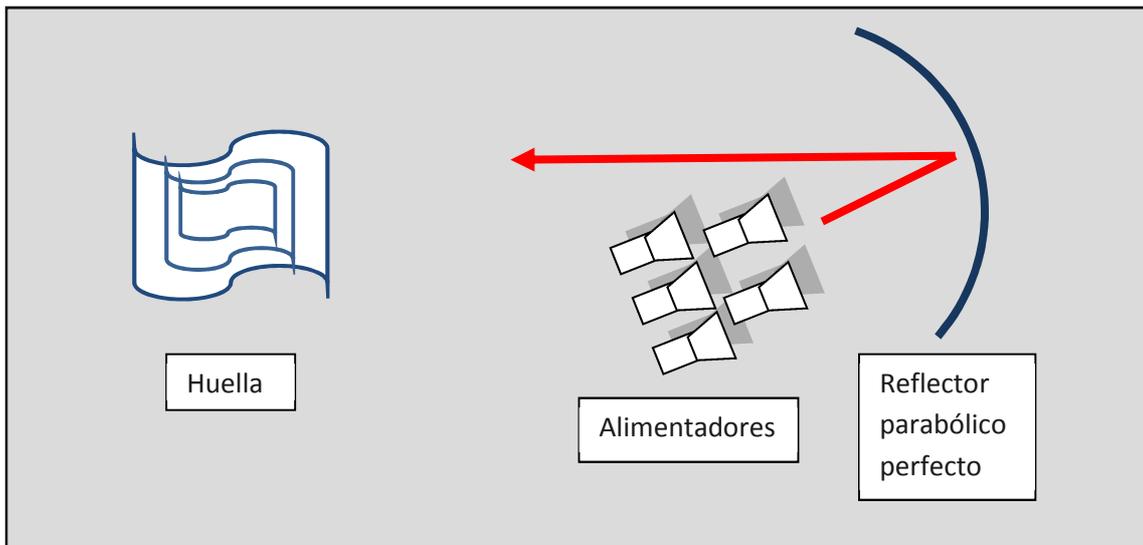


Figura 3.13 Reflector parabólico perfecto

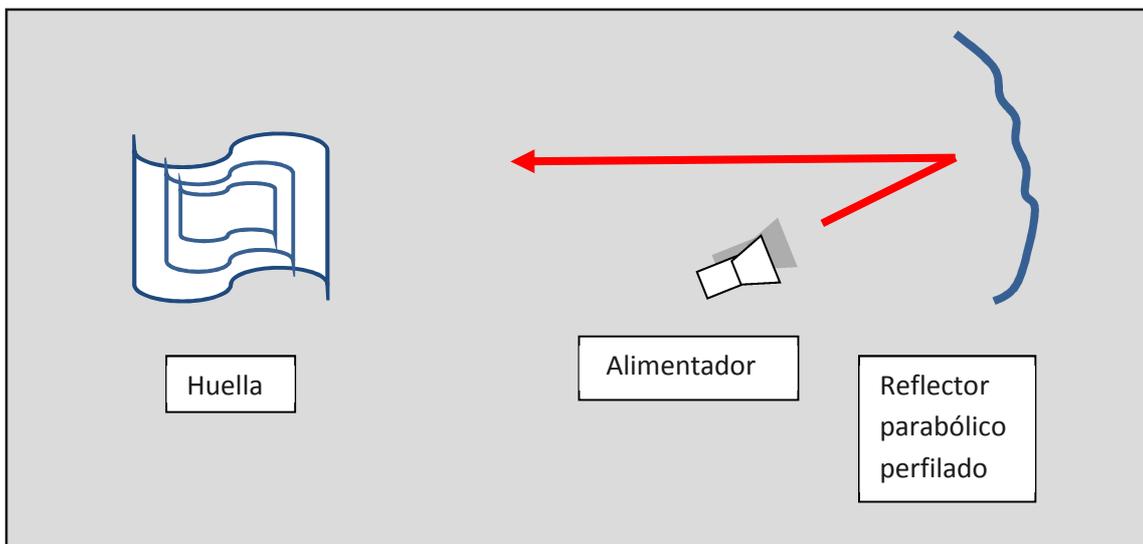


Figura 3.13 Reflector parabólico perfilado.

Como se puede apreciar en las figuras obtenemos la misma huella con menos alimentadores, siempre y cuando hagamos uso de los modelos matemáticos iterativos de una manera adecuada, se reduce la masa del satélite lo que nos reduce los costos de la misión. Por ejemplo⁸ se tenemos un arreglo de 56 alimentadores se puede tener una carga útil de 40 [Kg.] mientras que con una antena de reflector perfilado se tendría una masa de 6 [Kg].

⁸ Apuntes del Dr. Salvador Landeros Ayala.

3.4 Diagrama funcional del subsistema

En la siguiente figura se puede apreciar un diagrama que fue utilizado en un satélite e incluye los componentes que se describieron a lo largo de este capítulo.

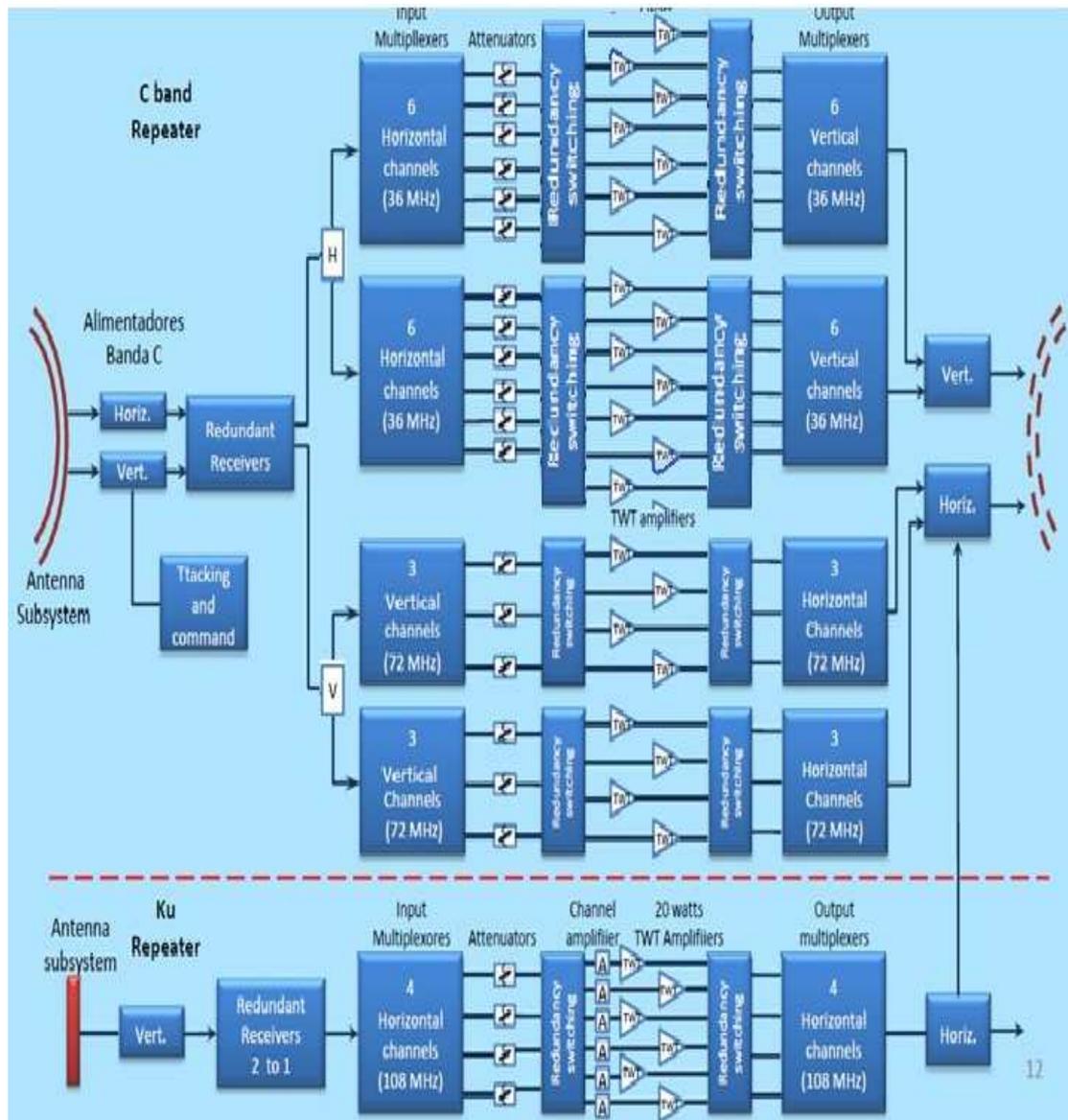


Figura 3.14 Diagrama funcional del subsistema de comunicaciones del satélite Morelos (Apuntes del Dr. Salvador Landeros)

En la figura anterior podemos observar que se hizo uso de alimentadores, multiplexores de entrada y salida, atenuadores, amplificadores TWT, antenas, repetidores tanto verticales como horizontales dependiendo la polarización que se utilice, se hace manejo de los diferentes canales que pueda tener en satélite se tiene redundancia dentro del mismo por si algún componente llega a fallar, se muestra que el satélite trabajaba en banda C y Ku.

Como pudimos observar a lo largo de este capítulo el subsistema de comunicaciones es esencial para el satélite y la misión ya que forma parte de la carga útil del satélite, nos permite mantener una comunicación constante con el satélite desde la Tierra, enviar comandos al mismo y que por estas razones es uno de los más complejos y que se tienen que planear con gran exactitud.

3.5 Disponibilidad y confiabilidad

Durante la vida útil de un satélite de comunicaciones se debe tomar en cuenta la probabilidad de que ocurra alguna falla en el mismo que acorte el tiempo de servicio del satélite y la cantidad de tiempo que el satélite puede operar correctamente.

La fiabilidad en un satélite se refiere a la probabilidad que tiene el satélite para alcanzar el fin de su vida útil totalmente operativo, esto es que se haya cumplido con lo planeado para el satélite en cuanto a tiempo de servicio. La disponibilidad de un satélite es el tiempo de operación que puede tener el mismo prestando el servicio por un año típico.

Ambos parámetros se relacionan directamente con el modelo de negocio del operador en el cual la fiabilidad y la vida útil determinan el tiempo en el que el operador liquida el satélite y la duración del negocio. La disponibilidad indica que tan productivo puede ser el satélite para el operador y puede hacer que ciertos servicios críticos inviables si la disponibilidad que este servicio tiene es baja.

Estos dos parámetros también están ligados a la arquitectura y operación del satélite, la fiabilidad indica si se necesita redundancia en equipos e incluso en sistemas, la disponibilidad del satélite aumenta si se reduce el tiempo requerido para configurar y mantener el mismo, también aumenta si se hace uso de redundancia caliente en los equipos, lo que significa que los equipos deben ejecutar las mismas acciones en forma sincronizada en paralelo de esta manera se espera que si se descubre un error se corrija de manera casi instantánea con lo que no se verían afectados los procesos siguientes.

Para realizar el cálculo de fiabilidad se toma en cuenta la probabilidad de supervivencia de un sistema de m componentes durante n años como:

$$P(n) = \prod_{i=1}^m P_i(n) \quad 3.1$$

En la ecuación anterior $P(n)$ representa la probabilidad de supervivencia de cada parte del sistema.

Este cálculo se realiza a partir del satélite terminando y se realiza también para cada componente del mismo. Para hacer una simplificación del mismo se hace uso del FIT⁹ el cual representa el número de fallos que puede tener un componente que se producen en 10⁹ horas de operación y este parámetro es conocido para cada componente, pieza y equipo del satélite y debe ser proporcionado por el fabricante. Haciendo uso de los FIT's en la ecuación anterior obtenemos:

$$P_{FIT} = \sum_{i=1}^m P_{i\ FIT} \quad 3.2$$

Para calcular la probabilidad de supervivencia durante n horas a partir de los FIT's se hace uso de la siguiente fórmula:

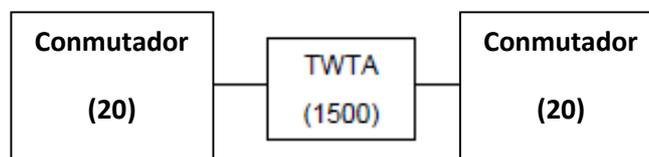
$$P(n) = e^{-P_{FIT} \cdot 10^{-9} \cdot n} \quad 3.3$$

En la ecuación anterior $P(n)$ representa la probabilidad de supervivencia de cada parte del sistema.

Al hacer uso de los FIT's se debe tomar en cuenta que en cada componente los FIT's dependen de las condiciones de operación (básicamente la temperatura) y que los FIT's totales de un sistema dependen de la arquitectura de redundancia que se implemente, en los equipos que operan juntos simplemente se suman los FIT's y para equipos o piezas con redundancia se dividen los FIT's por el número de piezas redundadas (función en paralelo).

En el siguiente ejemplo¹⁰ podemos apreciar el uso de las formulas y la fiabilidad de un satélite:

Vida de 15 años (en total 131,400 horas) de un repetidor con dos conmutadores de anillo de 20 FIT's y amplificadores (TWTA's) de 1500 FIT's



Comenzamos calculando los FIT's que en este caso solo sería la suma de los FIT's en serie.

$$FIT's = 20 + 1500 + 20 = 1540$$

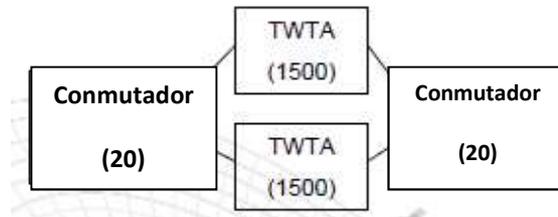
⁹ FIT. Siglas de Failure In Time

¹⁰ Ejemplo. Master In Space Technology Ángel Álvaro, Fernando Ortega, edición 2009

Y se obtiene la probabilidad.

$$P(15) = e^{-1540 \cdot 10^{-9} \cdot 131400h} = 0.82$$

Si tenemos dos amplificadores como se muestra en la siguiente imagen obtenemos lo siguiente:

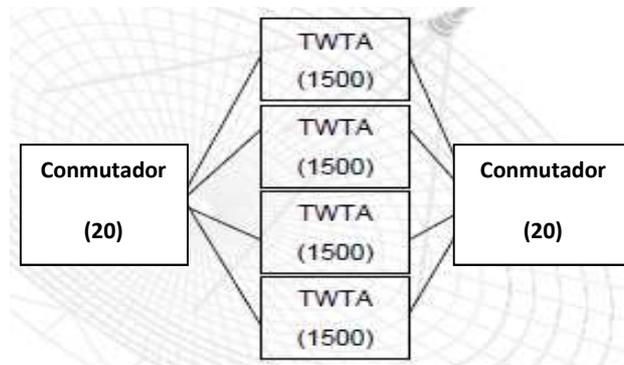


$$FIT's = 20 + \frac{1500}{2} + 20 = 790$$

Y se obtiene la probabilidad.

$$P(15) = e^{-790 \cdot 10^{-9} \cdot 131400h} = 0.90$$

Y aumentando el número de amplificadores a 4 como se muestra.



$$FIT's = 20 + \frac{1500}{4} + 20 = 415$$

Y se obtiene la probabilidad.

$$P(15) = e^{-415 \cdot 10^{-9} \cdot 131400h} = 0.94$$

Como podemos apreciar en los ejemplos anteriores mientras más redundancia se tenga en el satélite la fiabilidad aumentara pero con la limitante de que llegar a un valor de 99.99% es muy caro y es por esta razón que la redundancia está limitada por el presupuesto con el que se cuente.

Capítulo 4

Subsistema eléctrico

Introducción

El subsistema eléctrico del satélite de telecomunicaciones presenta características afines a los requerimientos de órbita para cualquier aeronave espacial que se coloca en una órbita geoestacionaria. Dentro de la gama de posibilidades para conformar el subsistema eléctrico que se pueden presentar en una aeronave, el subsistema eléctrico en un satélite de telecomunicaciones es alimentado principalmente por paneles solares, esto es debido a que el satélite se encuentra iluminado por el sol la mayor parte del tiempo de vida útil salvo contadas ocasiones como durante los eclipses.

Para que el satélite funcione adecuadamente, debe de radiar energía hacia la tierra de forma permanente y constante; es por esta razón que el suministro de energía del satélite debe presentar estas mismas dos características, un suministro de potencia eléctrica sin interrupción y sin es de voltaje y corriente

En el siguiente capítulo hablaremos de las características del subsistema eléctrico, de los elementos principales del subsistema y de cómo escoger sus características de acuerdo a los requerimientos de la misión. Uno de los elementos comúnmente utilizados en los satélites de telecomunicaciones es el panel solar por lo que hablaremos de su funcionamiento y características, así como de algunos criterios usados para definir el tamaño, calidad, potencia entregada y otras características necesarias.

Después de esto hablaremos de las baterías, otro elemento imprescindible en cualquier misión espacial y que también debe de ser escogido adecuadamente, y por último del elemento regulador de energía, la parte del subsistema que se encarga de regular y administrar la distribución de energía de acuerdo a las necesidades de los demás subsistemas y de las condiciones en tiempo real del satélite, como por ejemplo el ángulo de incidencia de los rayos del sol respecto a los paneles solares, la vida útil restante de las baterías, etc.

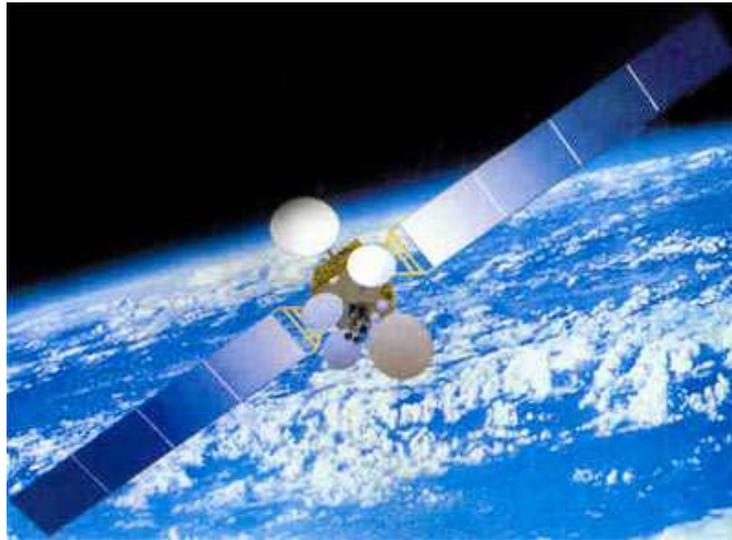


Figura 4.1 Paneles solares en un satélite de telecomunicaciones

4.1 Celdas solares

Aún cuando actualmente existen opciones de suministro de energía a base de energía nuclear, la mayoría de los satélites de telecomunicaciones hoy en día utilizan la energía entregada por paneles solares como la principal fuente de energía durante la misión. Esto es entendible si tomamos en cuenta que la iluminación de los rayos del sol sobre el satélite permanece casi constante durante todo el tiempo que dura la misión. Las ocasiones en las que el satélite no es iluminado por el sol ocurren cuando la misma tierra se interpone entre el satélite y el sol, este evento ocurre más de una ocasión al año y durante un tiempo considerable, por esta razón la solución a la forma de suministrar energía durante este periodo de tiempo es de vital importancia y un aspecto importante en el diseño del subsistema eléctrico.

Las celdas solares basan su funcionamiento en el efecto fotoeléctrico propuesto por Einstein en 1905 que a la postre se convertiría como lo es hoy en día en la base científica del funcionamiento de las celdas solares. La teoría del efecto fotoeléctrico describe la razón de la emisión de electrones por parte de un metal o fibra de algún otro material semiconductor cuando incide sobre él radiación electromagnética de cierta longitud de onda como lo es la luz solar.

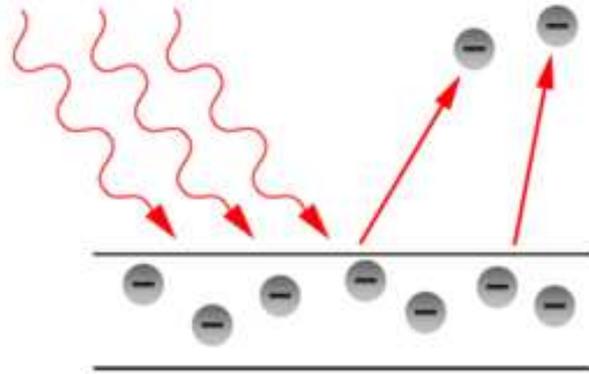


Figura 4.2 El efecto fotoeléctrico

Una explicación del efecto fotoeléctrico se puede encontrar si recordamos que los fotones en la teoría de la luz como una partícula y onda electromagnética, tienen una energía característica determinada por la frecuencia de la onda luminosa. Si un electrón en la superficie del material semiconductor absorbe la energía del fotón incidente y este último presenta más energía que la función de trabajo, el electrón es arrancado del material y puede circular por un circuito eléctrico adecuado para la transmisión de energía dentro de algún circuito eléctrico. Hay que tener en cuenta dos consideraciones importantes, por una parte, si la energía del fotón es demasiado baja el efecto no se lleva a cabo y por otro lado la energía con la que se desprenden los electrones es función únicamente de la frecuencia de la onda electromagnética. Aumentar la cantidad de luz solar incidente sobre los paneles no aumenta la energía de los fotones liberados, solo la cantidad de fotones emitidos.

Los electrones pueden absorber energía de los fotones cuando son irradiados, pero toda la energía del fotón debe ser absorbida y utilizada para liberar un electrón de su enlace atómico, pero debe de ser utilizada toda, si no es así, la energía es re-emitida. Finalmente si la energía del fotón es absorbida, una parte libera el electrón del átomo, y el resto se convierte en la energía cinética del electrón en movimiento. Las razones mencionadas son algunas de las causas por las que la eficiencia de conversión de energía eléctrica de las celdas solares no sea tan eficiente y apenas alcance factores de eficiencia de alrededor de 20% en situaciones de exposición al sol óptimas. Aún así es una alternativa más viable que la utilización de combustibles ó material radiactivo para la generación de energía eléctrica.

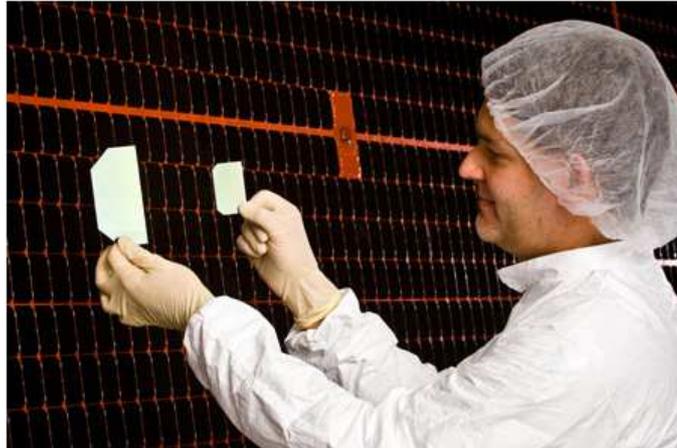


Figura 4.3 Las celdas solares son utilizadas ampliamente en la industria aeroespacial hoy en día. Spectrolab, 2010.

Algunos otros efectos influyen en la cantidad de electricidad que las celdas solares generan, uno de ellos es la temperatura del entorno en el que se encuentran, mientras más baja sea la temperatura mayor será el voltaje que generen. Por ejemplo cuando el satélite se encuentra a aproximadamente 150 millones de kilómetros del sol (*1 UA Unidad Astronómica*), la cantidad de energía promedio entregada por las celdas es de 1.370 watts por cada metro cuadrado, si como indicamos la eficiencia de conversión nominal del satélite es de alrededor del 20%, y que el satélite presenta requerimientos medidos en kW, es evidente que se necesitan de muchos metros cuadrados de paneles solares para solventar la energía requerida por el satélite.

Uno de los parámetros estandarizados para clasificar a los paneles solares es la potencia pico que corresponde a la potencia máxima que un modulo puede entregar bajo las siguientes condiciones estandarizadas

- Radiación solar de 1000 W/m^2
- Temperatura ambiente de 25°

Estas características están estandarizadas para condiciones terrestres que no son cercanas a las que se encuentran en el entorno espacial, pero sirven como base para distinguir entre los diferentes tipos de modelos, calidades y materiales de los que están hechas las celdas solares.

Un parámetro importante a considerar en el diseño del subsistema eléctrico es la potencia específica, la potencia específica determina la cantidad de potencia en watts entregada por cada kilogramo de celda solar, el peso de las celdas solares es importante, ya que debe ser incluido en el presupuesto de masa total del satélite cuando se contratan los servicios de lanzamiento en órbita del satélite, y mientras sea mayor la potencia que entregan por kilogramo de celda solar, tendremos celdas solares más deseables. Este parámetro ha ido

cambiando a lo largo de la historia espacial, ha aumentando conforme nuevas tecnologías de fabricación de celdas solares surgen haciendo que la colocación de celdas solares en satélites geoestacionarios sea cada vez más rentable. Otro parámetro que va de la mano con el anterior es el costo específico, esto es, el costo (en dólares generalmente) por kilogramo ó watt entregado que tiene la celda solar. Mientras menor sea este costo, más deseable será la fuente de alimentación bajo estudio. De igual forma que el parámetro anterior, este costo ha ido reduciendo con el paso del tiempo, la creación de nuevas tecnologías de fabricación de celdas solares y la inclusión de nuevos materiales de los que estas están construidas y el abaratamiento del mercado.

Como ya mencionamos el uso de celdas solares es la mejor opción hoy en día para satélites geoestacionarios, en la siguiente tabla tenemos una comparativa entre las celdas solares y el uso de reactores nucleares, esto es para tener más claro las diferencias entre ambos sistemas de alimentación, las ventajas que cada uno ofrece, y como las ventajas de los paneles solares se ajustan a las necesidades de una misión de satélite geoestacionario. Existen otras múltiples opciones de alimentación para aeronaves, como lo son: el uso del mismo sol o de otras fuentes de generación de calor como plutonio-238 ó uranio-235 para la conversión directa de energía térmica a energía eléctrica. El uso de alguna de estas mismas fuentes de calor par la generación de energía eléctrica usando algún ciclo termodinámico como el ciclo de Bryton ó Rankin e incluso el uso de tanques de combustibles usados en el pasado para misiones tripuladas.

En la siguiente tabla se tiene una comparación entre el uso de una celda solar y un reactor nuclear como fuente primaria para la generación de energía, se hace una comparación con este tipo de fuente de generación de energía por ser una fuente que podría competir con las celdas en la satisfacción de demanda de energía eléctrica en un satélite de telecomunicaciones, pero se podría comparar con muchas otras fuentes de energía de igual forma.

Tabla 4.1 Comparación entre celdas solares y un reactor nuclear como fuentes de potencia eléctrica para aeronaves espaciales

Parámetro de diseño	Celdas solares	Reactor nuclear
Rango de potencia (kW)	0.2 a 300	5 a 300
Potencia específica (W/kg)	25 a 200	2 a 40
Costo específico (\$/W)	800 a 3000	400 mil a 700 mil
Resistencia a:		
• Radiación natural	Media baja	Muy alta
• Amenaza nuclear	Media	Muy alta
• Amenaza de láser	Media	Muy alta

Estabilidad y manejabilidad	Baja	Alta
Resistencia al avance en la órbita baja	Alta	Media (debida al radiador)
Almacenamiento requerido para eclipses solares	Si	No
Degradación durante la vida útil	Media	Baja
Sensibilidad a ángulo de incidencia de rayos solares	Media	Ninguna
Obstrucción de visibilidad del satélite	Alta	Media (debida al radiador)
Disponibilidad de combustible	Ilimitada	Muy baja
Reportes de análisis de seguridad	Mínima	Extensa
Firma Infrarroja (IR Signature)	Baja	Alta
Aplicaciones principales	Aeronaves orbitando la tierra	Misiones interplanetarias

Cómo observamos en la tabla, el uso de reactores nucleares es deseable para aeronaves involucradas en misiones interplanetarias, tiene un costo específico significativamente mayor al de las celdas solares, pero además se debe tener en consideración el factor de que los elementos radioactivos pueden dañar a otros componentes del satélite, que es necesario el uso de un radiador para nivelar la generación de calor generada de las reacciones nucleares y muchas otras desventajas; siendo tal vez la única ventaja notable el que no presentan problema de suministro de energía durante eclipses solares, se puede observar porqué es preferido el uso de paneles solares sobre este tipo de alimentación de energía, sin embargo no se descarta que si se llegara a un límite de eficiencia en la generación de energía con celdas solares y se requiriera de fuentes de energía de mayor capacidad, en un futuro pudiese ser diseñado algún satélite de telecomunicaciones que use algún reactor nuclear como fuente de generación de energía eléctrica, en modo híbrido tal vez con los paneles solares.

Cómo se verá más adelante en los siguientes capítulos, existen actualmente propulsores iónicos que se utilizan en el subsistema de propulsión y que se piensa reemplacen a los propulsores de combustible en un futuro, el principio en el que se basa este tipo de propulsores iónicos podría considerarse entonces como fuente de generación de energía eléctrica en un futuro, pero aún no se tienen propuestas concretas sobre esto.

4.1.1 Materiales

El silicio con el que eran construidas en un principio las celdas solares ha sido substituido poco a poco por materiales especialmente diseñados en beneficio del efecto fotoeléctrico como lo son las celdas hechas de Arseniuro de Galio (GsAs) de doble y triple juntura. Sin embargo durante mucho tiempo las celdas solares hechas de silicio fueron utilizadas en satélites de telecomunicaciones y lo siguen siendo en la actualidad en satélites de bajo costo, como podrían ser satélites de órbita baja desarrollados por universidades.

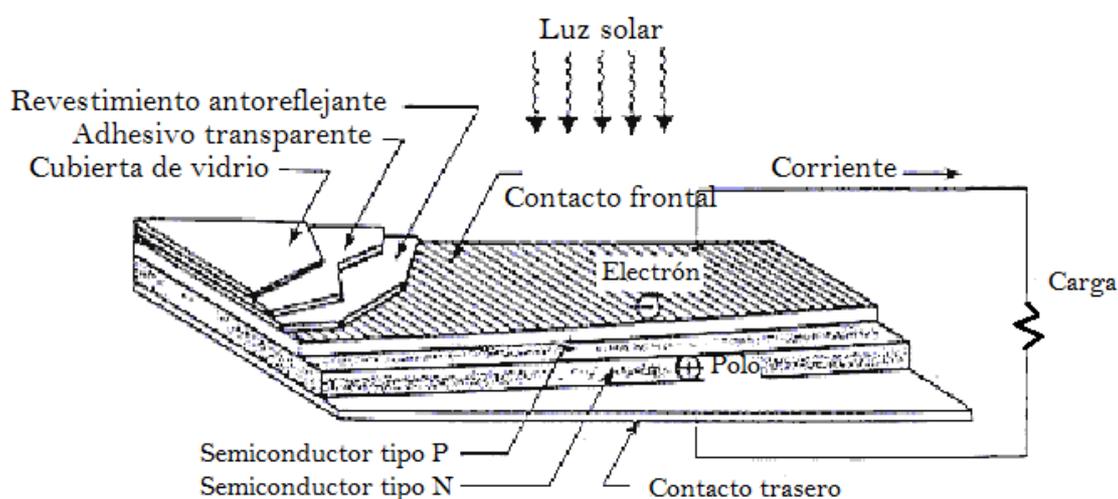


Figura 4.4 Esquema de una celda solar de silicio

El funcionamiento de las celdas se basa en el efecto fotoeléctrico como hemos mencionado, convierte la energía proveniente del sol directamente en electrones en movimiento, atrapándolos en un circuito entre el contacto frontal y la parte trasera de la celda solar. Pero como se verá no se tiene una simple célula a bordo del satélite, se tienen miles de células organizados en arreglos de paneles interconectados de tal forma que la suma de la energía proveniente de cada célula se suma a una entrega de alimentación total del panel.

Un tipo de celdas solares modernas, con valores de suministro de potencia más elevados ya no están construidas de una sola capa de semiconductor silicio con unión tipo P y N, cubiertas por vidrio anti reflejante, etc., sino que las capas tipo P y N se sustituyen por varias capas de distintos sustratos para atrapar la mayor cantidad de energía proveniente del sol. Cada capa hecha de un material basado en el arseniuro de galio, como el fosforo de galio arsénico, fosforo de galio indio, etc., superpuestas en beneficio de una mayor absorción de energía fotónica. Como podemos observar en la figura 5.4 la energía

proveniente de los rayos del sol tiene una distribución espectral máxima cercana a los 400 nm, las celdas de GaAs están fabricadas de forma que cada capa tenga un pico de absorción de energía centrado en determinada longitud de onda y que de esta forma la absorción suma de las tres capas resulte en mayor electricidad generada.

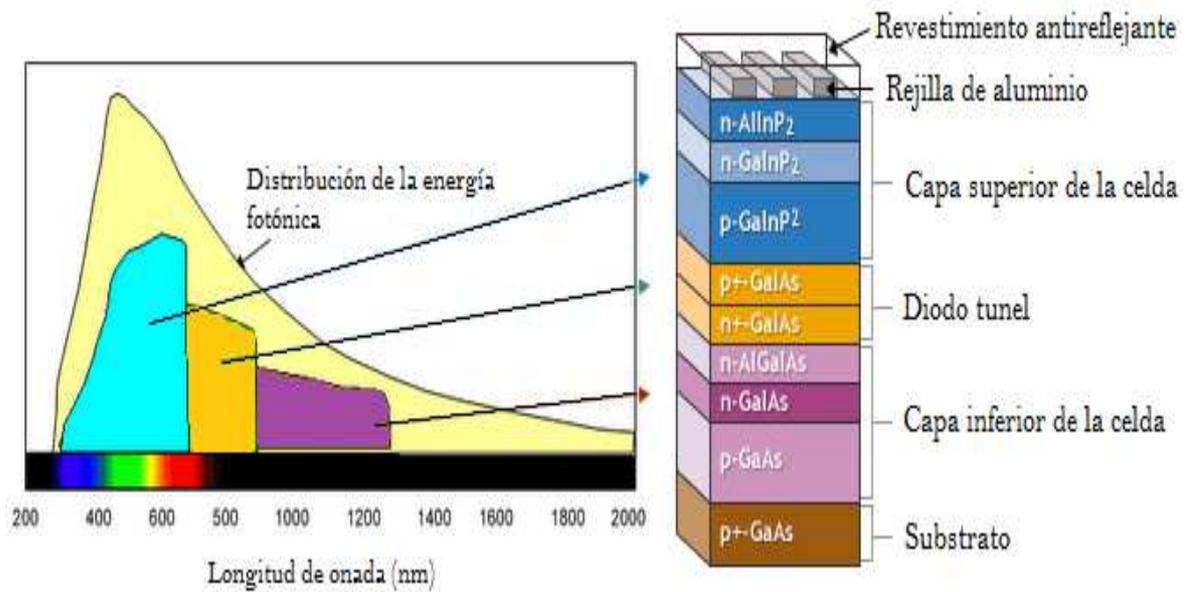


Figura 4.5 Disposición de capas de una celda de GaAs.

Por supuesto que el precio de la construcción de celdas de este tipo es mucho mayor con respecto al de las celdas de silicio, pero por supuesto la eficiencia de conversión de energía eléctrica es mucho mayor. Por esta razón, durante el diseño de un satélite de telecomunicaciones, el análisis costo beneficio de la utilización de celdas de silicio, de arseniuro de galio de triple o doble juntura, etc. es realmente importante de acuerdo a las especificaciones dadas del satélite, los años que se prevé se mantenga en funcionamiento el satélite, la tecnología disponible en el momento, ya que como mencionamos anteriormente el desarrollo de tecnología en el área de las celdas solares y en muchas de los distintos componentes satelitales avanza rápidamente y nuevas tecnologías surgen cada año, y por supuesto del presupuesto con el que se cuenta para la construcción del satélite.

4.1.2 Tipos de celdas solares

Los satélites de telecomunicaciones utilizan arreglos de paneles solares para la generación de la energía eléctrica que requieren para su funcionamiento. Si

cada celda solar tiene un tamaño aproximado de 5 a 8 cm² y cada una genera alrededor de entre 18 y 40 mW/cm² tenemos una idea que se necesitan bastantes celdas solares para cumplir los requerimientos de un satélite de alrededor de 10 kW. En un arreglo de estabilización tri-axial, y teniendo paneles solares de entre 25 y 40 metros de longitud de lado a lado y restando la longitud del chasis del satélite, se pueden cumplir con estos requerimientos. Al necesitarse de muchas celdas solares estas se disponen en arreglos en serie y paralelo conectadas de tal forma que la energía se concentre en una salida de alimentación final del satélite, por esta razón hay que restarle la eficiencia de las líneas de transmisión de energía y de la interconexión de los paneles.

Otro hecho importante que hay que mencionar es que la eficiencia al inicio de la vida útil del panel (*BOL Beginnig of Life*) no es igual a la eficiencia al final de su vida (*EOL End of Life*) existen otros factores que disminuyen aún más la eficiencia de conversión de energía de los paneles nuevos a lo largo de la misión. La primera es que las mismas se ven expuestas a diferentes tipos de radiaciones provenientes de distintos lugares del espacio, del sol, estrellas, e incluso de la misma tierra, lo que va disminuyendo la capacidad de conversión de las celdas año tras año y después de muchos años de operación, la eficiencia inicial puede disminuir aproximadamente en 20%, todo esto a pesar y con la cubierta de protección mencionada. La segunda es que al estar expuesta al ambiente espacial, el panel solar es susceptible también de ser cubierto por polvo espacial que se interponga entre los rayos del sol y las capas de semiconductor. Este hecho es inevitable e incluso puede ser irreparable si no se cuenta con un mecanismo para la limpieza de los paneles como sucede en la mayoría de los satélites geoestacionarios, la implementación de un mecanismo de limpieza de paneles es complejo y costos y pudiera no resultar en un beneficio sustentable, por esta razón no se cuenta con él en la mayoría de satélites de telecomunicaciones.

Finalmente, habremos de mencionar otro hecho con respecto a los paneles, la intensidad de la radiación solar sobre las celdas del satélite no es constante por dos razones principales, el movimiento de traslación de la tierra en primera instancia, y la existencia a lo largo del año de eclipses causados por la tierra o por la luna que obstruyen el camino de los rayos entre el sol y el satélite. La última causa ocurre puesto que el satélite se aleja ó acerca al sol junto con la tierra al desplazarse alrededor de él; cuando el satélite se acerca junto con la tierra al sol, la intensidad de radiación solar sobre los paneles aumenta, mientras que disminuye cuando se aleja del sol de acuerdo a la época del año en la que estemos. Una razón por la que este fenómeno se puede anticipar y planear a corregir es que el movimiento de traslación ocurre invariablemente casi de la misma forma a lo largo de los años. En la siguiente tabla se muestran algunos valores útiles que ayudan a corregir este fenómeno.

Tabla 4.2 Densidad de flujo de rayos del sol a lo largo del año

Época del año	Distancia relativa (AUs)	Inclinación de la tierra (°)	Densidad de flujo de rayos relativo F
Equinoccio de primavera	0.996	0	1.008
Solsticio de verano	1.016	23.4	0.889
Equinoccio de otoño	1.0034	0	0.993
Solsticio de invierno	0.984	-23.4	0.948

En la tabla observamos que además de la distancia respecto al sol, también el eje de rotación de la tierra se encuentra inclinado respecto a la eclíptica con distintos ángulos a lo largo del año, esta es otra razón por la que el ángulo de incidencia de los rayos sobre el satélite cambia durante el año y por tanto la densidad de flujo de rayos del sol. De acuerdo a la tabla, es durante el solsticio de verano cuando la tierra se encuentra más alejada al sol, hecho que es determinante para que la densidad de flujo sea la menor del año, y por el contrario que es durante el equinoccio de primavera cuando se tiene una mayor densidad de flujo relativa. Estos hechos deben ser tomados en cuenta para calcular la recarga de las baterías que se puede hacer durante el año.

En la figura 4.6 podemos observar esta variación a detalle a lo largo de los meses del año

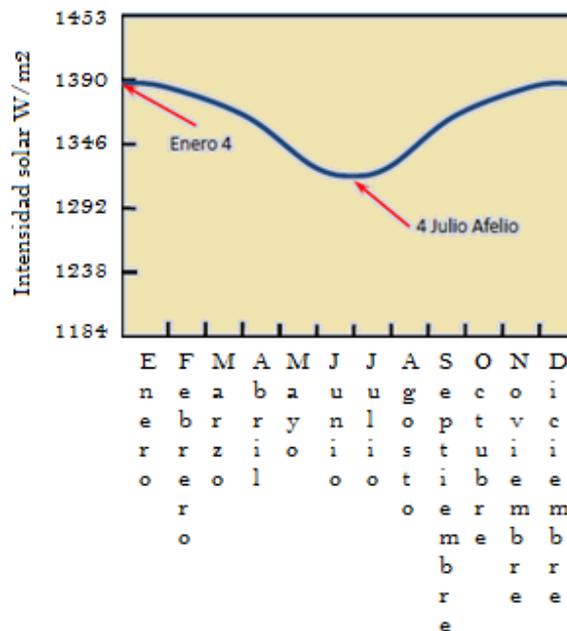


Figura 4.6 Variación de intensidad solar a lo largo del año.

Por otro lado en la tabla también se hace mención al ángulo de inclinación de la tierra. Este dato determina la fecha en la que ocurren los eclipses causados por la tierra y la variación del ángulo de incidencia que tienen los rayos solares sobre los paneles. En la figura 4.7 podemos observar cuál es el ángulo de inclinación promedio para distintas épocas del año. El ángulo de incidencia se utiliza en las fórmulas siguientes para el cálculo del tamaño de los paneles, como podemos observar tiene un valor máximo de aproximadamente 25° en los equinoccios de primavera y solsticio de invierno.

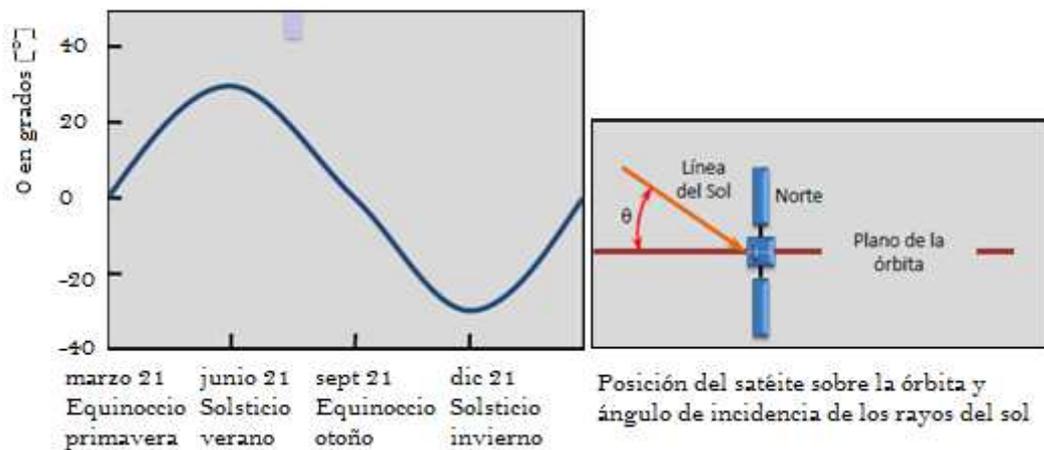


Figura 4.7 Variación en el ángulo de incidencia de los rayos del sol a lo largo del año

Por otra parte, el cambio en el ángulo de rotación de la tierra genera también los equinoccios que limitan la recepción de rayos de sol por parte del satélite por un tiempo prolongado. Estos pueden durar hasta 45 días alrededor del día del equinoccio, es decir hasta 90 días de sombra total o parcial para el satélite con una duración de hasta 70 minutos cada día. La duración del eclipse será simétrica alrededor de la hora calculada con la siguiente fórmula

$$t = \frac{\text{longitud del satélite}}{15 + 12 \text{ hrs}} \quad 4.1$$

Por ejemplo un satélite en el meridiano de Greenwich a una longitud de 0° tendrá una duración de

$$t = \frac{0^\circ}{15 + 12 \text{ hrs}} = 0^\circ = 00:00 \text{ UTC} \quad 4.2$$

Es decir el eclipse ocurrirá a la media noche de la hora local, pero para satélites al este del meridiano central ocurre entrada la tarde, mientras que para satélites al oeste ocurre temprano en la mañana de la hora local.

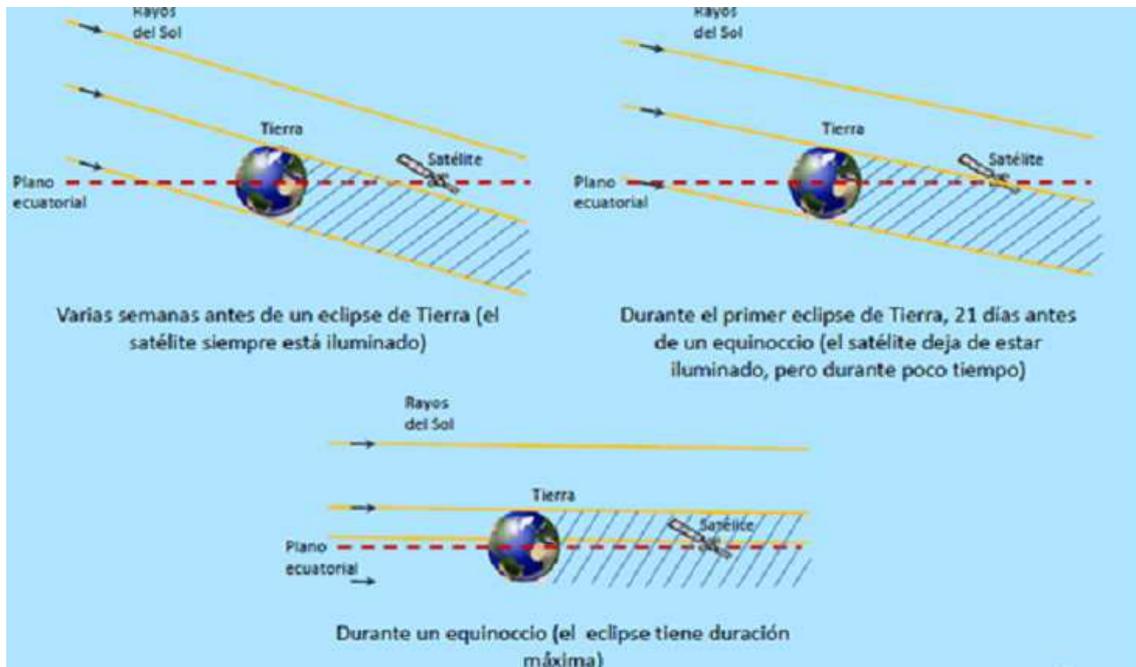


Figura 4.8 Posición del satélite y la tierra alrededor del día de equinoccio total.

Los eclipses de luna, son más irregulares y por lo tanto difíciles de prever. Los eclipses de luna este en el lado del día de la tierra, como cuando la luna esta en algún punto entre el sol y la tierra. Cuando la luna se encuentre localizada en el lado oscuro de la tierra, nunca ocurrirán eclipses de lunares.

Mecanismos de regulación de la energía generada por los paneles se incluyen en el aeronave para solventar los fenómenos anteriores, debido a que a excepción de los eclipses de luna, estos fenómenos se encuentran ampliamente estudiados por la astronomía, sabemos de antemano cuando ocurre que el sol y la tierra están más próximos ó lejanos, y cuando es que el eje de rotación de la tierra cambia, pero debe tomarse en consideración que repentinos cambios en la intensidad de radiación por parte del sol también pueden ocurrir, y el satélite debe de estar diseñado para proveer de energía eléctrica incluso en estas condiciones imprevistas. Además como mencionamos pueden ocurrir también eclipses de luna de forma imprevista, lo que debe de ser cubierto con un espacio de reserva en las baterías. Las baterías son la solución más ampliamente utilizada en satélites de telecomunicaciones a los problemas de obstrucción de los paneles solares, y cómo se verá en la próxima sección deben de ir de la mano con la vida útil

planeada de las celdas solares; es decir deben de ser capaces de alimentar al satélite en condiciones de oscurecimiento de paneles a lo largo de toda la vida útil de los mismos, fungen como elementos de almacenamiento de energía sobre generada por los paneles y como fuente de alimentación en casos de emergencia.

4.1.2 Planeación y diseño de arreglos de celdas solares

Las claves de un buen diseño de arreglos de celdas solares incluyen la configuración del satélite, potencia pico y promedio requerida, temperatura de operación, obstrucción de paneles, radiación presente en el entorno del satélite, vida útil del satélite, variación de iluminación u orientación de los paneles a lo largo de la misión y finalmente, masa, área y costo de los paneles. Todas estas consideraciones afectan en mayor o menor medida las especificaciones, características y funcionalidades del satélite, el objetivo del software a desarrollar es conjuntar todos estos parámetros de la manera más eficiente de acuerdo a las necesidades requeridas

1. Determinación de la vida útil del satélite, requerimientos de potencia entregada y balanceo de parámetros

Este es el primer y más importante de los pasos, idealmente se busca diseñar el tamaño de los paneles para que pueda satisfacer las necesidades de potencia satelital al final de la vida útil del mismo (EOL), teniendo en cuenta la consecuente sobreestimación de tamaño de los paneles al inicio de la vida útil (BOL) y el sistema que habrá de lidiar con los problemas térmicos que esto implica, además del hecho de que mientras mayor sea la vida útil del sistema mayores serán las diferencias en requerimientos de potencia al inicio y al fin de la vida útil del satélite.

Después hay que balancear y renunciar a masa, área, costo y riesgo de la tecnología usada. Las celdas de silicio han sido probadas durante mayor tiempo a lo largo de la historia espacial y por lo tanto tienen costos menores, sin embargo generalmente requiere mayor área de paneles y mayor masa que las celdas de arseniuro de galio de un precio mayor. Por ejemplo, si lo que se busca es una disminución de masa y área de los paneles solares sin que el costo sea una barrera significativa, las celdas de arseniuro de galio ó alguna otra nueva tecnología son la mejor opción, solo hay que tomar en consideración el riesgo que implica usar tecnologías nuevas ó con poca experimentación. Los beneficios que se pueden obtener pueden ser muy grandes pero hay que tener en cuenta la posibilidad de fallos por parte de las mismas, como sabemos si algún fallo le llegara a ocurrir al satélite en el espacio es casi imposible repararlo y se deben considerar entonces,

mecanismos de redundancia en caso de fallos. Las celdas de silicio por ejemplo son 100% seguras a pesar de las limitantes que presentan

Por último, hay que tener en cuenta la iluminación, distancia, concentración y ángulo de incidencia promedio de los rayos del sol de acuerdo a la posición en la órbita geoestacionaria con la que se trabaje, así como consideraciones respecto a los eclipses, aquí entra también el diseño y planeación de mecanismos de balanceo y seguimiento de la posición del satélite respecto al mayor ángulo de incidencia de los rayos del sol

2. Estimar la cantidad de potencia que el satélite debe proporcionar con luz del día incidiendo sobre él

Utilizamos la siguiente fórmula para realizar el cálculo

$$P_{sa} = \frac{\left(\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d}\right)}{T_d} \quad 4.3$$

Donde los símbolos P_e y P_d representan la potencia requerida por el satélite, excluyendo pérdidas por el sistema de regulación y pérdidas por el cambio de baterías, durante eclipse y luz del día respectivamente, y los términos T_e y T_d representan la duración de estos eventos por órbita dada. Por último los términos X_e y X_d representan la eficiencia de las líneas de transmisión entre los paneles y las baterías y entre los paneles y el sistema de regulación respectivamente durante los eclipses y a plena luz del día. Esta eficiencia depende del sistema de regulación usado, transferencia directa de energía ó seguimiento de potencia pico que veremos más adelante.

3. Consideraciones de eficiencia y degradación de calidad de las celdas solares

En este parámetro juega un papel importante la eficiencia de conversión de energía, es decir la potencia de entrada a la celda dividida por la potencia de salida o entregada al satélite y depende estrictamente del tipo de celda usada, silicio ó arseniuro de galio. La potencia de entrada es la intensidad de iluminación del sol en la órbita geoestacionaria, 1367 W/m^2 de esta forma por ejemplo, una celda con un valor de eficiencia de 18% proveerá de 246 W/m^2 al inicio de su vida útil. Hay que tomar en cuenta muchas veces que estos valores de eficiencia pueden disminuir en un ambiente espacial y que muchas veces no toman en cuenta las pérdidas generadas por los cables que interconectan las celdas. Finalmente identificamos el tipo de celda a usar y la forma en la que se degrada la eficiencia de la celda con el tiempo, este tema ya se mencionó en secciones anteriores

Tabla 4.3 Comparación de eficiencia y tiempo de vida para distintos tipos de celda solar.

Tipo de celda	Silicio estándar	Placa delgada de Silicio	Arseniuro de Galio	Fosforo de Indio	Multiplacas con juntas de GaInP/GaAs
Eficiencia teórica celda totalmente plana	20.8%	12%	23.5%	22.8%	25.8%
Mejor eficiencia alcanzada con producción en el mejor laboratorio	14.8% 20.8%	5% 10%	18.5% 21.8%	18% 19.9%	22% 25.7%
Tiempo de vida en órbita GEO 15% degradación expuestas a:					
- 1 MeV	10 años	10 años	33 años	155 años	33 años
- 10MeV	4 años	4 años	6 años	89 años	6 años

4. Determinación de la producción de potencia real de los paneles solares por unidad de de área (P_{BOL})

Factores mencionados anteriormente como el hecho de que la estructura de aluminio que le da soporte a la estructura de la celda cubre algunas partes de las celdas y reduce cerca de 10% la producción de energía de las celdas, variaciones en temperatura de los paneles e ineficiencias en el diseño se agrupan en un factor denominado degradación inherente I_d , algunas de las causas que la generan y valores nominales que se muestran en la tabla de degradación se deben considerar,

Tabla 4.4 Elementos inherentemente degradantes en paneles solares, datos recopilados de tablas [Klewer, 1999].

Eventos ó elementos degradantes	Degradación nominal	Rango típico de degradación
Diseño y ensamblaje de paneles	0.85	0.77 - 0.90
Temperatura de panel	0.85	0.80 - 0.98
Ensombrecimiento total ó parcial de paneles	1.00	0.80 - 1.00
Degradación inherente, I_d	0.77	0.49 - 0.88

Algunos otros factores importantes incluyen el mencionado anteriormente, coeficiente de temperatura ó porcentaje de degradación dado conforme aumenta la temperatura de iluminación, este depende del material del que está hecha la celda solar, además del punto de potencia máxima que depende de las temperaturas de operación al inicio y final de la vida útil del satélite y causa que la celda genera su máximo de energía inmediatamente después de salir de un eclipse al encontrarse las celdas en un punto de operación relativamente frío, el uso de concentradores de rayos solares, de paneles solares montados al satélite ó estabilizados por giro, etc., temas mencionados anteriormente se ven reflejados en este factor inherente de degradación y los valores típicos mostrados en la tabla han sido resultado de años de recopilación de datos de satélites geoestacionarios dadas distintas condiciones y parámetros y pueden usarse confiadamente. Al inicio de la vida útil del satélite, la potencia promedio por unidad de área de los paneles está dada por la ecuación

$$P_{BOL} = P_o I_d \cos\theta \quad 4.4$$

Donde θ es la pérdida por ángulo de incidencia, debido a que este ángulo cambia invariablemente durante la misión, se toma un valor máximo ó peor caso de incidencia de rayos para los cálculos iniciales, por ejemplo para una órbita geoestacionaria el ángulo entre el plano ecuatorial y la eclíptica puede llegar hasta un valor máximo de 23.5° , por esta razón se toma este valor para los cálculos, con este valor de ejemplo y una degradación inherente nominal de 0.77 tenemos que un panel solar provee de 143 W/m^2 al inicio de su vida útil.

5. Consideración de daños en el panel por radiación solar y otros efectos que disminuyen la energía entregada por los paneles

Esta consideración se debe hacer ya que es común que recaigan sobre el satélite partículas ionizadas, protones, electrones, etc. provenientes principalmente de fluctuaciones de viento y campo magnético solar y que pueden dañar severamente a los paneles. Este fenómeno se agrava con el hecho de que los campos magnéticos existentes alrededor de la tierra pueden llegar a atrapar dichas partículas aumentando así la probabilidad de que recaigan sobre los paneles y los dañen permanentemente. Las nuevas tecnologías de fabricación de celdas solares están diseñadas para evitar lo más posible este tipo de degradación. Una celda de silicio por ejemplo pierde alrededor de 15% de su capacidad al estar expuesto a una influencia total energética de 10^5 MeV (aproximadamente 4 ó 5 años para un satélite LEO).

Otras causas de degradación son el desgaste ocurrido por el ciclo térmico ocurrido al entrar y salir de un eclipse solar, el daño físico de las celdas causado por el choque de micro meteoritos, por interacción de residuos provenientes de los motores de propulsión y desgaste en general de las celdas al paso del tiempo. Para celdas de arseniuro de galio en órbita LEO el desgaste aproximado es de 1.5% por año ó 7.5% cada 5 años para compararlo con las

celdas de silicio. En la tabla se muestra la degradación de tres distintos tipos de celdas solares, estos valores fueron obtenidos empíricamente de misiones espaciales anteriores y nos sirven como guía en el diseño.

Tabla 4.5 Eficiencia y degradación de tres tipos de celdas solares

Material de las celdas	Eficiencia BOL	Porcentaje de degradación
Silicio	14.8%	3.75% al año
Arseniuro de Galio	18.5%	2.75% al año
Multicapa de arseniuro de galio	22%	0.5% al año

El desgaste total a lo largo de la vida se puede estimar con la siguiente fórmula

$$L_d = (1 - \text{desgaste/año})^{\text{vida satélite}} \quad 4.5$$

Con este valor podemos obtener la potencia entregada por unidad de área al final de la vida útil de los paneles

$$P_{EOL} = P_{BOL} L_d \quad 4.6$$

Y de esta forma finalmente se obtiene el área de los paneles necesaria para cubrir las necesidades de potencia hasta el final de la vida útil del satélite, esto lo hacemos con la fórmula

$$A_{sa} = \frac{P_{sa}}{P_{EOL}} \quad 4.7$$

La masa de los paneles solares puede ser obtenida opcionalmente si se cuenta con el parámetro de desempeño específico de celda en W/kg con la fórmula:

$$Masa_{paneles} = \frac{P_{sa}}{\text{desempeño específico}} \quad 4.8$$

Este valor es importante porque determina la masa de los paneles que entra en la estimación de peso de satélite total y optimizar en la mayor medida la masa exacta de paneles que se requieren para una misión dada se refleja en ahorro económico.

4.2 Baterías

El diseño y planeación de sistemas de almacenamiento de energía es indispensable en cualquier subsistema eléctrico de satélites de telecomunicaciones. Como mencionamos en la sección anterior, la obstrucción que impide que los rayos del sol recaigan en los paneles solares puede ocurrir por muy diferentes motivos, y en general, aunque existen obstrucciones impredecibles, se puede calcular el número, porcentaje de obstrucción y duración aproximada de estas a lo largo del año para misiones de satélites de órbita geostacionaria. La finalidad del combo de celdas ó baterías incluidas en el satélite es ser fuentes de energía de respaldo, es decir, deben de satisfacer las necesidades de suministración de potencia para que el satélite se mantenga funcionando durante el tiempo que duren los eclipses y a lo largo de toda la vida útil del satélite.

Las baterías usadas en satélites geostacionarios deben de cumplir con ciertos requerimientos de potencia y de capacidad ampere-hora para poder ser funcionales. En ningún caso se tiene una sola batería proporcionando energía de respaldo, el sistema de almacenamiento de energía consiste de grupos de baterías conectadas en serie ó en paralelo de acuerdo a si se requiere incrementar el voltaje ó la intensidad de corriente proporcionados.

4.2.1 Tipos de baterías

Las baterías en general se pueden dividir en primarias ó secundarias, las baterías primarias convierten energía química en energía eléctrica pero no pueden realizar la acción inversa, es decir no son baterías recargables; esta es la característica que distingue a las baterías secundarias ó recargables. Las baterías primarias ó no recargables se usan en misiones espaciales cortas, no en misiones con duración de años como las de satélites de telecomunicaciones.

Las baterías secundarias en cambio son la principal fuente de energía de almacenamiento y respaldo en misiones de telecomunicaciones, convierten la energía química en eléctrica durante la descarga de la potencia de la batería y energía eléctrica en energía química durante la recarga de la batería. Este ciclo de carga y descarga lo repiten cientos de veces a lo largo de la vida útil de la batería.

El par de elementos químicos usados en la construcción de la batería determina la densidad específica de energía entregada por la batería, debido a la naturaleza del fenómeno físico que propicia la generación de electricidad a

partir de los pares de elementos químicos, a las diferencias en el diseño de los combos y los requerimientos de cada misión, no se puede especificar un valor de densidad específica entregada por el par, sino solo un rango aproximado de valores. El par que compone las baterías debe ser escogido adecuadamente de acuerdo a los objetivos de la misión y al presupuesto con el que se cuenta.

En la tabla 4.6 se muestran algunos valores de densidad específica de energía para baterías secundarias o recargables, las baterías de Litio-Ion son recomendadas hoy en día por su alto valor de densidad específica entregada; como podemos observar, su uso ha sido ampliamente experimentado y documentado en diferentes misiones satelitales y se puede decir que son calificadas para su uso espacial. Sin embargo es importante notar que aún existen en fase de desarrollo o prueba pares de elementos que podrían entregar una densidad específica de energía mayor.

Tabla 4.6 Pares de elementos químicos usados históricamente en misiones de satélites de telecomunicaciones

Par de elementos para batería recargable	Densidad Específica de Energía (W*hr/kg)	Estado de desarrollo
Níquel- Cadmio	25-30	Calificada para misiones espaciales, amplia documentación
Níquel-Hidrógeno (Diseño a presión individual)	35-43	Calificada para misiones espaciales, amplia documentación
Níquel-Hidrógeno (Diseño a presión común)	40-56	Calificada para misiones GEO e interplanetarias
Níquel-Hidrógeno (Diseño a presión simple)	43-57	Calificada para misiones espaciales
Litio-Ion LiSO ₂ , LiCF, LiSOCl ₂ , etc	70-250	Calificada para misiones espaciales, misiones GEO. Amplia documentación
Sodio-Azufre	140-210	Calificada para misiones espaciales

El par, níquel-cadmio fue utilizado ampliamente en misiones especiales hasta la década de los 90's, era calificada para su uso en aplicaciones espaciales y proporcionaba la suficiente energía para cubrir las necesidades de energía de los satélites de aquella época. A lo largo de los años, las capacidades, y por lo tanto, los requerimientos de potencia por parte de los distintos subsistemas ha

aumentado considerablemente, dejando a la potencia máxima entregada por las baterías de níquel-cadmio insuficiente para misiones de alta demanda.

Hoy en día, los pares de elementos químicos más utilizados en satélites de telecomunicaciones comerciales son las distintas combinaciones de litio-ion. La batería de Li-Ion es de bajo mantenimiento, una ventaja que ningún otro químico puede ofrecer. No hay efecto memoria y no se requiere ciclos de mantenimientos para prolongar la vida de la batería.

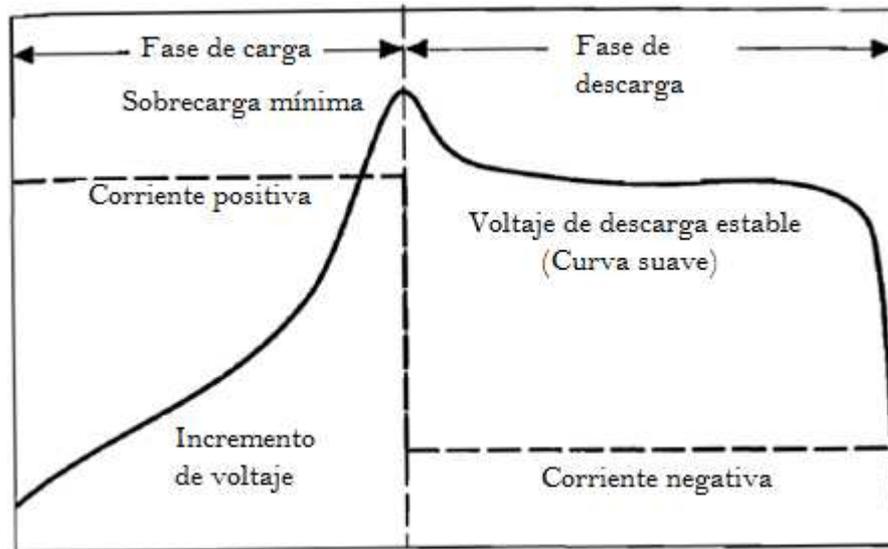


Figura 4.9 Batería de Litio-Ion

Además de la alta densidad de energía y el bajo peso, la profundidad de descarga es menor a la mitad de la que sufren las baterías de NiCd y NiMH. A pesar de sus ventajas, presentan algunas desventajas como que requieren un circuito de protección para mantenerse operando de forma segura y que la carga de la batería debe realizarse bajo estrictos estándares. A pesar de ello las ventajas que representa la convierten en la mejor opción.

Para estos pares, tenemos rangos de densidad específica de energía provista de hasta 250 W*hr/kg. Si existen iones que combinados con el litio proveen de valores de densidad específica de energía del orden de 500 W*hr/kg, solo los iones señalados en la tabla son susceptibles de usarse en el espacio. Las combinaciones de litio-ion con una mayor densidad específica de energía mencionadas requieren de cuidados específicos y tratamiento específico especial para su manutención y manejo de residuos tóxicos, esta es la razón principal que limita su uso para aplicaciones espaciales hoy en día. El voltaje de operación nominal para una celda de batería de litio-ion es de 3.6 a 3.9 V_{DC}, lo que supera en gran medida el voltaje entregada por las celdas de níquel-cadmio, alrededor de 1.22 a 1.25 V_{DC}, lo que reduce el número de celdas necesitadas para proporcionar la misma cantidad de energía en alrededor de un tercio, finalmente representa una ventaja de 65% en volumen y 50% en masa respecto a las celdas níquel-cadmio. Todas estas razones han sido

determinantes para posicionar a esta combinación como la opción más ampliamente usada.



F

Figura 4.10 Ciclo de carga y descarga de batería

En la gráfica podemos ver el ciclo de carga y descarga, al lado izquierdo del punto de inflexión el voltaje comienza siendo bajo ya que la batería viene del ciclo de descarga de la batería después de ocurrido un eclipse, durante esta parte del ciclo, existe una corriente positiva proveniente del regulador de voltaje, de esta forma el voltaje de la batería aumenta gradualmente hasta llegar a un punto máximo de descarga. Después, cuando ocurre un eclipse de nuevo, ocurre la fase de descarga, existe una corriente negativa proveniente del regulador de voltaje solicitándole energía a la batería y el voltaje almacenado vuelve a disminuir. Como mencionamos, un satélite geoestacionario requiere almacenar energía para abastecer de energía durante dos periodos al año de 45 días de eclipses diarios con una duración de alrededor de 72 minutos de obstrucción de los paneles. Esta demanda de ciclos de carga/descarga es baja en comparación con las de satélites de órbita LEO y presenta una característica de profundidad de descarga alta, alrededor del 50%. La profundidad de descarga (*DOD Depth of Discharge*) se define como la capacidad de almacenamiento en porcentaje perdida por la batería durante la fase de descarga y presenta distintos valores de acuerdo al par de elementos que constituyen la batería. Un porcentaje de profundidad de descarga alto implica un ciclo de vida corto por parte de la batería.

Una vez que conocemos el número de ciclos del satélite y la profundidad de descarga promedio podemos determinar la capacidad total de las baterías y

conocer cuantas ó que cantidad de celdas son necesarias para determinados requerimientos de tiempo de vida o potencia entregada.

4.2.2 Planeación del sistema de almacenamiento de energía

En la siguiente sección analizaremos los pasos recomendados para el diseño del sistema de almacenamiento de energía satelital (baterías)

1. Determinar los requerimientos de almacenamiento de energía

Considerando los siguientes puntos fundamentales

- Duración de la misión
 - Baterías primarias ó secundarias
 - Parámetros de órbita
 - Desglose de uso de potencia
 - Voltaje y corriente
 - Profundidad de descarga
 - Ciclos de trabajo
 - Limitantes den el ciclo de carga y descarga
-
2. Seleccionar el tipo de batería recargable
 - De Níquel-Cadmio (NiCd)
 - Níquel-Hidrógeno (NiH₂)
 - Litio Ion (Li Ion)
 - Plata Hidrógeno (AgH₂)
 - Sodio (Na), etc.

 3. Determinar el tamaño y capacidad de las baterías
 - Número de baterías requeridas
 - Eficiencia en las líneas de transmisión entre la batería y la carga

Finalmente usamos la siguiente fórmula para obtener la capacidad total del arreglo de baterías

$$C_t = \frac{P_e T_e}{(DOD)Nn} \quad 4.9$$

Donde P_e es la carga ideal durante la duración del eclipse, T_e es la duración promedio del eclipse, n es la eficiencia de línea de transmisión mencionada y

DOD es la profundidad de descarga mencionada anteriormente, finalmente N es el número de baterías requeridas, Puede usarse desde una sola batería, pero típicamente se utilizan 5 baterías, y por lo menos 2 para cubrir necesidades de redundancia en caso de falla de alguna batería, todo depende de la duración de la misión y de la redundancia que se le quiera dar al sistema de almacenamiento. Como para el caso de los paneles solares, un presupuesto de masa final de las baterías es deseable para ser incluido en el presupuesto de peso del satélite, este cálculo se puede realizar si se tiene el dato de desempeño específico otorgado por cada kilogramo de batería. Si este dato se tiene basta solamente con sustituir los datos en una fórmula parecida a las de las celdas solares.

4.3 Sistema de distribución de energía

Para efectos del alcance de este texto, hay que mencionar que el sistema de distribución de energía, exclusivo y concerniente solo al subsistema eléctrico está constituido por los cables, relevadores para dotar ó no de energía en el momento adecuado a las cargas y sistemas de protección contra sobrecargas.

El diseño de este sistema no se relaciona directamente con la determinación del combustible que requiere el satélite, lo único que debemos mencionar es que ocupa alrededor del 15% de la masa total del subsistema eléctrico y que por lo tanto en la suma final de subsistema eléctrico debe considerarse la masa aportada por este sistema

Capítulo 5

Subsistema de propulsión

Un sistema de propulsión se realiza para cambiar el estado de movimiento o reposo de un cuerpo en relación con un sistema de referencia dado. Este proceso puede llevarse a cabo por diferentes métodos los cuales pueden ser utilizando la energía molecular de los enlaces químicos, la energía almacenada en baterías o de reacciones nucleares solares y la energía de fisión nuclear.

Un cuerpo puede ser acelerado por medio de tanques que contienen combustible almacenado o fuentes tales como radiación solar, la fuerza motriz se utiliza para cambiar la posición de objetos como aeronaves, vehículos trenes submarinos, etc.

Anteriormente los satélites manejaban lo que se conoce como propulsión a chorro el cual consiste en impulsar hacia adelante un objeto como reacción a la expulsión hacia atrás de un gas a gran velocidad o una corriente de un líquido.

Para satélites, este sistema está compuesto por sistemas eléctricos o químicos que mantienen al satélite en su posición orbital correcta esto debido a que los satélites se salen de su órbita constantemente por fenómenos como el viento solar o fuerzas magnéticas e incluso los efectos gravitacionales que ejercen sobre él astros como el sol y la luna.

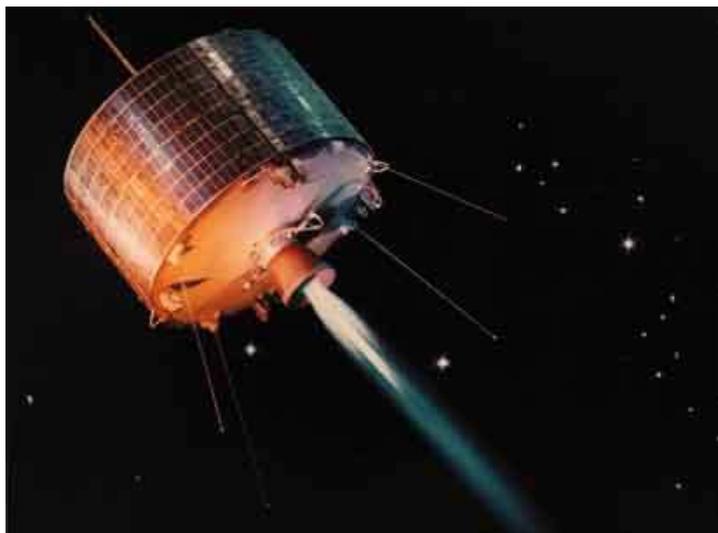


Figura 5.1 Subsistema de propulsión

5.1 Tipos de propulsión

El objetivo principal de realizar un sistema de propulsión es cambiar el estado de reposo de un cuerpo para lo cual se hace uso de la tercera ley de Newton denominada “Principio de acción y reacción” y en la cual se establece que: “Cuando un cuerpo ejerce una fuerza sobre otro (acción), éste ejerce sobre el primero una fuerza de igual magnitud y en sentido opuesto (reacción)”.

Este tipo de sistemas está compuesto principalmente por motores, boquilla de escape, en el caso de la propulsión química y donde se hace uso de propulsores líquidos se hace uso de llaves para regular el consumo del mismo y tanques que almacenan los materiales para generar el impulso.

Dos orbitas que deben de tomarse en cuenta para el diseño de este subsistema son las conocidas como órbita de estacionamiento en la cual el satélite permanecerá girando por un tiempo, una vez que el satélite se encuentra en el perigeo de esta orbita se encienden los motores de perigeo para cambiar la órbita del satélite a una órbita conocida como órbita de transferencia, la cual es una órbita geosíncrona, y después de varias vueltas en esta órbita se enciende un motor en el apogeo de la misma para así llevar al satélite a su órbita final conocida como órbita geoestacionaria, es importante tomar en cuenta estos cambios de orbita ya que durante la puesta en órbita del satélite se consume combustible lo que acorta la vida útil del satélite.

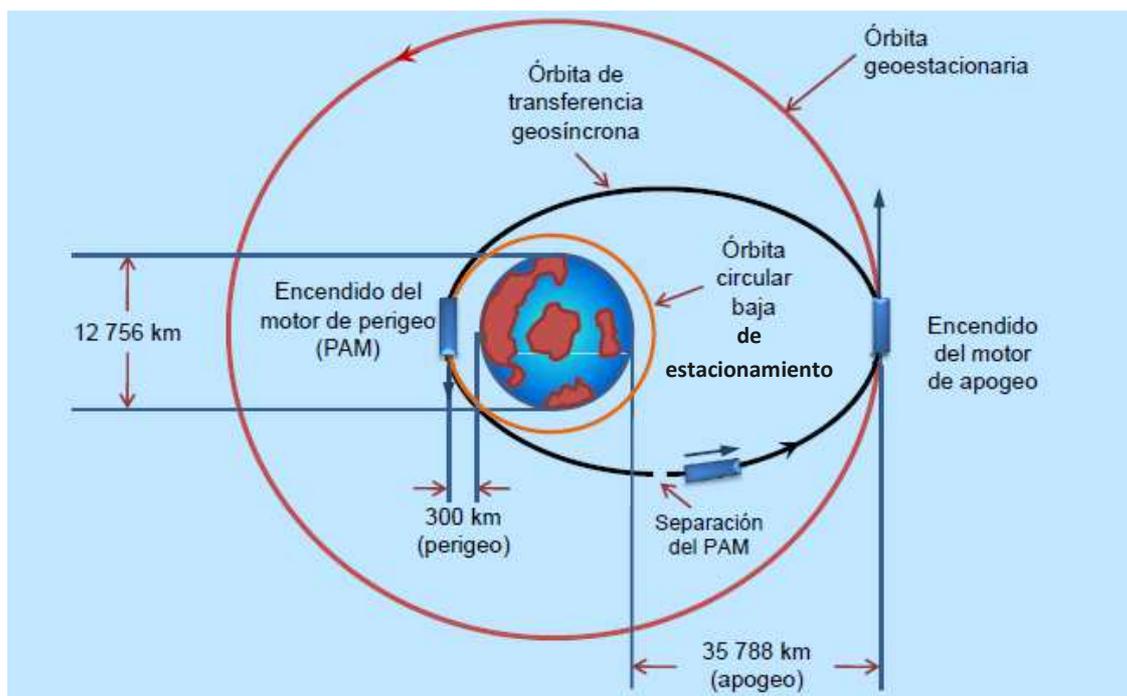


Figura 5.2 Órbitas de estacionamiento y transferencia (Apuntes del Dr. Salvador Landeros)

Dentro del satélite éste subsistema es esencial a lo largo la vida útil del satélite, ya que como se menciono anteriormente deben hacerse correcciones de orbita por los fenómenos que ocurren en el ambiente espacial, al mantener el satélite en una posición conocida se estable una comunicación constante para conocer el estado del satélite y el funcionamiento del mismo.

Dentro del subsistema de propulsión muchos diseños son utilizados por la gran cantidad de satélites que se encuentran en órbita de los cuales los más importantes son los mostrados en los siguientes esquemas:

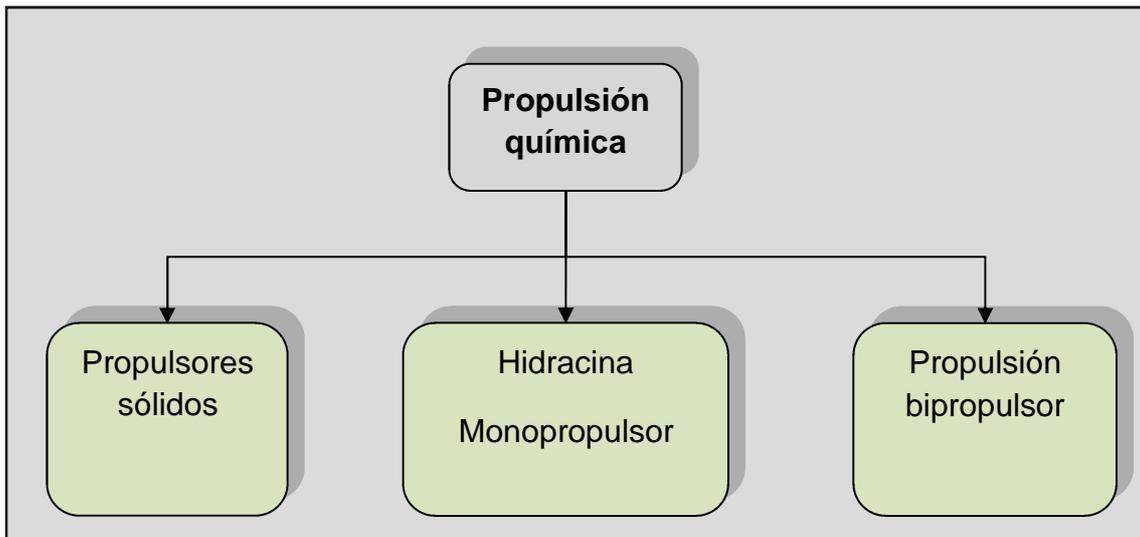


Figura 5.2 Tipos de propulsión química

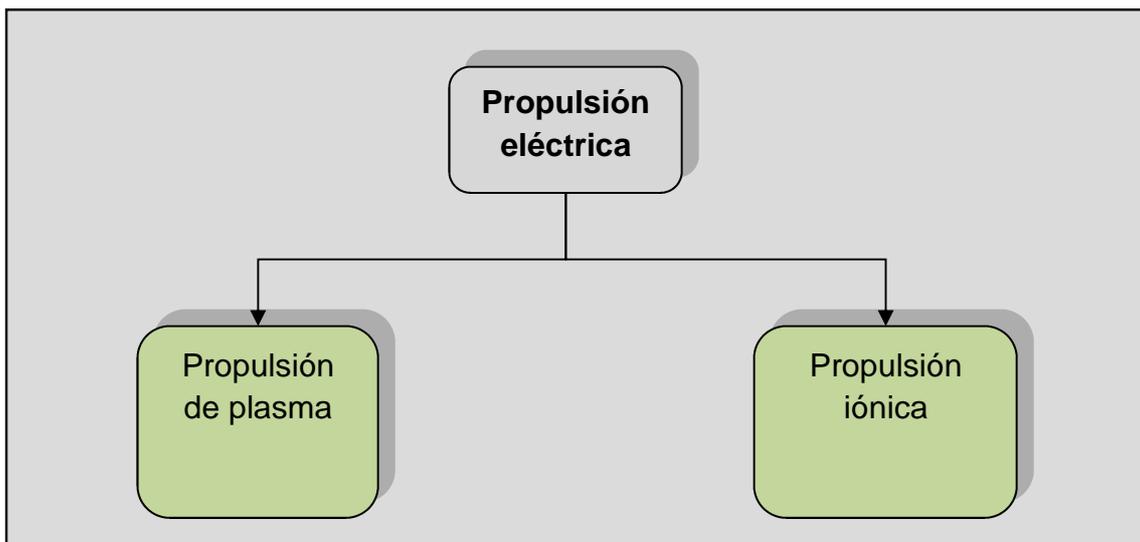


Figura 5.3 Tipos de propulsión eléctrica

Como se puede apreciar en los esquemas tenemos diversos tipos de propulsión los cuales serán descritos a lo largo de este capítulo.

5.1.1 Propulsión química

En este tipo de propulsión la energía que es utilizada proviene de los enlaces químicos de algunos propulsores moleculares los cuales se conocen como combustibles y oxidantes.

En este proceso la reacción química ocurre entre el propulsor el cual transforma la energía contenida en los enlaces químicos de las moléculas que lo componen en energía cinética y eyecciones (productos de combustión) que pueden ser en estado sólido o líquido, gaseoso, de plasma o mixto, este proceso cambia el estado de reposo del satélite en movimiento.

La temperatura de la reacción ocurrida durante la propulsión química es variable y se encuentra entre los 2000 y 4000 °C y las eyecciones que se obtienen se arrojan a través de una boquilla en velocidades supersónicas que van desde los 1800 a los 4300 [m/s].

Otra manera de lograr una propulsión química es aquella en donde se hace uso de un combustible el cual se descompone en presencia de catalizadores, esto aumenta la presión dentro de la cámara en la que se produce este fenómeno debido al suministro de material gaseoso a altas temperaturas y aumento sustancial del volumen. Los gases producidos se expulsan a una gran velocidad por lo que se obtiene como resultado un empuje para el satélite.

Los propulsores utilizados para una propulsión de tipo química son sólidos, líquidos o de gas híbrido.

Propulsores sólidos. Este tipo de propulsor es un compuesto químico basado en el propergol (propulsor) sólido u otro material equivalente como puede ser la pólvora negra, Nitrato de Potasio, Nitrato de Amonio, etc. y que proporcionan el empuje necesario para cambiar el estado de reposo de algún cuerpo, dependiendo las especificaciones del mismo. Básicamente existen dos tipos de motores de propulsor sólido que se emplean habitualmente:

Los convencionales los cuales hacen uso de pólvora y los de composite¹¹, este tipo de motores pueden duplicar o incluso triplicar la potencia total de los convencionales.

¹¹ Composite: resinas compuestas que están mezcladas heterogéneamente y que forman un compuesto, como su nombre indica

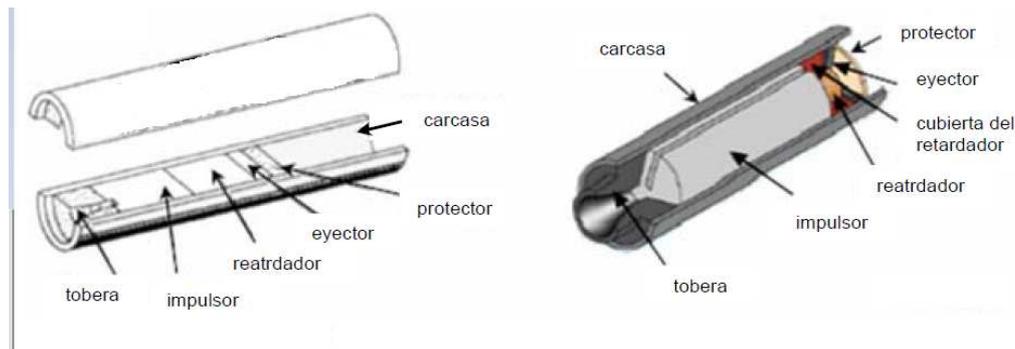


Figura 5.4 motor de pólvora convencional y motor de compuestos.

Por su principio de funcionamiento los motores que hacen uso de pólvora se encienden al tener contacto del ignitor¹² con el propulsor, esto ocurre muy cerca de la tobera mientras que los de compuestos se encienden en el extremo superior del propulsor, esto se logra introduciendo el ignitor hasta el fondo a través de la tobera y a lo largo de su ranura longitudinal.

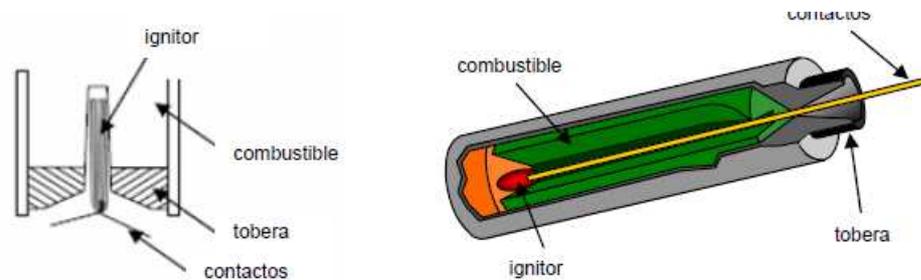


Figura 5.5 ignitores de motores de pólvora y de motores de compuestos.

Las ventajas que puede tener el hacer uso de propulsores sólidos en principio es que presentan un diseño simple y pocas veces hacen uso de partes móviles, es fácil de operar y el tiempo para realizarlo es poco por lo que puede estar listo de manera rápida, no derrama combustible y el peso de la estructura que utiliza es el más bajo comparado con los de otro tipo

Las desventajas pueden resumirse en que un fallo en este sistema podría ser catastrófico para la misión, al estar inmiscuida la temperatura en la propulsión se limita el uso de este tipo de motores.

Propulsores líquidos. Este tipo de propulsores pueden ser utilizados de diversas maneras, ya se generando un impulso por la combinación de dos sustancias las cuales se encuentran en estado líquido, se conoce a este tipo de propulsión como bipropulsor, o con un solo líquido el cual consta de oxidante y combustible conocida como monopropulsor las cuales se describen a continuación.

¹² Ignitor: Es un generador piezoeléctrico, su misión es la de emitir un pulso de alta tensión para el encendido.

Hidracina monopropulsor. Esta sustancia es un compuesto que se encuentra en estado líquido dentro del satélite, la sustancia consta de un agente oxidante y un combustible, por esta razón se conoce como monopropulsor ya que con un solo compuesto obtenemos tanto el oxidante como el combustible.

Esta mezcla puede ser el conjunto de varios compuestos o puede ser un material homogéneo, como el peróxido de hidrogeno o el que es utilizado comúnmente la hidracina, cuya fórmula química para comercializar en estado líquido es $H_2N - NH_2 \cdot H_2O$.

Los monopropulsores como la hidracina son estables en condiciones atmosféricas estándar pero se descomponen cuando se calientan o catalizan por lo que generan gases de combustión de alta temperatura, el comburente que es utilizado en esta mezcla para las misiones espaciales es principalmente es el tetróxido de dinitrógeno¹³.



Figura 5.6 Propulsor monopropulsor

Propulsión bipropulsor. Una propulsión de este tipo hace uso de dos compuestos propulsores en estado líquido separados (un oxidante y un combustible). Estos compuestos se almacenan de forma separada y no se mezclan fuera de la cámara de combustión.

A continuación se muestra una figura en la cual se puede apreciar un propulsor bipropulsor y la separación que existe entre el oxidante y el combustible.

¹³ Tetróxido de dinitrógeno: Es un oxidante para los Motores Cohetes de Propulsante Líquido que responde a la fórmula N_2O_4 .

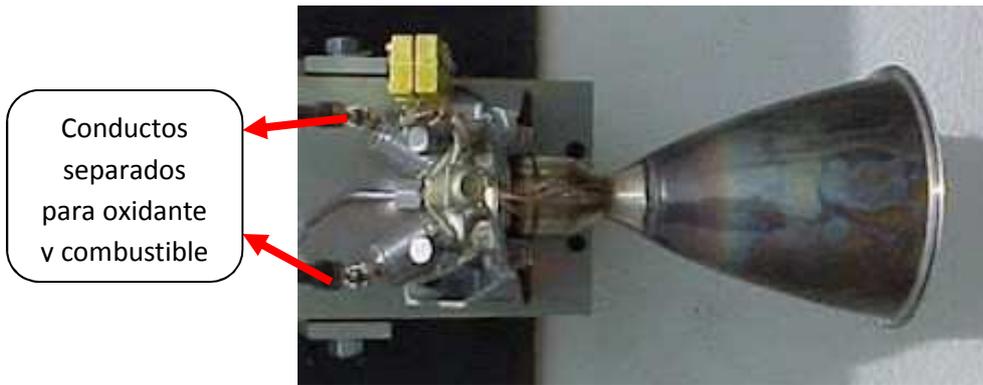


Figura 5.7 Propulsor bipropulsor.

Algunas ventajas de hacer uso de propulsores líquidos es que tienen un impulso específico (I_{sp})¹⁴ más alto por lo que se incrementa la velocidad del vehículo además de poder controlar el flujo de propulsor por lo que se controla también la aceleración del mismo, se reduce el peso del subsistema de propulsión.

En cuanto a inconvenientes que presenta este tipo de propulsores es que el diseño de los motores que se utilizan es más complejo que el de propulsores de estado sólido, requieren de tanques presurizados por lo que es necesario incluirlo por separado.

5.1.2 Propulsión eléctrica

Al estar el satélite en un ambiente espacial se debe aprovechar las ventajas que este puede ofrecer, una de condiciones que se aprovechan es la falta de fricción (oposición al movimiento de un cuerpo), esto es conveniente ya que con pequeñas cantidades de energía podemos poner en movimiento el satélite cuando este pierda su posición.

Como se menciona anteriormente un tipo de propulsión es la que se realiza utilizando agentes químicos, una alternativa para evitar incidentes con la misma es el uso de la propulsión eléctrica. La principal ventaja del uso de propulsión eléctrica en satélites reside en que se reduce considerablemente el peso del satélite (hasta en un 70%) y con ello el costo del lanzamiento, además de generar la energía mecánica que se requiere para mover el satélite dejando así mucho más espacio dentro del satélite para la carga útil ya que se minimiza el tamaño de los tanques contenedores de combustible, otra ventaja que presenta el uso de este tipo de propulsión es la capacidad de control debido a la posibilidad de generar empujes muy pequeños y bajo *impulse bit*¹⁵.

¹⁴ Mide la cantidad de empuje producida por unidad de masa de propulsor que es utilizada.

¹⁵ Impulse Bit. Cambio de momento originado por un impulso.

Sin embargo posee limitantes como el bajo empuje que se genera con este tipo de propulsión comparado con el que se obtiene con una propulsión de tipo química y el uso de fuentes externas de potencia eléctrica, porque para obtener elevados impulsos este sistema de propulsión necesita una elevada relación potencia-propulsión por lo que es indispensable tener sistemas que sean capaces de generar varios kilowatts, lo que se traduce en:

- Incremento del peso de los paneles solares y las baterías a bordo del satélite.
- Complejidad en el diseño del subsistema eléctrico para la distribución de potencia.

En la actualidad este tipo de propulsión está tomando fuerza ya que se están llevando a cabo importantes actividades y avances en materia de propulsión eléctrica para que pueda ser implementada en satélites científicos de nueva generación y de telecomunicaciones con una masa superior a la de los microsátélites.

Por esta razón la evolución en el diseño de las naves debido a las nuevas aplicaciones que se tienen en las misiones en el segmento científico y comercial, en ocasiones la alta precisión y pequeñas dimensiones requeridas para el subsistema de propulsión y las nuevas cargas útiles ha generado la incentivación y necesidad de desarrollar plataformas mucho más ligeras y pequeñas a bordo. Estos desarrollos pretenden cubrir la nueva demanda y adaptar la solución a los microsátélites (con masa de 1- 100 Kg).

Actualmente este tipo de propulsión es utilizada de manera significativa en satélites que poseen una masa pequeña (menor a 1 Kg), como los mencionados en el capítulo 1, ya que el empuje generado es pequeño por lo que puede mover objetos con masas pequeñas y porque probablemente no se podría utilizar otro sistema de propulsión en satélites tan pequeños.

En cuanto a los costos de un lanzador asociado a la etapa de inyección en órbita de un satélite, estos llegan a cubrir un 30-40 % de los costos totales de la misión, es por esta razón que se ha puesto interés en el desarrollo de satélites de pequeñas dimensiones. Cada kilogramo que es ahorrado del peso total de una determinada carga tiene como resultado un kilogramo menos que el subsistema de propulsión debe impulsar.

Dentro de este tipo de propulsión se tienen dos tipos los cuales se mostraron en el inicio de este capítulo los cuales son propulsión de plasma y propulsión iónica y los cuales se describen a continuación.

Propulsión de plasma. Este tipo de propulsores funcionan de manera similar a los que utilizan una propulsión química tradicional solo que en lugar de combustible se hace uso de plasma (actualmente se usa agua como

combustible para generar el plasma), el cuarto estado de la materia. En una primera fase el propulsor necesita obtener el plasma, lo cual logra al calentar gas Argón (en algunos casos Xenón) con una antena de radiofrecuencia formando una cantidad considerable de iones que tienen una temperatura de más de 50 000 °C.

Este plasma se mantiene estable gracias a un potente campo magnético generado por un magneto superconductor, en una segunda etapa se acelera el plasma a grandes velocidades con ayuda de una antena para lograr la propulsión deseada para el motor.

En la siguiente figura podemos apreciar el proceso que se lleva a cabo dentro de un propulsor de plasma mostrando las etapas anteriormente descritas.

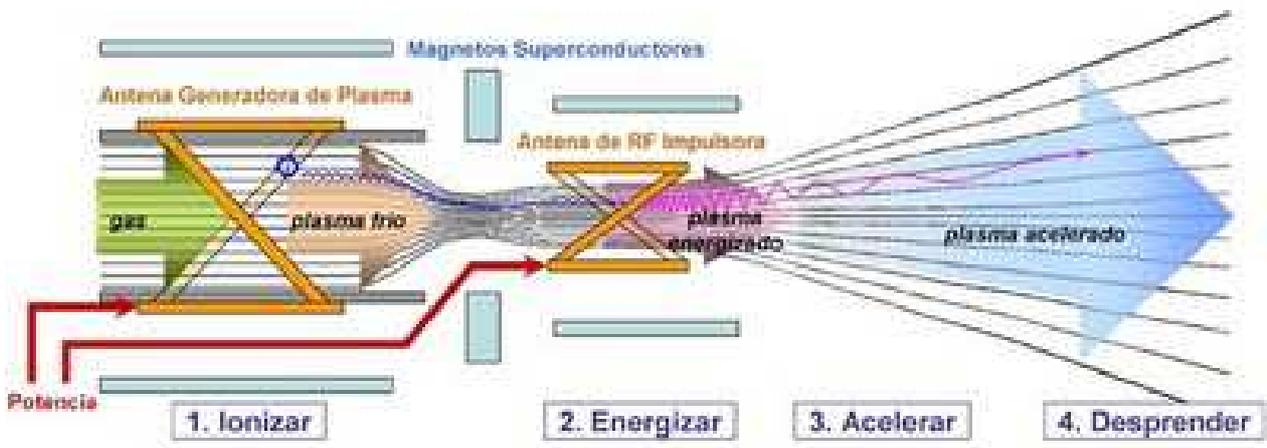


Figura 5.8 Propulsor de plasma.

Los motores utilizados para llevar a cabo este tipo de propulsión son conocidos como motores de tipo Hall los cuales son aceleradores de plasma de una gran eficiencia, permitiendo así que se genere una gran fuerza de empuje con un mínimo consumo de propulsor. El principio básico de funcionamiento de estos motores consiste en alcanzar un empuje propulsivo para el satélite por medio de la aceleración de un plasma generado en el interior de una cámara mediante la ionización de un gas bajo un campo eléctrico.

Propulsión iónica. En este tipo de propulsores se hace uso de un haz de iones para llevar a cabo la propulsión. Esta tecnología se basa en ionizar un gas para impulsar un satélite, en vez de usar productos químicos como en otros propulsores se utiliza gas Xenón el cual es cargado eléctricamente (ioniza) luego es acelerado a una velocidad aproximada a los 30 Km/s. al ser emitidos a esta velocidad se produce un empuje en dirección opuesta a la nave.

El funcionamiento de este tipo de propulsores lo podemos definir en tres principales procesos enlistados a continuación:

- Primero se requiere generar los iones.
- Se aceleran dichos iones mediante un campo electrostático.
- Se neutraliza el haz de iones resultante para evitar interacción con el chasis del satélite

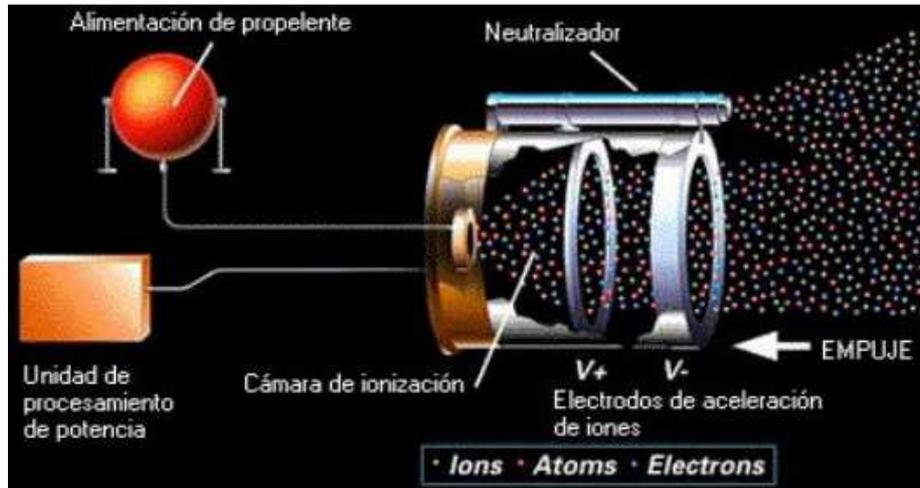


Figura 5.9 Propulsor de iones (Apuntes del Dr. Salvador Landeros)

Para llevar a cabo la ionización de los átomos se utilizan diversos métodos como puede ser radiación, altas temperaturas y descargas eléctricas, en este tipo de motores se logra que los átomos presentes, los cuales son neutros (igual cantidad de protones y electrones), pierdan electrones obteniendo así iones positivos, enseguida son sometidos a campos eléctricos de voltaje elevado (diferencia de potencial negativa producida por dos electrodos) y se aceleran hasta alcanzar grandes velocidades.

Una vez emitidos estos iones es necesario que sean neutralizados, es decir, agregarles electrones para que nuevamente se tornen neutros, ya que al expulsar continuamente iones positivos la nave terminaría teniendo una carga negativa y por lo tanto los iones serían atraídos nuevamente por el satélite.

Para solucionar el problema mencionado anteriormente se agrega un disparador que vierte electrones en la corriente que es expulsada de la nave, neutralizando así el satélite como los gases de escape.

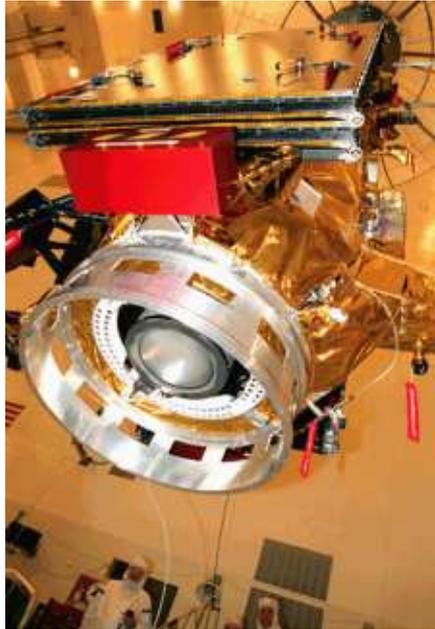


Figura 5.10 Motor de propulsión iónica

En satélites geoestacionarios de telecomunicaciones, la tecnología de propulsión iónica de alto impulso específico puede reducir de manera significativa la masa de combustible que se requiere para las maniobras norte-sur, maniobras este-oeste, maniobras de orientación y abandono de la órbita una vez que el satélite concluya su vida útil. Este ahorro en la masa de combustible, que puede llegar incluso a los cientos de kilos, podría permitir alargar la vida útil del satélite, reducir los costos del lanzamiento y alojar cargas útiles mayores.

5.1.3 Híbridos

Actualmente se están llevando a cabo pruebas para implementar en el satélite un tipo de propulsión llamada híbrida la cual consiste en hacer uso de una propulsión química para la etapa de transferencia del satélite y de una propulsión eléctrica durante la etapa de estacionamiento.

En la figura siguiente podemos observar el rendimiento del subsistema de propulsión haciendo uso de las propulsiones mencionadas anteriormente, incluyendo una propulsión híbrida.

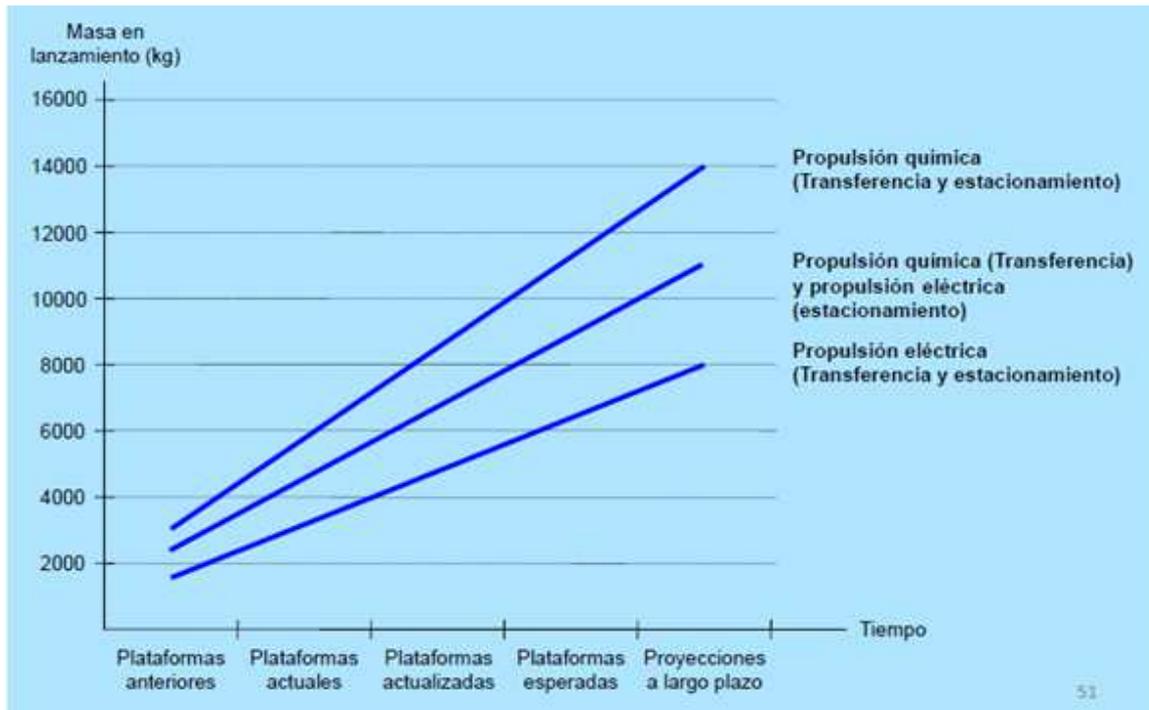


Figura 5.11 Rendimiento de las propulsiones existentes.

Como se puede apreciar en la grafica anterior con la propulsión química se manejan cantidades mayores de masa para la misión si se utiliza para las orbitas de estacionamiento y transferencia, una propulsión eléctrica utiliza menor cantidad de masa, pero como se menciona tienen un empuje menor a la propulsión química y un hibrido como se aprecia nivela las cantidades de masa utilizada en el mismo periodo de tiempo ya que utiliza un tipo de propulsión para la órbita de estacionamiento (propulsión química) y otro en la órbita de transferencia (propulsión eléctrica).

5.2 Combustible requerido en órbita de transferencia

Para poner un satélite en órbita geoestacionaria es necesario considerar los requerimientos de velocidad en la órbita de transferencia en el perigeo y apogeo, estas maniobras son conocidas como ΔV y las velocidades requeridas para las mismas son mostradas en la siguiente tabla.

Tabla 5.1 Funciones típicas y requerimientos de propulsión espacial.

Función de propulsión Órbita de transferencia a GEO (órbita de inserción)	Requerimientos típicos
Perigeo	2,400 m/s
Apogeo	1,500 m/s (inclinación baja) a 1,800 m/s (inclinación alta)
Operaciones en órbita Corrección de orbita ΔV Maniobras Este-Oeste ΔV Maniobras Norte-Sur ΔV Supervivencia o maniobras evasivas ΔV	15- 75 m/s por año 3-6 m/s por año 45-55 m/s por año 150-4600 m/s
Control de posición	3-10% de la masa total de propulsor

Como se enfatiza en bajar los costos para acceder al espacio y al mismo tiempo para mantenerse dentro de las capacidades de los vehículos espaciales se están diseñando muchos sistemas espaciales capaces de mantener una alta eficiencia con bajos costos conocido como sistemas integrales de propulsión los cuales están ubicados a bordo del satélite.

Estos sistemas integrales de propulsión hacen uso de alguno de los siguientes métodos de propulsión:

- Bipropulsor almacenable como N_2O_4 y monometil-hidracina como propulsor.
- Modo de propulsión dual empleando N_2O_4 e hidracina para los cambios de velocidad ΔV y monopropulsores para control de posición.
- Propulsión eléctrica.

Como se mencionó anteriormente en este capítulo se puede hacer uso de propulsores sólidos y líquidos los cuales, dependiendo cual se seleccione, nos proporcionarán un determinado impulso específico, en la actualidad diversas compañías se han enfocado en mejorar la calidad y efectividad de estos propulsores, tanto sólidos como líquidos, los cuales se muestran en las siguientes tablas.

Tabla 5.2 Motores espaciales de propulsor sólido^a.

Fabricante	Denominación	Impulso total ($10^6 N \cdot s$)	Empuje máximo (N)	Masa (Kg)	Impulso específico I_{sp} (s)
Thiokol	Star 62	7.8231 (a)	78320	2890	291
Thiokol	Star 75	13.2655 (p)	143691	4798	296
Thiokol	Star 30	1.4592 (a)	32604	538	293
Thiokol	Star 31	3.7380 (a)	95675	1398	293
Thiokol	Star 37XE	3.7607 (a)	62678	1400	288
Thiokol	Star 48	5.6960 (a)	67818	2114	289
CSD	IUS large	27.9393 (p)	192685	~10660	293
CSD	IUS small	7.7163 (a)	75650	~2900	292
Aerojet	62-KS-33,700	8.3103 (a)	149965	3606	286
Aerojet	66-KS-60,000	17.5962 (p)	268335	7033	287

a) Este tipo de motores tienen un rango de impulso dependiendo su aplicación y las orbitas en las que se encuentren (perigeo si esta en orbita de estacionamiento y apogeo si esta en orbita de transferencia), el rango que se maneja para un motor en el perigeo es de 1.29×10^7 a 1.73×10^7 ($N \cdot s$) mientras que el rango requerido para un motor en el apogeo es de 3.75×10^6 a 5×10^6 ($N \cdot s$). Tomando en cuenta esta consideración en la tabla se indica con una letra a los motores que son candidatos para ser utilizados en el apogeo y con una p los que son considerados para apogeo.

Tabla 5.3 Motores espaciales de bipropulsor líquido.

Fabricante	Empuje nominal (N)	Combustible	Oxidante	Relación O/C	Impulso específico I_{sp} (s)
marquardt					
R-40A	4005	MMH	N_2O_4	1.6	299
R-IE-3	111	MMH	N_2O_4	1.6	272
Bell	4210	MMH	N_2O_4	1.6	289
Rocketdyne	445	MMH	N_2O_4	1.65	299
Rocketdyne	1335	MMH	N_2O_4	1.57	287
Aerojet	445	MMH	Mon. 8	1.65	304
M.B.B.	400	MMH	N_2O_4	---	307
S.E.P.	61668	LH_2	LOX	---	432
Aerojet OMS	26750	MMH	N_2O_4	1.65	313

Considerando que se debe cambiar la posición del satélite de la órbita de transferencia a la órbita geoestacionaria es necesario realizar maniobras para

reorientar el satélite en el apogeo de la órbita de transferencia, para realizar esta corrección se toma en cuenta un cambio de ángulo denominado $\Delta\Theta$ y el cambio en el momento angular de giro esta dado por.

$$|\Delta H| = 2I\omega \sin \frac{\Delta\theta}{2} \quad 5.1$$

Donde I es el momento de inercia del eje de giro y ω es la velocidad angular de giro. El empuje requerido se calcula con la siguiente formula.

$$N = \eta Fr \quad 5.2$$

Donde F es el empuje, η es la eficiencia y r es el brazo de momento el cual está dado por la siguiente formula.

$$r = (R + \Delta z \tan \delta) \cos \delta \quad 5.3$$

Donde R es la distancia radial de empuje desde el eje de la aeronave, Δz es la distancia de empuje desde el centro de masa y δ es el ángulo de inclinación. Igualando $N\Delta t = |\Delta H|$ obtenemos.

$$\eta Fr \Delta t = 2I\omega \sin \frac{\Delta\theta}{2} \quad 5.4$$

Entonces el propulsor requerido es.

$$\Delta m \approx \frac{F\Delta t}{I_{sp}g} = \frac{2I\omega}{\eta I_{sp}gr} \sin \frac{\Delta\theta}{2} \quad 5.5$$

Este cambio de orientación es significativo, en el orden de los 130° , entonces un ángulo pequeño de aproximación para $\sin(\Delta\Theta/2)$ no puede ser utilizado. La maniobra de reorientación en el perigeo es pequeña, por lo tanto la velocidad incrementada es aplicada para restaurar la altitud de perigeo. Esta maniobra es llamada *preburn* (antes de quemar) y representa una pequeña contribución de la velocidad de apogeo.

5.3 Combustible requerido para órbita geoestacionaria

Si denotamos la masa de la aeronave como m_0 y que es considerada después de separarse del vehículo de lanzamiento, disminuida por la masa de combustible utilizada en la órbita de transferencia el propulsor requerido para insertar el satélite en la órbita geoestacionaria en el apogeo esta dado por la siguiente ecuación.

$$\Delta m = m_0 \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta v}{I_{sp}g}\right) \right] \quad 5.6$$

El valor del incremento de velocidad Δv depende de la latitud de lanzamiento, también se ve afectado por la altitud del perigeo de la órbita de transferencia y como cerca de la mitad de masa separada debe ser consumida como propulsor para inyectar al satélite en la órbita final.

Una vez establecido el satélite en la órbita geoestacionaria es necesario que se corrijan posiciones, las cuales son conocidas como maniobras norte-sur y maniobras este-oeste, tener un control de posición, reubicación longitudinal y retiro del satélite al final de su vida útil a una órbita alta.

De las maniobras mencionadas en el párrafo anterior el 95% del presupuesto combustible es consumido para las maniobras norte-sur durante las perturbaciones lunares y solares. Por lo tanto la corrección anual de la inclinación de la órbita puede ser representada por la siguiente ecuación.

$$\Delta i = \sqrt{(A + B \cos \Omega)^2 + (C \sin \Omega)^2} \text{deg} \quad 5.7$$

Donde $\Omega = -(360^\circ/18.613)(T-1969.244)$ es la ascensión recta del nodo ascendente de la órbita Lunar en el plano de la eclíptica en grados en el tiempo T en años, A=0.8457, B=0.0981 y C=-0.090 esta corrección tiene un período de 18,6 años y se resume en la tabla siguiente.

Tabla 5.4 Incremento anual de velocidad para correcciones lunar-solar.

Año (1º enero)	$\Omega(^{\circ})$	$l_m(^{\circ})$	$\Omega_m(^{\circ})$	$(\frac{di}{dt})_m$ ($^{\circ}/y$)	$(\frac{di}{dt})_s$ ($^{\circ}/y$)	$(\frac{di}{dt})_{total}$ ($^{\circ}/y$)	Δv (m/s/y)
1969	4.72	28.59	0.88	0.6743	0.2691	0.9434	50.63
1970	345.38	28.46	-2.73	0.6718	0.2691	0.9409	50.49
1971	326.04	27.86	-6.16	0.6594	0.2691	0.9285	49.83
1972	306.70	26.83	-9.18	0.6382	0.2691	0.9073	48.69
1973	287.35	25.44	-11.51	0.6101	0.2691	0.8792	47.19
1974	268.01	23.80	-12.84	0.5779	0.2691	0.8470	45.46
1975	248.67	22.07	-12.86	0.5450	0.2691	0.8141	43.69
1976	229.33	20.45	-11.24	0.5154	0.2691	0.7845	42.10
1977	209.99	19.15	-7.86	0.4928	0.2691	0.7619	40.89
1978	190.65	18.41	-3.01	0.4804	0.2691	0.7495	40.22
1979	171.31	18.37	2.47	0.4798	0.2691	0.7489	40.19
1980	151.97	19.05	7.43	0.4911	0.2691	0.7602	40.80
1981	132.62	20.30	10.98	0.5127	0.2691	0.7818	41.96
1982	113.28	21.90	12.77	0.5418	0.2691	0.8109	43.52
1983	93.94	23.63	12.91	0.5745	0.2691	0.8436	45.28
1984	74.60	25.28	11.69	0.6070	0.2691	0.8761	47.02
1985	55.26	26.70	9.45	0.6356	0.2691	0.9047	48.56
1986	35.92	27.78	6.49	0.6576	0.2691	0.9267	49.74
1987	16.58	28.42	3.08	0.6709	0.2691	0.9400	50.45
1988	357.23	28.60	-0.52	0.6745	0.2691	0.9436	50.64
1989	337.89	28.28	-4.09	0.6681	0.2691	0.9372	50.30
1990	318.55	27.51	-7.39	0.6521	0.2691	0.9212	49.44
1991	299.21	26.33	-10.18	0.6280	0.2691	0.8971	48.15
1992	279.87	24.83	-12.16	0.5980	0.2691	0.8671	46.53
1993	260.53	23.13	-13.02	0.5650	0.2691	0.8341	44.77
1994	241.19	21.42	-12.44	0.5329	0.2691	0.8020	43.04
1995	221.85	19.90	-10.14	0.5056	0.2691	0.7747	41.58
1996	202.50	18.79	-6.12	0.4867	0.2691	0.7558	40.56
1997	183.16	18.31	-0.90	0.4787	0.2691	0.7478	40.13
1998	163.82	18.56	4.51	0.4828	0.2691	0.7519	40.35
1999	144.48	19.48	9.00	0.4984	0.2691	0.7675	41.19
2000	125.14	20.89	11.88	0.5233	0.2691	0.7924	42.53
2001	105.80	22.57	13.01	0.5543	0.2691	0.8234	44.19
2002	86.46	24.29	12.58	0.5873	0.2691	0.8564	45.96
2003	67.11	25.87	10.93	0.6187	0.2691	0.8878	47.65
2004	47.77	27.16	8.37	0.6451	0.2691	0.9142	49.06
2005	28.43	28.08	5.21	0.6639	0.2691	0.9330	50.07
2006	9.09	28.55	1.70	0.6735	0.2691	0.9426	50.59
2007	349.75	28.53	-1.92	0.6732	0.2691	0.9423	50.57
2008	330.41	28.04	-5.41	0.6630	0.2691	0.9321	50.02
2009	311.07	27.10	-8.54	0.6437	0.2691	0.9128	48.99
2010	291.73	25.78	-11.05	0.6170	0.2691	0.8861	47.55

El incremento de velocidad Δv que se necesita para corregir el incremento en la inclinación Δi esta dado por.

$$\Delta v = 2 \sin \frac{\Delta i}{2} \quad 5.8$$

Donde $v=3075$ m/s es la velocidad en órbita geoestacionaria. los incrementos anuales de la inclinación corresponden al valor de Δv dados en la tabla anterior.

El incremento anual de velocidad para realizar la maniobra este-oeste deriva en la longitud λ debido a la forma triaxial de la tierra está dada por la formula siguiente.

$$\Delta v = 1.76 \sin 2(\lambda + 14.9^\circ) m/s \quad 5.9$$

Y la masa de propulsor requerida para llevar a cabo estas maniobras está dada por la ecuación siguiente.

$$\Delta m = m_0 \left[1 - \exp \left(\frac{-\Delta v}{I_{sp} g} \right) \right] \quad 5.10$$

Donde m_0 representa la masa de la aeronave al inicio de la vida útil, I_{sp} es el impulso específico efectivo durante la vida del satélite y Δv la velocidad total requerida.

Para realizar un pequeño cambio en la orientación el combustible requerido se calcula con la siguiente ecuación.

$$\Delta m = \frac{F \Delta t}{I_{sp} g} = \frac{I \omega \Delta \theta}{\eta I_{sp} g r} \quad 5.11$$

Existen dos métodos para estimar la cantidad de combustible que se utilizara a bordo del satélite y así realizar una predicción de el tiempo de vida del satélite, el primer método es basado en datos de libros y el segundo es haciendo uso del método basado en la ley de los gases.

Capítulo 6

MATLAB

Introducción

Ahora que hemos visto los distintos subsistemas que componen un satélite, las características y algunas herramientas de diseño para la optimización de los elementos que lo conforman, lo que resta es la elaboración de la herramienta de software, el propósito de este trabajo de tesis. Sin embargo aún hace falta un último tema que nos será de gran utilidad y que es fundamental comprender para poder realizar el programa herramienta. En este capítulo hablaremos de las bases de MATLAB, de los principios de desarrollo de software y los elementos que proporciona MATLAB para diseñar interfaces gráficas de usuario.

6.1 Introducción a MATLAB

MATLAB (MAtrix LABoratory) es un entorno de programación para el desarrollo de algoritmos, análisis de datos, visualización y cómputo numérico. Haciendo uso de MATLAB se pueden resolver problemas de computo técnico más fácilmente que con lenguajes de programación tradicionales como C, C++ o Fortran. Su uso se expande a un gran número de aplicaciones científicas y de ingeniería incluyendo entre las más usadas, procesamiento de imágenes y señales, control, modelos financieros y biología computacional.

Además de lo anteriormente mencionado, MATLAB es una herramienta de software bastante útil que provee de herramientas útiles para el desarrollo de interfaces gráficas de usuario, el enfoque que tiene este entorno de desarrollo es principalmente matemático, pero también provee de herramientas para la visualización de cálculos y resultados, esta es la característica de MATLAB que utilizaremos en mayor parte durante este trabajo. Si bien existen muchas herramientas de software para el desarrollo de interfaces gráficas de muy distintos fabricantes y proveedores; cada una con distintas características de

licencia para su uso, habilidades requeridas de programación, compatibilidad entre sistemas, facilidad de desarrollo, etc. Para los fines que este trabajo busca y dado que a lo largo de la carrera hemos aprendido a trabajar en el entorno de desarrollo de MATLAB, hemos escogido utilizar el entorno de desarrollo de MATLAB tanto para la realización de los cálculos necesarios en el modelado del satélite como en el desarrollo de la interfaz gráfica de usuario presentable al final de este trabajo.

6.2 Conceptos básicos de MATLAB

Una aplicación de MATLAB debe construirse en el lenguaje de programación propio de MATLAB, que como cualquier lenguaje presenta características convenientes y no tan convenientes, en general la programación implica escribir sentencias de código en la línea de comandos de MATLAB, o la ejecución de archivos de texto conteniendo código de MATLAB o funciones

Es un lenguaje de programación de alto nivel de tipado débil y dinámico, esto quiere decir que las variables que utiliza no siguen estrictas reglas de mayúsculas o minúsculas para el nombramiento de variables y que además no requieren de la declaración de tipo de variable para su utilización, esto debido a que el tipo de alguna variable puede cambiar dinámicamente durante la ejecución de algún programa, salvo si se tratan como objetos simbólicos. Otra característica importante es que MATLAB es un lenguaje de programación orientado al uso de arreglos. Toda variable numérica es interpretada ya sea como un vector (1 dimensión), matriz (2 dimensiones) o matriz multidimensional, esto es importante ya que MATLAB cuenta con una biblioteca nativa de funciones ampliamente desarrollada para trabajar con arreglos, labor que es muy difícil de programar en otros lenguajes de programación comunes principalmente por el uso necesario de bucles para el manejo de arreglos. Esto le da una característica especial que muy pocos lenguajes de programación poseen.

Como mencionamos muchas de las funciones de la librería de MATLAB aceptan matrices como elementos de entrada y trabajan directamente sobre ellas, esto es ventajoso para el trabajo por ejemplo con archivos de sonido, video e imágenes.

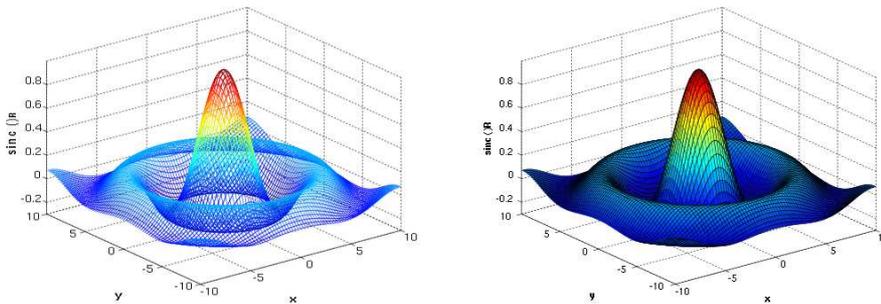


Figura 6.1 Gráfica en 3D en MATLAB

Permite el uso de secuencias de control como *if*, *for* ó *while* y las características de comparación y asignación de valores de otros lenguajes de programación como C y Java. Además y aunque todas las variables en MATLAB son arreglos, permite el uso de estructuras para la creación de elementos similares fácilmente.

MATLAB permite una generación relativamente fácil de gráficos matemáticos en 2D y 3D, así como la generación de interfaces gráficas de usuario, tema que será detallado en la siguiente sección, pero podemos mencionar que para los fines de despliegue de gráficos soporta el uso de la Programación Orientada a Objetos POO con todas las características que esta implica, uso de clases, herencia, empaquetamiento, paso por valor o referencia, etc.

Finalmente y como característica adicional, MATLAB puede hacer el llamado a subrutinas escritas en C y Fortran haciendo uso de una función de envoltimiento *wrap*. Librerías escritas en Java, ActiveX o .NET pueden ser llamadas directamente desde MATLAB y muchas librerías de MATLAB pueden ser implementadas con sus respectivos *wrappers* alrededor de librerías Java o ActiveX, sin embargo esto es un poco más complicado ya que necesita de la instalación de una extensión de MATLAB en la máquina en la que se va a usar

el código de MATLAB y esto no es práctico en general. Soluciones como un mecanismo denominado JMI (Java-to-Matlab Interface) se pueden utilizar para estos fines pero son soluciones extraoficiales no documentadas en su mayoría.



Figura 6.2 Logotipos de ActiveX y Fortran

6.3 Interfaces Gráficas de Usuario (GUIs) en MATLAB

La programación de Interfaces gráficas en MATLAB puede realizarse de forma fácil con una herramienta de gestión de interfaces denominada GUIDE (*GUI Development Environment*). La ventaja de utilizar el gestor de interfaces gráficas de MATLAB, GUIDE es que aunque tengamos conocimiento previo acerca de la escritura de código fuente para la generación de objetos y figuras, y que podamos hacer uso de esta forma de desarrollo de software; con el uso de palabras reservadas de la biblioteca de funciones de MATLAB y generación de objetos de la forma tradicional, el desarrollo de interfaces gráficas se reduce a distribuir botones en la ventana de trabajo.

Por otro lado, dado que el lenguaje de programación de MATLAB es orientado a objetos, utiliza como ya mencionamos los conceptos de clases, objetos, métodos, etc., y una adaptación una adaptación para que una aplicación sea compatible con por ejemplo la JRE (*Java Runtime Environment* de ORACLE) para poder crear algún archivo ejecutable en cualquier entorno de sistema operativo común como Windows, es posible. Como se verá en la última parte del desarrollo del programa, esta característica es deseable y trabajamos durante el desarrollo de la herramienta para poder lograrlo. Finalmente dentro de las características de MATLAB se incluye su posible comunicación con otros

programas de software e incluso con hardware específico, por lo que se deja abierta la oportunidad de una posible utilización de estas características en el caso que se quisiera mejorar la herramienta una vez terminada esta primera etapa, en versiones mejoradas ó extendidas de esta herramienta de software.

Para poder manejar la herramienta de desarrollo de interfaces gráficas que se provee desde la versión de MATLAB hay que saber cómo interpreta MATLAB los objetos gráficos que aparecen en cualquier representación de la interfaz gráfica en cualquier momento, manejar las propiedades inmediatas, dinámicas ó estáticas de cada uno de estos objetos y como relacionarlas con las variables matemáticas producto de la implementación de fórmulas y cálculos que no son visibles al usuario final pero que son la base científica del programa.

6.3.1 Objetos gráficos en MATLAB

En computación gráfica, un objeto gráfico es cualquier elemento gráfico en la pantalla de MATLAB, desde la ventana contenedora misma hasta cada uno de los botones, líneas, gráficos en 2^a o 3^a dimensión que aparecen en la pantalla de MATLAB. Cada uno de estos objetos tiene propiedades de visualización manipulables, algunos en menor o mayor medida, pero que se pueden manejar de acuerdo a las necesidades de visualización que requiramos. Como mencionamos la pantalla misma de MATLAB es tratado como objeto gráfico en MATLAB, de hecho es el objeto raíz, *root object*, dentro del cual todos los demás objetos se visualizan, en la siguiente tabla se enumeran los distintos tipos de objetos que maneja MATLAB. La mayoría de ellos serán utilizados para desarrollar la interfaz gráfica que planteamos desarrollar en este trabajo. En la siguiente tabla se muestran las distintas opciones de elementos gráficos con las que cuenta MATLAB, así como una breve descripción de cada elemento, el saber de todas las posibilidades de elemento gráficos que proporciona MATLAB nos ayudará a hacer una interfaz que aproveche al máximo las opciones que MATLAB brinda.

Tabla 6.1 Tipos de objetos gráficos posibles en MATLAB

Objeto gráfico	Función de creación	Descripción
Figure	figure ó figure (H)	Una ventana donde están contenidos otros objetos gráficos
Axes	axes, axes(H)	Se trata de los ejes necesarios para la formación de gráficas
Uicontrol	Uicontrol	Interface de control usada para realizar alguna función en respuesta a una petición del usuario
Uimenu	Uimenu	Creación de menús en la figura de acuerdo a parámetros dados por el usuario
Uicontextmenu	uicontextmenu('PropertyName',valor1...)	Menú tipo pop-up que aparece cuando se da clic en algún objeto gráfico
Image	image(C), image(x,y,C)	Mapa de bits en 2D
Light	light('PropertyName','PropertyValue',...)	Usada para dar efectos de luz en la superficie de objetos
Line	line(x,y), line(x,y,z)	Línea en 2-D ó 3-D
Patch	patch(x,y,c), patch(x,y,z,c)	Polígono relleno con color ó textura y que tiene límites
Rectangle	rectangle	Figura rectangular que puede ser creada a partir de determinados ejes
Surface	surface	Figuras en 3-D que en realidad son alturas dadas al rededor de una figura en el plano xy
Text	Text(x,y,TextString), text(x,y,z,TextString)	Cadenas de caracteres usadas en las figuras

Las variables x , y , z que se usan para el objeto gráfico *line* determinan coordenadas de la línea dentro del área de trabajo, estas variables pueden ser vectores ó matrices, pero si se trata de matrices una línea se creará por cada columna de la matriz. Para el objeto gráfico *patch* especifican las coordenadas de los vértices del polígono que manda a llamar la función y de igual forma si estas variables son matrices, se crea un polígono por cada columna de las matrices, en cada una de las opciones para el objeto gráfico, las variables x , y , z tienen que ver con las coordenadas donde se colocará ó iniciará el trazado de los distintos objetos gráficos.

6.3.1.1 Jerarquía de los objetos gráficos

Como ya se mencionó el sistema de gráficos de MATLAB es una máquina virtual poderosa y efectiva desarrollada bajo el concepto de programación orientada a objetos, basada en un paradigma de programación de herencia entre objetos padre e hijo donde cada uno de los objetos tiene sus propios atributos ó propiedades y algunas de los atributos se heredan, otros no, etc. todas las características de la organización jerárquica provista en cualquier esquema de POO, *Programación Orientada a Objetos*, se tienen en el lenguaje de MATLAB, sin embargo el más destacado es el que hay en la relación entre padres e hijos, en MATLAB un hijo no puede existir si su respectivo padre no existe, por ejemplo, antes de que se cree una superficie representable en pantalla deben existir un eje y una figure para representar el objeto. Sin embargo como se verá más adelante no es necesario especificarle a MATLAB la creación de cada una de las figuras, muchos de los comandos se sobreentienden y solo sea necesario especificar cada objeto contenedor de otro en casos especiales en los que se requiera tener un manejo específico de cada uno de los objetos padre de un objeto hijo.

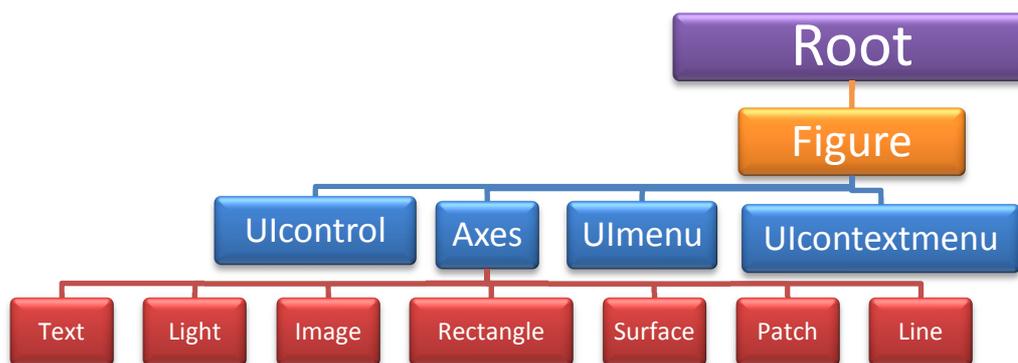


Figura 6.3 Jerarquía de objetos en MATLAB

Para MATLAB todas las figuras que se exponen en pantalla son hijos del padre raíz, comando *root*, que puede tener tantos hijos *figure* como nosotros deseemos, cada uno de ellos representará un objeto visible en pantalla.

Después todos heredan propiedades de *figure*, es decir los 4 tipos distintos de *figures* que pueden existir *Axes*, *UIControl*, *Uimenu* ó *Ulcontextmenu* finalmente, *Axes* que es el elemento que más hijos presenta al ser el que maneja la visualización de gráficos e imágenes tiene los hijos *Text*, *Light*, *Image*, *Rectangle*, *Surface*, *Patch* ó *Line*. Sin embargo y como mencionamos, al crear algún objeto no es necesario hacer un llamado a la creación de todos sus objetos padres, la máquina virtual de MATLAB crea estos objetos automáticamente y solo es necesaria una creación específica en ciertas ocasiones cuando lo requiramos para realizar alguna tarea en especial. Aún así es importante tener un conocimiento general de cómo maneja MATLAB los elementos u objetos gráficos para poder programar una interfaz más eficaz más fácilmente.

Una vez que tenemos claro que cualquier objeto visible en la pantalla es un objeto del tipo *figure* con ciertas características ó atributos generales heredados de *figure* y otros parámetros propios a la figura es importante tener conocimiento de cómo podemos tener acceso a modificar o simplemente conocer los atributos de cada figura. Para ello se hace uso de un sistema de direccionamiento a cada figura. Cada vez que se crea un objeto gráfico, también se crea un tipo de puntero o apuntador *inteligente* denominado "*Handle Graphics*", abreviado *handles*. Se denominan inteligentes porque no se trata de punteros a cierta dirección de memoria simplemente, sino que son referencias abstractas, controladas únicamente por la máquina de MATLAB, permitiéndole reubicarla en la memoria del sistema sin invalidar su utilización, esto lo logra con una capa extra de dirección que se tiene con el objeto. Este identificador es único y se le coloca a todos y cada uno de los objetos gráficos en MATLAB, permitiéndonos de esta forma tener acceso a ellos a través de este identificador en cualquier momento que lo requiramos. Hacer un buen uso de estos apuntadores nos facilita muchas tareas tanto de organización como de escritura de código por esta razón hay que tenernos muy presentes. Por último cabe mencionar que los *handles* en MATLAB solo pueden ser del tipo *integer* ó *float*, y a cada uno se le asigna un número inalterable hasta que el objeto se destruya. MATLAB asigna los números automáticamente cada vez que creamos objetos gráficos nuevos, teniendo que siempre el objeto raíz o la

pantalla será el número cero y de ahí cualquier objeto figure que se cree empezara siendo el número uno, después el dos, etc. Cuando se elimina alguna figura, el número de figura que se deja desocupado hasta que se crea otra figura, por regla a cada nueva figura se le asigna el número de figura menor disponible.

6.3.1.2 Propiedades de los objetos

Una vez que se tiene clara la estructura de los objetos gráficos podemos mencionar algunos detalles útiles acerca de las propiedades de objetos y de la forma en cómo manejarlas.

Tabla 6.2 Propiedades generales de objetos en MATLAB

Propiedad	Solo lectura	Tipo de valor/Opciones	Formato
BusyAction	No	[{queue} cancel]	Row
ButtonDownFcn	No	String	Row
Children	No	Handle(s)	Column
Clipping	No	[{on} off]	Row
CreateFcn	No	String	Row
DeleteFcn	No	String	Row
HandleVisibility	No	[{on} callback yes]	Row
HitTest	No	[{on} off]	Row
Interruptible	No	[no {yes} off {on}]	Row
Parent	No	Handle	One element
Selected	No	[{off} on]	Row
SelectionHighlight	No	[{no} yes {off} on]	Row
Tag	No	String	Row
Type	No	String	Row
UserData	No	Number(s) or string	Matrix
Visible	No	[{on} off]	Row

En la tabla podemos ver cada una de las propiedades que son universales a cualquier objeto de visible en la pantalla, y modificables de acuerdo a nuestras necesidades. Existen dos formas de modificar estas propiedades, ya sea directamente en la línea de comandos con una sintaxis y parámetros

específicos establecidos para cada comando en la tabla 6.2, escribiendo el valor específico que se desea para cada una de las propiedades que se requiera modificar, ó haciéndolo con ayuda de la herramienta gráfica “Property Inspector” que nos permite modificar los valores de cada propiedad de una forma más sencilla y que se tratará más adelante.

Sobre las propiedades podemos mencionar las más importantes y cuál es su función útil en la elaboración de una interfaz de usuario de desarrollo

La propiedad *ButtonDownFcn* función realizada al presionar un botón es usada para determinar que comandos o grupo de instrucciones se realizan al dar clic dentro ó en el área circundante a un objeto de acuerdo al objeto del que se trate, no es aplicable a todos los objetos solo a un grupo determinado. La propiedad *BusyAction* determina que se hace en caso de que el usuario interactúe con un objeto en el momento en el que otra acción o rutina del programa se está llevando a cabo, si se tiene establecida la función *queue* las acciones que se realizarían por el segundo objeto en entrar en acción se realizarán hasta que el primer objeto termine de realizar las acciones que realiza; de lo contrario si se tiene establecido *cancel*, las acciones que desee realizar el segundo objeto se cancelan.

Las propiedades *Children* y *Parent* contienen los apuntadores *handles* del padre e hijos del objeto en cuestión, a excepción del objeto raíz *root* quien es el padre de todos los objetos y presenta una matriz vacía en esta propiedad, todos los demás objetos contienen un número que hace referencia al número asignado al objeto padre del objeto en cuestión; lo mismo ocurre con la propiedad *Children*, si el objeto tiene hijos, el número del objeto hijo se almacenará en esta propiedad, si no los tiene como una línea, eje, texto, etc., se tendrá una matriz vacía en este apartado.

Las funciones *CreateFcn* y *DeleteFcn* son utilizadas cuando se requiere ejecutar cierto comando ó acción al momento que se crea o borra, según sea el caso, un objeto; puede ser usado para imprimir en pantalla un mensaje de que el mismo objeto que usa la función está siendo creado o destruido, pero puede ser utilizado para muchas otras funciones, como mandar a llamar gráficas, rutinas, ventanas emergentes, etc., la única condición para que esto ocurra es

que los comandos ejecutables por esta función tengan una buena sintaxis y sean legales para MATLAB. Si el objeto tiene hijos con funciones *CreateFcn* o *DeleteFcn* independientes a las funciones del padre, al momento de crearse y destruirse el padre, se ejecutan también las funciones de los hijos.

El comando *HandleVisibility* no hace referencia a elementos que aparecen en pantalla como podría pensarse, en lugar de esto, tiene que ver con la forma en la que MATLAB ordena a los elementos en su memoria interna y en cómo accede a ellos a través de línea de comandos, funciones o rutinas *Callback* al interactuar con elementos gráficos de la interfaz.

Respecto a *HitTest*, *Selected* y *SelectedHighlight*, *HitTest* es usada para controlar el acceso a objetos gráficos de la interfaz, el valor que se le asigna a la propiedad *HitTest* cuando se da clic al objeto determina si este objeto pasa a ser el objeto actual sobre el que se coloca el apuntador en un determinado momento, al ejecutar el comando *gco* (*get current object*) el número de objeto que se regresa es el del objeto seleccionado con clic. Por default todos los objetos tienen la propiedad accionada en "on". *Selected* y *SelectedHighLight* trabajan de forma conjunta y sirven para enmarcar entre líneas punteadas un objeto seleccionado en el momento, por supuesto se puede tener la opción de tener marcadores invisibles, se pueden tener opciones interesantes de programación y visualización utilizando estas tres propiedades.

Respecto a *Tag* y *Type*, podemos decir que es una propiedad utilizada para almacenar cualquier cadena de caracteres para identificar o reconocer de forma sencilla a los diferentes objetos gráficos, se puede buscar después un objeto a través de este nombre usando el comando *findobj*, lo cuál puede ser útil y práctico, la propiedad *type*, como su nombre lo indica, es una propiedad de tipo solo lectura que define de cuál de los 13 tipos de objetos posibles se trata el objeto seleccionado.

Finalmente hablaremos de las propiedades o campos *UserData* y *Visible*, la propiedad *UserData* nos permite almacenar matrices de números o caracteres como campos adjuntos o relacionados a objetos de tipo gráfico. Esta propiedad puede llegar a ser útil si queremos tener datos siempre asociados al objeto, y no necesariamente relacionados con el objeto; la ventaja o distinción de

guardar los datos de objeto de esta forma con el guardarlos en alguna variable, es que esta opción de almacenamiento no se ve afectada con el comando *clear workspace*, de esta forma tenemos una opción de guardado que puede llegar a ser útil en ciertos casos; esta información quedará adjunta al objeto y se podrá consultar en cualquier momento que se le requiera, podríamos programar MATLAB para consultar esta información cuando lo requiramos. Por otro lado, *Visible* es una propiedad que nos permite determinar si el objeto gráfico es visible en pantalla ó no, esta propiedad no es modificable para el objeto raíz, por lo que no tiene efecto sobre ella, pero sí sobre todos los demás tipos de objeto. Durante la construcción de un programa no se hacen modificaciones expresas de cada una de estas características, pero el tenerlas en cuenta ya sea para poder modificarlas con alguna secuencia de comandos ó para realizar cosas que no sabíamos se podían realizar puede ser muy útil.

6.3.2 Elementos de control y elementos de menú

Los elementos gráficos con los que trabaja MATLAB se pueden dividir en dos grandes secciones, los elementos de control *uicontrol*, y los elementos de menú *uimenu*; los objetos de control, son botones, cajas de texto, botones de chequeo, barras deslizables, etc. que se colocan en la parte central de la interfaz para controlar la interfaz y la forma de interacción entre el usuario y el programa, mientras que los objetos de menú son los que se colocan en la parte superior de la pantalla como herramientas de guardado, copiado, ayuda, etc. que generalmente sirven para moverse entre secciones del programa, pantallas, etc. Aunque ambas clasificaciones de objetos presentan las propiedades de objeto generales que ya mencionamos, existen propiedades exclusivas o relativas a una u otra clasificación, en la siguiente sección se muestran las propiedades de los objetos de control y de menú a detalle.

6.3.2.1 Objetos de control *uicontrol* objects

En la siguiente tabla se muestran los 10 distintos tipos de elementos gráficos de control *uicontrol* objects con los que MATLAB cuenta para la realización de GUIs

Tabla 6.4 Tipos de objetos de control *uicontrol*

Objeto <i>uicontrol</i>	Valor <i>Style</i>	Descripción
Checkbox	'checkbox'	Indica una opción ó atributo seleccionada
Editable Text	'edit'	Caja de texto editable por el usuario
Frame	'frame'	Usad para agrupar controles visualmente
Pop-Up Menu	'popup'	Opciones mutuamente excluyentes
List Box	'listbox'	Lista de opciones seleccionables
Push Button	'pushbutton'	Botón que invoca una acción inmediatamente
Radio Button	'radio'	Botón que indica una opción que puede ser seleccionada
Toggle Button	'toggle'	Botón que tiene solo dos opciones posibles ON o OFF
Slider	'slider'	Usada para representar y moverse en un rango de valores
Slider Text	'text'	Despliega una cadena de texto en una caja de texto

En la tabla 6.3 se presentan los distintos tipos de objetos de control que MATLAB nos brinda para el desarrollo de interfaces graficas de usuario. Es conveniente conocer el nombre de cada elemento que existe, si bien hemos utilizado algunos de ellos a lo largo de nuestra experiencia en el uso de herramientas de software, el poder llamarle por su nombre nos conviene como desarrolladores de software.

Las distintas opciones de manejo, visualización, sincronización ó vinculación que poseen cada una de ellas se deben tener en cuenta también para poder hacer uso correcto y óptimo de cada elemento, tener en cuenta cómo funciona cada uno es vital para saber que escribir en el código fuente del programa y que realice la acción que realmente deseemos realizar, así como conocer las limitaciones ó el alcance de cada objeto gráfico y no pedirle que realice una

acción que se encuentra fuera de su alcance a objetos específicos ó tareas a un objeto que realmente deben ser realizadas por otro elemento gráfico.

Como podemos observar algunas propiedades de los elementos gráficos se repiten en esta tabla para elementos de control, sin embargo algunas de las propiedades son solamente aplicables a los elementos de control, en la tabla se muestran los distintos valores que pueden configurarse a cada propiedad y a continuación se habla de forma general acerca de lo que hace cada una de estas propiedades.

Propiedades de elementos de control

Tabla 6.5 Propiedades de los objetos de control uicontrol

Propiedad	Solo lectura	Tipo de valor/Opciones	Formato
BackgroundColor	No	[Red Green Blue] color de fuente	fila RGB
ButtonDownFcn	No	cadena de Caracteres	fila
CData	No		matriz
Callback	No	cadena de caracteres	fila
Enable	No	[on {off} inactive]	fila
Extent	Si	[0,0,ancho, alto]	fila
FontAngle	No	[{normal} italic oblique]	fila
FontName	No	cadena de caracteres	fila
FontSize	No	número	1 num
FontUnits	No	{points} normalized inches centimeters pixels	fila
FontWeight	No	[light {normal} demi bold]	fila
ForegroundColor	No	[Red Green Blue] ó color de fuente	fila RGB
HorizontalAlignment	No	[left {center} right]	fila
Interruptible	No	{on} off	fila
ListBoxTop	No	número	1
Max	No	número	1
Min	No	número	1
Position	No	[centro en esquina inferior izquierda ancho y alto]	fila de 4 elementos
String	No	cadena de caracteres	matriz de caracteres
Style	No	[{pushbutton} radiobutton togglebutton checkbox edit text slider frame popupmenu listbox]	fila
SliderStep	No	número	1
ToolTipString	No	cadena de caracteres	fila
Units	No	[points normalized inches	fila

		centimeters {pixels}]	
UIContext Menu	No	handle	1
Value	No	número	1
Tag	No	cadena de caracteres	fila
UserData	No	cadena(s) de caracteres o números(s)	matriz
Visible	No	[{on} off]	fila

UicontrolBackgroundColor simplemente define el color de la región definida por la propiedad *Position*, por default presenta un color gris. *ButtonDownFcn* tiene la misma acción que en el caso de las propiedades generales, *CData* es una matriz de colores RGB que puede aparecer como imagen en los botones *push* y *toggle*.

Callback es una de las propiedades más importantes, como en las generales define las acciones realizadas cuando se da clic a un objeto dentro de los límites del perímetro de objeto establecidos por la propiedad *Position*, almacena al igual que *ButtonDownFcn* una cadena de caracteres que es tomada como una serie de comandos por el compilador de MATLAB, tienen la característica especial de contar con la función *eval* (*callbackstring*) para asegurarse de que la cadena de caracteres que funge como comando tendría una sintaxis apropiada para ser leída por la línea de comandos de MATLAB al ser llamada durante la ejecución de la interfaz gráfica y que cuente con las herramientas necesarias como variables o matrices existentes en el área de trabajo para la ejecución de los comandos, etc. A excepción de los frames y cuadros de texto estáticos, objetos gráficos que no pueden tener *Callbacks*, todos los demás objetos pueden tener una función *Callback*.

La propiedad *Enable* define si un objeto de control se encuentra activo, apagado ó inactivo, si el objeto está inactivo no se llevaran a cabo las acciones que el objeto tenga relacionado en las propiedades *Callback* y *ButtonDownFcn*. La diferencia entre apagado e inactivo es que cuando el objeto está apagado, permanece en pantalla pero cambia a un color en tonos de grises para indicar que está apagado y que por ejemplo un botón no se puede presionar y por lo tanto todas las acciones que ocurren después de presionar el botón no se pueden llevar a cabo; cuando el objeto está inactivo, el botón no cambia de

color pero siguen sin llevarse a cabo las acciones especificadas en la propiedad *Callback*.

Extent es una propiedad que puede ser utilizada muy bien, define el tamaño y la posición de la cadena de caracteres que etiqueta un objeto de control, sus unidades son especificadas por la propiedad *Units*, puede ser usada para determinar una correcta proporción de tamaños entre objeto y etiqueta de objeto.

ForegroundColor define los colores de fondo de los objetos y símbolos de control en formato RGB con un color por default negro. Las propiedades de fuente *Font Angle*, *Font Name*, *Font Size*, *Font Units* y *Font Wight* son usadas para cambiar la fuente de letra de las etiquetas de texto asociadas a los diferentes objetos gráficos.

HorizontalAlignment determina simplemente si el texto que etiqueta al objeto gráfico o que de alguna forma es mostrado dentro de un objeto gráfico se encuentra alineado horizontalmente a la izquierda derecha o centro del objeto, pueden cambiarse con esta propiedad por ejemplo también el texto que aparece en botones *push* o *toggle*.

Los valores guardados en las propiedades *Min*, *Max* y *Value* deben ser del tipo escalar y dependiendo del objeto de control, tienen diversas funciones, por ejemplo en los botones de chequeo, el valor mínimo es establecido cuando el botón no está activo y máximo cuando el botón está activo o seleccionado; en una caja de texto establece si esta puede recibir solo una o varias líneas de texto, y en una barra de desplazamiento establece los valores mínimo y máximo que rigen la barra. Estos son solo unos casos, dependiendo del objeto, la función de estos valores será distinta pero en general tienen la función de establecer mínimos y máximos, para otros objetos como ventanas *pop up* o *frames* no tienen efecto.

SliderStep como su nombre lo sugiere, define los pasos mínimos que se dan en una barra de movimiento, es útil para la realización de gráficas. *TooltipString* es una herramienta que permite mostrar información al usuario cuando deja el mouse un determinado tiempo colocado sobre algún objeto, permite mostrarle

al usuario información de ayuda acerca de algún elemento que no conozca, etc.

Position determina la posición con el centro en la parte inferior izquierda del objeto padre figure, del objeto determinado, unidades definidas por la propiedad *Units* y formato en forma de vector, la herramienta *Property Inspector* ayuda a hacer más fácil la manipulación de esta propiedad

El tipo objeto lista, que nos despliega una lista de opciones elegibles, tiene su propiedad exclusiva denominada *ListBoxTop*, esta define el orden de los ítems que aparecen en la lista. La propiedad *Units* como hemos mencionado es usada por otras propiedades para tomar especificaciones de unidad de medida, por default las unidades son pixeles pero pueden cambiarse a pulgadas, centímetros, puntos o incluso normalizar las unidades, si las unidades de la figura son absolutas, podrían tenerse objetos más grandes que la ventana por ejemplo ó desproporcionados, por esta razón es conveniente utilizar unidades relativas en algunas ocasiones.

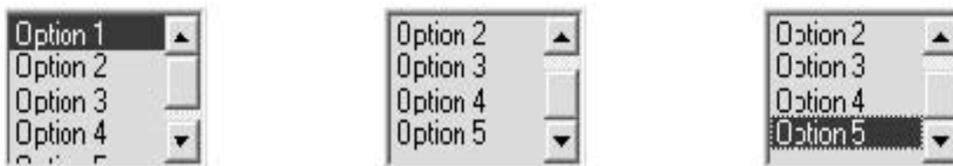


Figura 6.4 Vista del objeto gráfico lista ListBox

La propiedad *Interruptible* define si la acción tomada por la o las *Callback(s)* que se mandan a llamar cuando el usuario interactúa con el elemento gráfico de control puede ser interrumpida por alguna otra acción, como dar clic en algún botón de interrupción ó alguna otra opción, entender como maneja MATLAB los distintos de eventos que ocurren durante la ejecución de programas es necesario para poder tener un entendimiento pleno de esta propiedad de los objetos gráficos.

Las propiedades *Tag*, *UserData* y *Visible* de esta tabla son las mismas que las de la tabla de propiedades generales de objetos.

6.3.2.2 Objetos de menú menu objects

Así como los elementos gráficos de control como botones, barras deslizables, etc. presentan propiedades específicas, los elementos de menú tienen distintas propiedades que pueden ser manipulables ó configurables de acuerdo a la función que queremos que realice nuestro elemento de menú. En la siguiente tabla se muestran las propiedades de los elementos de menú

Tabla 6.6 Propiedades de los objetos de menú

Propiedad	Solo lectura	Tipo de valor/Opciones	Formato
Accelerator	No	cadena de caracteres	fila
Callback	No	cadena de caracteres	fila
Checked	No	[on {off}]	fila
Children	Si	object_handles	columna
Enable	No	[on {off} inactive]	fila
Foreground Color	No	[Red Green Blue] ó color de fuente	fila RGB
Label	No	cadena de caracteres	fila
Position	No	[inicio en parte inferior izquierda con determinado ancho y alto]	fila de 4 elementos
Separator	No	[on {off}]	fila
Interruptible	No	{on} off	fila
Tag	No	cadena de caracteres	fila
UserData	No	cadena(s) de caracteres ó numero(s)	matriz
Visible	No	[{on} off]	fila

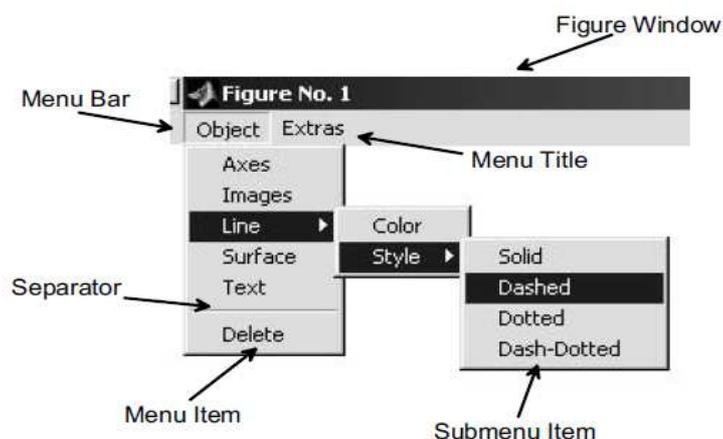


Figura 6.5 Descripción de los objetos de menú

De la misma manera que con opciones de configuración de objetos de las tablas anteriores, esta fuera del alcance de este libro dar una explicación detallada acerca del uso de cada una de las propiedades y como se relaciona con las demás propiedades y objetos, nos limitamos a hablar de manera general a que se refiere cada una de las propiedades mostradas en la tabla 6.4

El primer elemento de la tabla que hace referencia a la propiedad *acelerador* hace referencia a la combinación de teclas que juntas que el desarrollador puede definir para tener acceso rápido a las opciones de cierto menú, depende mucho de la versión de la plataforma de MATLAB que se esté utilizando. La característica *Callback*, respuesta al llamado en español especifica la acción que se lleva a cabo, presenta las propiedades a detalle de aparición en relación a posición de mouse, clic ó doble clic, mantención del botón de clic sobre mouse y acción al soltar el botón de mouse, etc.

La propiedad *Checked* especifica si el menú de objeto tendrá una marca de checado como una paloma, caja abierta, etc., dependiendo del sistema operativo usado; por otra parte la propiedad *Children*, la única que presenta la característica de solo-lectura, especifica las sub ventanas que aparecen en un menú al pasar el mouse sobre determinado elemento, siendo los submenús hijos del objeto menú principal. Enlista los *handles graphics* de los elementos de submenú en un elemento vector columna, puede llegar a ser útil si queremos tratar algún objeto de menú específico.

Enable es otra de las propiedades de objeto de menú, esta simplemente activa ó desactiva la acción realizada al hacer clic sobre el objeto de menú, además inhibe la visibilidad de los hijos del objeto inhabilitado, la propiedad *ForegroundColor* simplemente nos permite manipular el color de fondo en el que se torna el fondo de una opción sobre la que se paso el mouse. *Label* como se puede pensar, especifica la cadena de caracteres que aparece en el objeto de menú, hay que tener cuidado en qué caracteres usamos para no tener problemas con el sistema operativo bajo el cual corre nuestra aplicación gráfica

Position sirve para alterar la posición de la aparición de los hijos de cierto elemento de menú, por default aparecen ordenados a partir de 1 e incrementan en valor al ir apareciendo hacia abajo. *Separator* nos da la opción de colocar líneas horizontales a lo largo del menú emergente. Puede ser útil ya que de esta forma podamos marcar diferencias entre las opciones del menú si así lo deseáramos.

La opción *Interruptible* es una de las características más importantes ya que es clave en el manejo de eventos del que se hablará un poco más adelante, esta propiedad especifica si la llamada de respuesta *Callback* que se genera al dar clic sobre el objeto de menú tratado puede ser interrumpida ó no.

La opción *Tag* nos permite darle un nombre específico al objeto de menú tratado y de esta forma funcionar como lo hace el *handles_graphic*, es muy útil cuando queramos llamar a determinado objeto de menú fácilmente en algún lugar de nuestro código fuente.

Por otra parte, la propiedad *UserData* nos permite almacenar datos en forma de vector ó matriz y asociarlos al objeto de menú y que no es alterado por el estado de la memoria de buffer general del espacio de trabajo *Workspace* de MATLAB, es útil cuando queremos usar ó trabajar con ciertos datos asociados a este elemento de menú independientemente del estado del *Workspace*.

Finalmente *Visible* determina si el objeto es visible ó no al usuario, puede ser usado por ejemplo cuando tenemos que determinados objetos de menú no son aplicables bajo cierta circunstancia.

6.3.3 Manejo de eventos en MATLAB

El fin de desarrollar una GUI es que esta le sea útil al usuario en el proceso de diseño del satélite de telecomunicaciones, las acciones que tomará el usuario no pueden siempre ser conocidas y debemos estar preparados para cualquier eventualidad que pudiera hacer que el programa falle, el conocer como maneja en tiempo real MATLAB los distintos eventos que pueden ocurrir al interactuar el usuario con el programa nos ayuda a construir un software robusto y

redundante que a prueba de fallas, o errores por parte del usuario; en esta sección hablaremos de los eventos más comunes que ocurren en cualquier programa y como los maneja MATLAB.

Debido a que un simple clic puede desencadenar la llamada a distintas funciones ó *Callbacks* dependiendo de los distintos objetos que estén involucrados con el clic, como apertura ó cierre de ventanas, se puede modificar o necesitar de información almacenada en variables ó en los mismos objetos gráficos. Por esta razón podemos decir que MATLAB implementa un “event queue” o cola de eventos de tal forma que las diferentes acciones se realicen de forma lógica y de acuerdo a la importancia de las distintas tareas. Aparte de esta cola de eventos, una vez que se da clic sobre alguna figura o objeto, el usuario puede realizar otras acciones con el mouse o teclado. Esta posibilidad también debe ser tomada en cuenta y va de la mano con la propiedad vista anteriormente denominada *Interruptible*, el uso de esta propiedad debe de ser cauteloso y razonado para evitar posibles fallas durante la ejecución de programas. A continuación mostramos las distintas acciones que MATLAB realiza cuando el usuario realiza las acciones con el mouse más comunes.

Botón del mouse presionado hacia abajo dentro de los límites de una figura delineada

Cuando un usuario presiona el botón del mouse dentro del área definida por las fronteras del objeto gráfico con el que se está trabajando ocurre la siguiente secuencia de acciones, lo que podemos notar de inmediato es que la Callback del objeto de control, si se trata del caso, no se ejecuta hasta que el usuario libera el botón del mouse

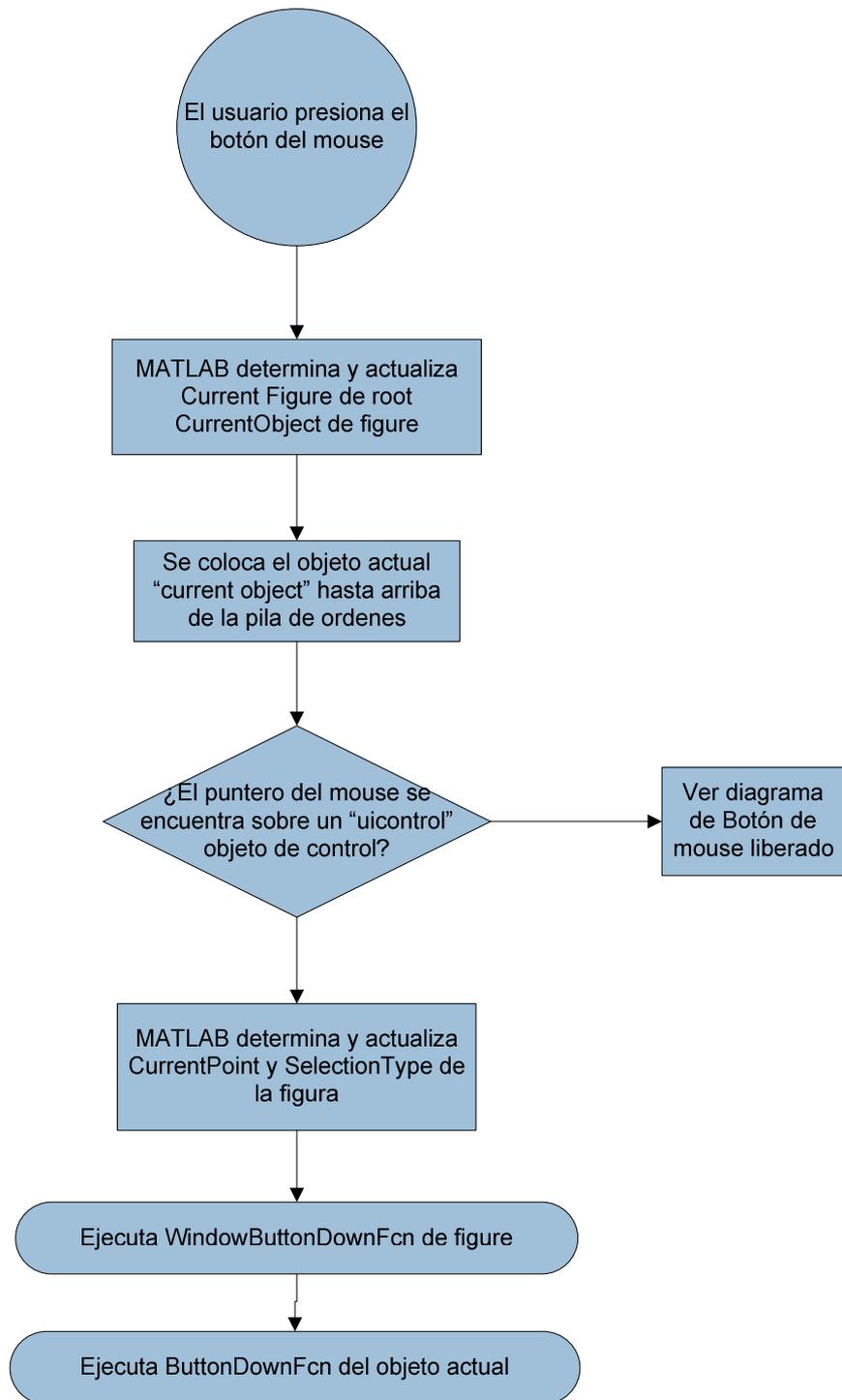


Figura 6.6 Secuencia de acciones al presionarse el mouse en el área definida por algún objeto gráfico

Liberación del botón de mouse

En el siguiente diagrama lo más interesante es observar que podemos tener definida una acción a realizarse en el caso en el que el mouse se mueva con el botón del mouse presionado. En otro caso, la acción del objeto de control se realiza solamente si el mouse no fue movido de lugar

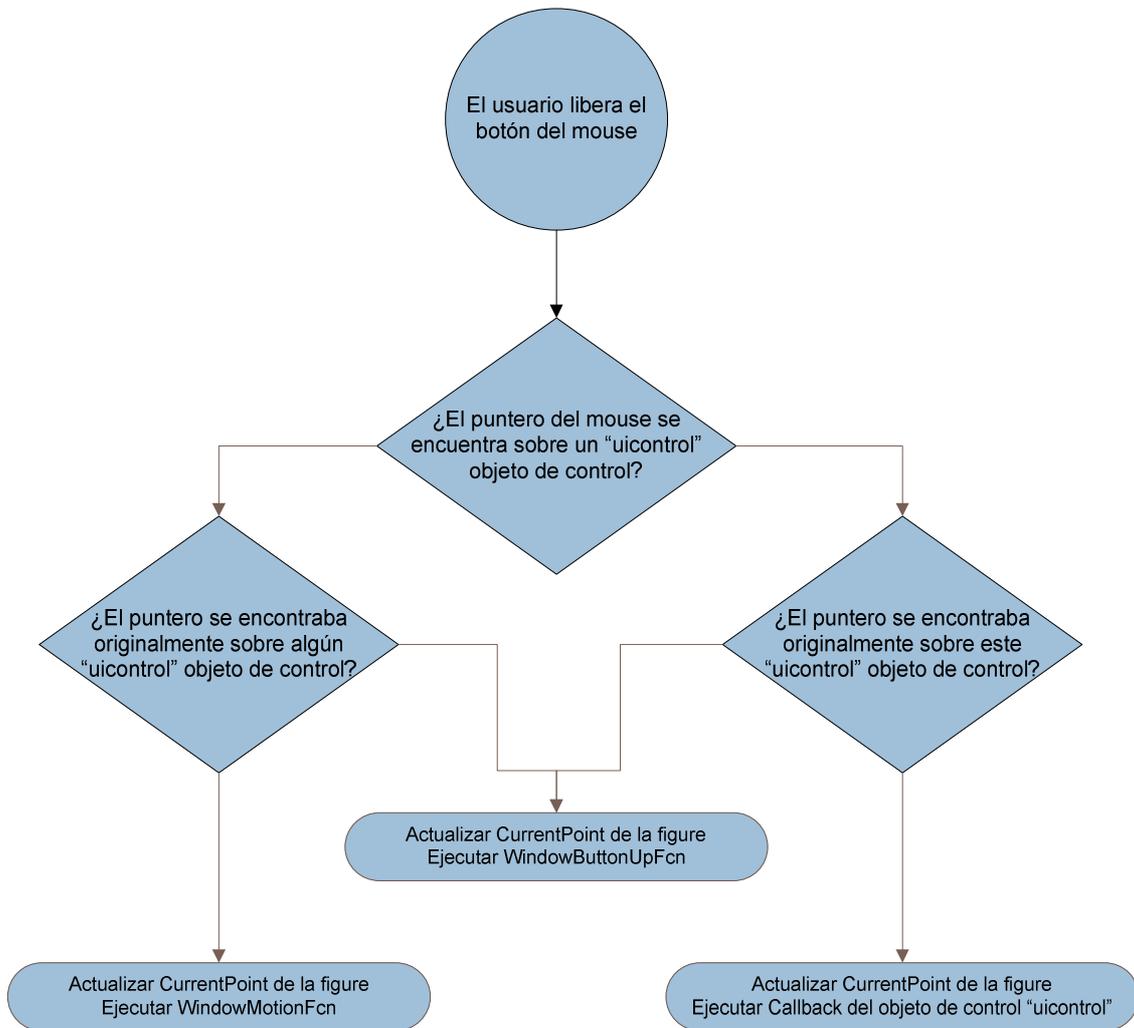


Figura 6.7 Secuencia de acciones al liberarse el botón del mouse estando el puntero dentro de los límites de algún objeto gráfico

Movimiento del puntero del mouse

En el siguiente diagrama se muestran las acciones que MATLAB procesa cuando se mueve el mouse en el área de alguna figura definida, estas acciones se realizan sólo si *WindowButtonMotionFcn* es definida en la figura, si no es así

MATLAB no desperdicia tiempo actualizando la posición de puntero del objeto la figura y ventana.

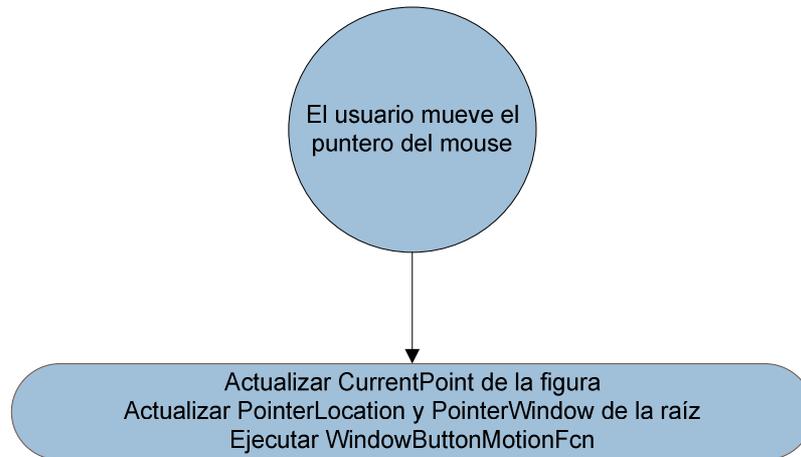


Figura 6.8 Secuencia de acciones que ocurren cuando el mouse es movido dentro de los límites de algún objeto gráfico.

Estos son los elementos más relevantes que utilizaremos durante la realización del programa, en la siguiente sección se muestran algunos elementos en el desarrollo de programas de software y finalmente en el último capítulo se presenta la aplicación desarrollada que utiliza los conceptos aquí expuestos

6.4 Desarrollo de Interfaces gráficas en MATLAB

Una aplicación de escritorio, o software que funcione utilizando líneas de comando en una consola de comandos es una idea arcaica hoy en día acerca de una interfaz de usuario. Cuál quiere que sea el usuario final de una herramienta de software una interfaz interactiva con botones, uso del mouse y no solamente del teclado, paneles de selección, ventanas pop-up, imágenes, etc. hacen del uso de una herramienta de software algo más fácil e intuitivo que es utilizado en mayor medida. En general le proporcionan al usuario una forma de comunicarse con la computadora fácil y mucho más conveniente que la comunicación a través de líneas de comando o instrucciones con sintaxis específicas y difíciles de recordar.

La herramienta visual desarrollada por Mathworks^R para las versiones de MATLAB posteriores a la versión 5 nos permite hacer este tipo de interfaces de usuario de forma simple y fácil de usar pero aún poderosa, la herramienta que proporciona MATLAB se denomina *Graphic User Interface Development Interface* ó *GUIDE* y se puede clasificar como una forma de programación de alto nivel realmente fácil de usar y preferible para desarrollar las primeras GUIs.

Después, como hemos mencionado anteriormente, se puede trabajar en dos diferentes niveles para desarrollar interfaces gráficas en MATLAB; la otra forma de hacerlo es utilizando herramientas de bajo nivel ó nivel más cercano al lenguaje máquina, en el que a pesar de no ser un método tan rápido, podemos tener un acceso al control total de los elementos de nuestra interface y nos permite entre otras cosas desarrollar código fuente que siga al nivel que queramos las denominadas buenas prácticas de programación usadas generalmente para la programación de interfaces de usuario no solo en lenguajes como MATLAB sino en general en otros lenguajes de programación orientada a objetos POO. Además a pesar que *GUIDE* es una herramienta que nos ahorra mucho trabajo, para conocer la interacción con las fórmulas del programa es necesario conocer cómo trabaja el desarrollador de aplicaciones.

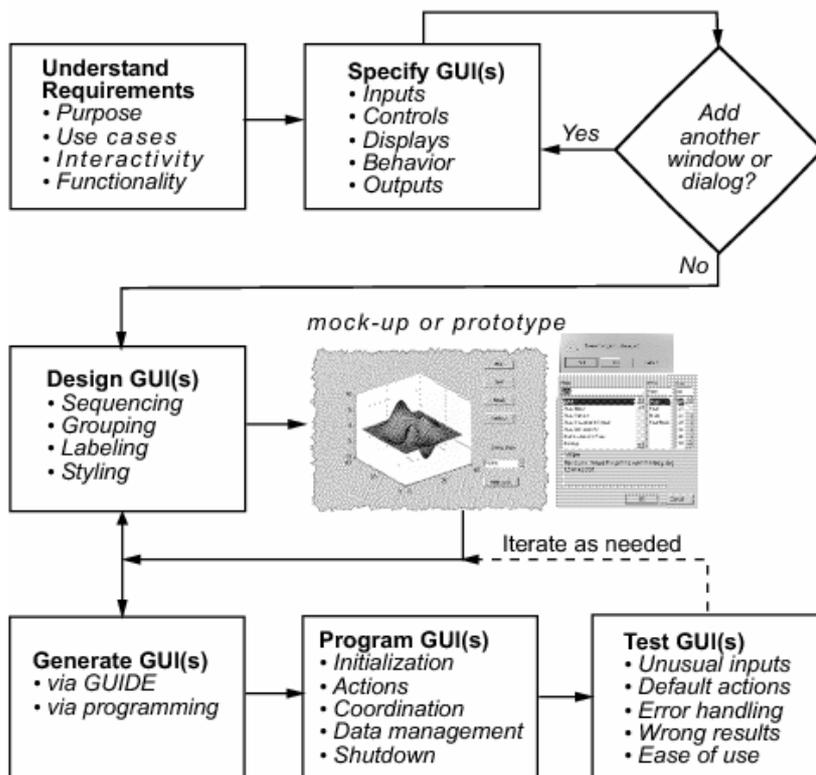


Figura 6.9 Fases en el desarrollo de una interfaz gráfica de usuario

6.4.1 Fases en el Diseño de interfaces gráficas

Análisis

Antes de comenzar a diseñar una interfaz gráfica, es necesario tener una idea del usuario final que ha de utilizar la herramienta de software, principalmente en cuanto a aspectos de presentación, no es lo mismo desarrollar una interface que utilizara un adolescente ó niño a la que utilizará como en nuestro caso un ingeniero aeroespacial ó la persona encargada del diseño de un proyecto satelital. Crear una interfaz intuitiva y que automatice muchos pasos puede o no ser deseable, si pensamos que se puede extender en un futuro, limitaciones de cómputo, etc. En nuestro caso es deseable que sea una interfaz intuitiva y fácil de usar pero en la que se tenga todo el control sobre los elementos que tendrá el satélite, pudiéndose tener varias opciones de visualización y con miras a ser ampliado en el futuro para incluir otros subsistemas del satélite

Por otra parte hay que tener en cuenta cuales son los datos que nuestro programa requerirá para que nos arroje los datos que deseamos obtener, el formato y forma en el que tanto los datos de entrada se le hacen saber al programa como en la que habrán de presentarse después al usuario, si es que existirán elementos gráficos que faciliten su comprensión, etc. La fase de análisis es importante porque establecer detalladamente lo que buscamos desarrollar, si bien se pueden hacer cambios durante el transcurso del desarrollo del programa, el tener claro cómo hacerlo es algo útil y necesario para no navegar sin rumbo escribiendo código sin sentido

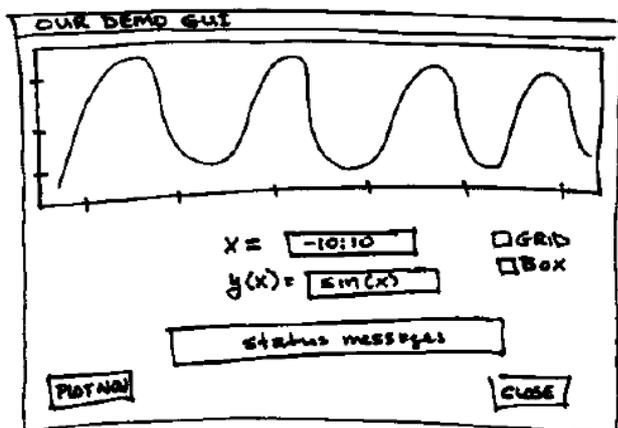


Figura 6.10 Boceto de una interfaz gráfica

Diseño

Una vez teniendo los objetivos, características, alcance, etc. que tendrá el programa a lápiz es recomendable incluir una etapa de diseño en la que aún no se escribe el código del programa, sino más bien se plantean los componentes que se necesitan, tareas, secuencias requeridas, la división de los módulos o subsistema del software, así como tal vez un dibujo a lápiz del diseño gráfico de la interfaz. Esto si bien no es necesario, puede ayudarnos como guía cuando realmente estemos escribiendo el código que comprende propiamente el programa. En esta etapa se recomienda también tener en cuenta factores humanos acerca del usuario final del software como perspectivas visuales, cognitivas y perspectivas físicas. Si bien no son necesarias pueden ser determinantes al final e influir en el uso ó no del software por parte de los usuarios finales, finalmente el propósito de desarrollar una interfaz de usuario es que sea usada para el fin que se desarrollo, que crezca y mejore, así como que deje satisfecho a los usuarios finales que lo utilizan como herramienta.

Aquí se pueden incluir algunas estrategias ó recomendaciones comunes como reducir la demanda de conocimiento del usuario sobre la interfaz, mantener el número de ventanas, puntos de decisión al mínimo posible, no esperar que el usuario aprenda trucos acerca de cómo interactuar con el programa, evitar largas rutinas para realizar las mismas tareas comunes, proveer flexibilidades acerca de los datos de inicio, que el usuario pueda cambiar algunas características de visualización fácilmente sin necesidad de reescribir ordenes, etc. pero sobretodo lo último que es útil es tener un software que pudiera llegar a ser confuso.

Construcción

Se trata finalmente de la etapa de creación propiamente del software, una buena opción para empezar una vez que se tienen en machote las ventanas que aparecerán, la distribución de botones, etc. es realizar la colocación de botones, casillas etc. en una primera aproximación que nos ayuda a tener una idea de cómo se ve realmente la ventana que pensamos, si es de nuestra

utilidad lo que prosigue entonces es especificar las acciones que cada botón, casilla, opción de menú, etc. realizará. Para ello nos hace falta hablar de un último punto realmente importante y determinante en el buen funcionamiento del software; lo concerniente a la interacción de los distintos elementos gráficos con los elementos internos ó no visibles del programa como bases de datos, fórmulas, subrutinas, etc. así como la interacción misma de elementos gráficos con los demás elementos visibles del programa como el movimiento de gráficas, animaciones, etc. Respecto al funcionamiento interno del programa la realización de diagramas de flujo, diagramas de estados, tablas de acción, etc.

Otro punto importante en la planificación de proyectos de desarrollo de software es la división de las partes del programa, así como la interacción de cada una de estas partes con su entorno es otro punto realmente importante y a veces difícil de conseguir ó planificar. El planear que parte del programa construir primero, si se hace uno por uno, se termina primero una sola ventana, se hace un machote de todas las ventanas primero, etc. es una decisión que el equipo de programación debe determinar de acuerdo a su experiencia en el desarrollo de software, ideas de visualización, etc. finalmente, poner una fecha límite para la entrega de avances ó para el ensamblado de partes de código etc. es una buena práctica que nos ayuda a tener un orden, realizar trabajos de calidad y que terminen en un buen fin.

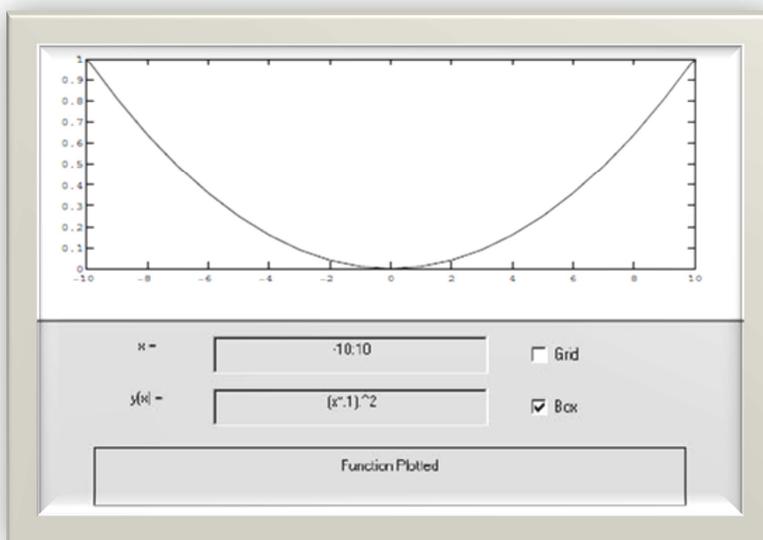


Figura 6.11 Vista de la interfaz terminada

Capítulo 7

Desarrollo del software

Para facilitar la tarea de realizar cálculos en diversas ramas de la ingeniería se han desarrollado a lo largo del tiempo software de todo tipo encargados de implementar fórmulas y parámetros para automatizar estos procesos de cálculo, es debido a esta necesidad que se realizó un software capaz de facilitar algunos de los cálculos utilizados para planear una misión espacial.

Como hemos mencionado, el lenguaje de programación escogido es el que utiliza MATLAB debido a la familiaridad que tenemos con el mismo y a la herramienta de creación de interfaces gráficas de usuario GUI con la que cuenta. En este capítulo se conjuntan los elementos teóricos de cada subsistema que hemos abordado a lo largo de los capítulos anteriores, utilizamos las fórmulas que hemos descrito y las programamos para crear una interfaz gráfica usable que permita realizar los cálculos que de otra forma serían largos y difíciles de realizar manualmente para cada una de las opciones de diseño que involucra el diseño de un satélite de telecomunicaciones

7.1 Estructura y Objetivo del Programa

El programa está formado por 4 módulos distintos, estos abarcan los subsistemas bajo estudio que delimitamos en el objetivo de trabajo de tesis y son:

- Módulo de Requerimientos
- Módulo del Subsistema de Comunicaciones
- Modulo del Subsistema Eléctrico
- Módulo del Subsistema de Propulsión

Cada módulo se desarrolla de forma independiente de los demás, pero existen ciertas relaciones entre módulos que se deben tomar en cuenta; el primer módulo, denominado Módulo de Requerimientos, recopila la información general de la misión satelital y los parámetros más relevantes al diseño del satélite como lo son la vida útil estimada, costo estimado, masa aproximada,

etc. y envía estos datos ingresados por el usuario a los otros tres módulos del programa; cada uno de los cuales utiliza esta información como datos de entrada en las ecuaciones de diseño y junto a los demás datos que ingresa el usuario relativos a cada módulo de subsistema, permite al programa calcular dos presupuestos finales, el presupuesto de masa del satélite, y el presupuesto de costo del satélite, para cada subsistema y como presupuestos totales finales. De esta forma el usuario puede comparar los valores estimados de costo y masa totales con los valores presupuestados con el programa y elegir qué parámetros de diseño, ya sea parámetros de misión ó específicos a algún subsistema, cambiar para ajustar sus necesidades

La arquitectura del sistema del tipo modelo vista controlador dividido en los 4 módulos descritos, esta arquitectura de software implica que los cálculos y funcionalidad del programa se encuentra en un archivo separado del archivo que modela el aspecto gráfico ó visual del programa. Se trabaja con este modelo arquitectónico de software ya que es el que nos proporciona la herramienta de desarrollo de interfaces gráficas de Matlab. Los archivos que contienen el código fuente que le dan funcionalidad a los módulos tienen una terminación .mat por defecto y son los archivos sobre los que se ha trabajado directamente; los archivos que contienen los elementos gráficos ó vista del programa tienen terminación .fig y son creados automáticamente por el IDE de Matlab, tenemos acceso a un control de alto nivel a la apariencia gráfica del programa con ayuda de la herramienta gráfica GUIDE descrita en el capítulo anterior, aunque no trabajamos directamente sobre este código fuente, la herramienta GUIDE modifica el código. Para cada módulo del programa se tienen un archivo .mat y uno .fig, es decir en total existen 8 archivos, que son los que conforman el programa, todos estos archivos son incluidos en el trabajo de tesis que acompaña a este documento.

7.2 Desarrollo del módulo de Requerimientos

Introducción

Esta es la primera sección del programa que se desarrolla, como ya se ha mencionado, la arquitectura del programa se descompone en 4 módulos funcionales que intercambian parámetros entre sí para calcular presupuestos finales; el módulo de Requerimientos se encarga de obtener los requisitos principales de la misión satelital que no corresponden directamente a la estructura física del satélite, pero que son parámetros importantes para el diseño de todos los componentes del satélite, estos parámetros son:

- Vida útil del satélite
- Masa aproximada deseada
- Costo aproximado
- Posición satelital dentro de la órbita geoestacionaria
- Altura de la órbita estacionaria
- Inclinación de la órbita de transferencia

Los cuatro primeros parámetros, vida útil, masa aproximada, posición satelital y costo aproximado son parámetros fundamentales que guían todo el diseño de todos los subsistema, por esta razón deben ser ingresados por el usuario. Los dos últimos parámetros de la lista, altura de la órbita estacionaria e inclinación de la órbita de transferencia corresponden a parámetros dados por el contratista ó la sección de la misión espacial encargada del cohete de lanzamiento del satélite, pero necesitan ser ingresados por el usuario al tratarse de parámetros utilizados por el subsistema de propulsión para la estimación de presupuesto de combustible ó propulsor. Como mencionamos en capítulos anteriores, el diseño de un satélite de telecomunicaciones no abarca el diseño de un mecanismo para ponerlo en órbita geoestacionaria desde tierra, existen mecanismos y toda un industria dedicada al desarrollo de cohetes espaciales para poner lo que denominan carga útil en alguna órbita cercana a la tierra del espacio, a partir de la cual la carga útil, en nuestro caso el satélite de telecomunicaciones, comienza a operar y a valerse por recursos y

comandos propios, sin embargo es importante conocer las condiciones en las que el satélite comienza a operar para estimar el combustible requerido; por esta razón los parámetros de altura de la órbita estacionaria e inclinación de órbita de transferencia, aunque no son parámetros de diseño del satélite, sino más bien valores que se obtienen de acuerdo a lo establecido en el proyecto más amplio de colocación de un satélite en órbita espacial, se deben incluir en este programa para el modelado físico de la aeronave.

Diseño de la interfaz de usuario

El diseño gráfico de la interfaz consta de una simple ventana que incluye cajas de texto y cuadros de texto estático en las que el usuario ingresa a través del teclado los valores de los parámetros de misión mencionados. Como característica de ingreso de estos datos, debemos asegurarnos que la interfaz solicite los parámetros que requiere para trabajar con unidades de medida claras y precisas de acuerdo a las fórmulas de diseño codificadas por el programa, además debe incluir algún mecanismo para delimitar el conjunto de posibles valores que se aceptan para cada parámetro, esto evitará errores de cálculo en las fórmulas codificadas y errores del programa en general.

En la siguiente tabla se muestran los pasos y elementos del diseño del módulo de Requerimientos

Tabla 7.1 Diseño del modulo de requerimientos.

Paso (s)	Fórmulas y referencias	Valores aceptados
1.Determinar requerimientos de misión y características del cohete lanzador	No existen fórmulas en este módulo, ya que solamente recaba información de diseño, pero para cada parámetro requerido se delimita la unidad de medida que tomará el programa	
Requerimientos de		

misión		De 1 a 20 años
Vida útil del satélite	En años	Valor tope x*
Costo aproximado	En dólares	Valor tope x*
Masa estimada	En kilogramos	Valor sin límite
Posición orbita	En grados [°]	De 0 a 90°
Requerimientos relacionados con el cohete lanzador		
Altura de órbita estacionaria	En kilómetros	Mínimo 100 km, máximo 500
Inclinación de órbita de transferencia	En grados [°]	De 0 a 360°

Características y Relaciones

El módulo ó ventana se muestra al inicio del programa, los valores con sus respectivas unidades son especificadas dentro de cuadros de texto estáticos en la ventana y el usuario ingresa los datos que desee, estos datos son almacenados en una estructura de tipo global al programa que de esta forma puede ser consultada por cualquiera de los otros módulos para obtener los datos necesarios.

Tabla 7.2 Estructura de almacenamiento de datos.

Estructura	Incluye	Usada por
req	req.vida_util req.masa_satelite req.costo_aprox req.posicion_orbital req.orbita_estacionaria req.inclinacion_transferencia	Comunicaciones, Eléctrico, Propulsión Propulsión Resultados Propulsión Propulsión Propulsión

Vista final del módulo

The screenshot shows a window titled "Requerimientos" with a menu bar containing "Requerimientos", "Comunicaciones", "Eléctrico", "Propulsión", and "Resultados". The main content area is titled "Requerimientos iniciales" and contains six stacked input fields, each with a label and a value:

- Vida util del satelite**: 7 años
- Masa del satelite (Kg)**: 5000
- Costo aproximado (dólares)**: 1000000
- Posición orbital del satelite (°)**: 75
- Altura de la orbita de estacionamiento (Km)**: 298
- Angulo de inclinacion de la orbita de transferencia (°)**: 25

Como podemos observar en cada cuadro de texto se incluyen espacios para ingresar los datos que el usuario requiera, se indican las unidades en las que cada dato es ingresado, y como podemos observar en la siguiente figura, emite mensajes de error si se ingresan valores o datos fuera de rango



Mensajes de error mostrados por el programa

La ventana de Requerimientos es el punto inicial de nuestro programa, al solo requerir de ingreso de datos no requiere de codificación compleja, sin embargo, la limitación de posibles valores ingresados por el usuario podría mejorar substancialmente en ediciones mejoradas del programa

7.3 Desarrollo del módulo del Subsistema de Comunicaciones

Introducción

El módulo de comunicaciones se diseña de acuerdo a las características del servicio de comunicación que ha de brindar a los clientes, los parámetros del subsistema que rigen el diseño del módulo son varios y muy complejos, por lo general un satélite de telecomunicaciones involucra muchos clientes con muy distintas necesidades de comunicación, necesidades que son cambiantes con el tiempo y con las condiciones del mercado de la industria de satélites, por esta razón hacer una petición de valores como velocidad de enlaces,

frecuencias de subida y bajada, probabilidad de bit en error y demás valores concernientes a características de enlaces de telecomunicaciones no se incluyen en este software, se toman valores típicos de potencia y eficiencia de amplificadores de transpondedores tomados de apuntes de clases como el seminario de titulación para realizar los presupuestos de masa y costo del subsistema.

Misión del Subsistema de Comunicaciones

Se puede decir que la misión del subsistema de Comunicaciones es la misión del satélite mismo, es decir brindar los servicios de comunicación deseados en base a parámetros de comunicación como ancho de banda, velocidad de transmisión, niveles de señal a ruido, etc. Este subsistema es la carga útil del aeronave, visto desde un punto de vista más general y los componentes de la carga deben diseñarse de acuerdo a las necesidades de comunicación.

La misión en particular del subsistema de comunicaciones es recibir las señales provenientes de la tierra y retransmitirlas de acuerdo a la forma como se diseña la red basada en satélites de la que el satélite forma parte, a un área ó región de la tierra delimitada. Los parámetros que se modifican en base a los requerimientos del subsistema incluyen tamaño de antenas, existencia ó no de procesamiento a bordo y características y número de transpondedores. En este trabajo de tesis se tomarán en cuenta las características de los transpondedores

Objetivo del módulo o ventana del software

El módulo de comunicaciones en nuestro programa le permitirá al usuario escoger el diseño de los transpondedores que forman parte del subsistema y tomará valores dados en clase de potencia de transpondedores y eficiencia de amplificadores para estimar la masa y costo del subsistema. Los parámetros con los que trabaja son limitados y no incluyen todo el universo de parámetros necesario para determinar valores de potencia de transpondedores requeridos, nuestro trabajo se enfoca en la fase de diseño, incluyendo parámetros como redundancia deseada en caso de fallo de transpondedores y número de canales deseados. Se deja abierta la posibilidad de incluir un módulo más

amplio que involucre parámetros más detallados que le permitan al usuario crear un presupuesto de potencia de transpondedor necesaria en el futuro, para este trabajo, nos enfocamos en la fase de diseño del subsistema.

Requerimientos y parámetros principales

- Vida útil del satélite
- No. de canales de comunicación
- Banda de trabajo de los transpondedores C, Ka o Ku
- Redundancia deseada en los transpondedores
- FIT de los componentes
-

Para fines prácticos de desarrollo del software, es un hecho que mientras más posibilidades de combinación entre número de canales, bandas de trabajo y redundancia del subsistema de comunicaciones más aumenta la complejidad del programa, además en el diseño del programa se tiene planeado, desplegar una imagen por cada combinación deseada de número de canales, combinación de bandas de operación y redundancia de los amplificadores, por esta razón hemos de limitar los valores posibles para cada uno de estos parámetros; los rangos de valores para los parámetros se muestran a continuación

Parámetro	Valores permitidos
Vida útil del satélite	Los mismos de Requerimientos
Número de canales	24 o 36 canales
Combinaciones de Banda de Operación	<ul style="list-style-type: none"> • Únicamente Banda C • Únicamente Banda Ka • Únicamente Banda Ku • Banda C y Banda Ku • Banda Ku y Banda Ka • Banda Ka y Banda C • Banda C, Banda Ka y Banda Ku
Redundancia	De 1 hasta 9 amplificadores de redundancia por bloque

Como podemos observar, la vida útil es un parámetro tomado del módulo de Requerimientos, los demás parámetros son manipulados por el usuario en la ventana de comunicaciones, pero con ciertas limitaciones en las opciones a escoger, se ha escogido darle la opción al usuario de escoger solo entre una configuración de 24 o una de 36 canales ya que si bien no es el número único de transpondedores posibles en un satélite, es el número de típico en varias configuraciones. Después tenemos las posibles combinaciones de banda de operación de los transpondedores, el programa le permitirá escoger al usuario entre utilizar solamente alguna de las bandas, C, Ka, y Ku o todas las combinaciones posibles con las mismas, de acuerdo a la combinación que se elija y al número de canales que se tengan, se mostrará en pantalla una repartición de transpondedores para cada banda de operación y finalmente se le permitirá al usuario agregar redundancia a cada bloque de transpondedores para incrementar la fiabilidad de los respectivos canales.

Como ya se mencionó, la combinación de la vida útil deseada del satélite, el número de canales de comunicación, y el FIT de los componentes combinados a través de las ecuaciones vistas en los capítulos anteriores determinan dos parámetros que son:

- Disponibilidad del canal
- Fiabilidad del canal

Estos dos parámetros afectan directamente la probabilidad de error de un canal, pero también afecta los otros dos presupuestos. Los parámetros descritos son manipulados por el programa para obtener un presupuesto de masa del subsistema, a partir del cual se calcula el presupuesto de costo. Las fórmulas involucradas en este proceso tienen que ver con la redundancia que se le quiera agregar a los transpondedores del satélite, pero los factores principales que determinan los presupuestos del subsistema son la banda de trabajo, C, Ka o Ku y el número de canales de comunicación, que se traduce en número de transpondedores, que se desea tener; los 4 parámetros entonces determinan los presupuestos y la probabilidad de error de un canal por bloque.

Existe una relación directa entre la frecuencia de trabajo de los transpondedores y su probabilidad de supervivencia, esta está dada por el FIT de un componente, para cada una de las frecuencias un mismo componente presentará un FIT ligeramente diferente, sin embargo esta diferencia es despreciable para los fines de cálculo del programa por lo que se toma una misma FIT para los componentes de las distintas bandas. Sin embargo, el parámetro de banda de trabajo de los transpondedores sí afecta directamente al presupuesto de potencia eléctrica requerida por el subsistema, como hemos visto en capítulos anteriores, la frecuencia de trabajo de los amplificadores de señal influye directamente en la eficiencia de los transpondedores y en la potencia de backoff, mientras mayor sea la potencia de trabajo del amplificador menor será su eficiencia y mayor su potencia requerida como regla general.

De esta forma, los valores o presupuestos determinados por el módulo del subsistema de comunicaciones son:

- Presupuesto de masa del subsistema de comunicaciones
- Presupuesto de potencia eléctrica
- Presupuesto de costo del subsistema de comunicaciones
- Probabilidad de error de un canal por bloque

Como regla general, la relación de probabilidad de error de canal es inversamente proporcional a la redundancia que se le agregue a los canales, y la relación de la redundancia agregada es directamente proporcional al costo y masa del subsistema; es decir, mientras mayor sea la redundancia implementada, menor será la probabilidad de que alguno de los canales falle al quedarse sin transpondedor, pero mayor será la masa del subsistema y por ende el costo del mismo. Los cálculos que nos llevan a esta relación están implementados en el programa, el desarrollo de un software de esta naturaleza le permitirá al usuario comprender esta relación existente entre los componentes del subsistema y le ayudarán a tomar una decisión acerca del punto de balance entre un sistema redundante con probabilidad de error mínima y costo adecuado.

Diseño de la interfaz de Usuario

En el diseño del programa se le da la opción al usuario de escoger una de las distintas combinaciones de banda de vida útil del satélite, número de canales, banda de operación de los distintos canales y redundancia posible por cada transpondedor. En la parte operacional del programa se tiene que usar únicamente una expresión matemática, pero el universo de posibilidades es muy amplio, de esta forma aunque la ecuación de diseño utilizada es únicamente una, las distintas combinaciones posibles hacen que tengamos un código muy largo, en la siguiente tabla se muestran los pasos para obtener la probabilidad de falla de canal y costo del satélite.

Tabla 7.4 Diseño del subsistema de comunicaciones.

Paso (s)	Fórmulas y referencias	Calculado/Tomado
1. Determinar requerimientos de misión y probabilidad de supervivencia del canal	Probabilidad de supervivencia de un canal $P(n) = e^{-P_{FIT} \cdot 10^{-9} \cdot n}$	
Requerimientos de misión	Donde $P(n)$ – Probabilidad de supervivencia de canal, o probabilidad de que no falle durante la vida útil del satélite.	Calculada por el programa
<ul style="list-style-type: none"> Vida útil del satélite (Tomada de Requerimientos) 	n – Es el número de horas totales para las que está dado el valor de FIT para los componentes	Calculada por el programa
Requerimientos del sistema	$n(\text{horas}) = \text{vidautil}(\text{años}) * 365(\text{días/año}) * 24(\text{horas/día})$	
<ul style="list-style-type: none"> Número de canales (Escogido por el usuario) Bandas de 	P_{FIT} – La suma de las FIT de los componentes en serie del transpondedor, calculada a su vez como:	Calculada por el programa

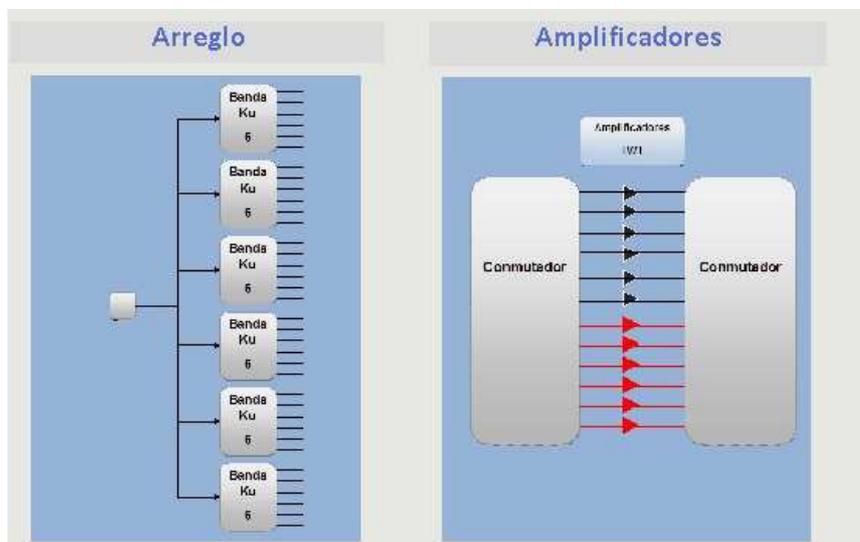
<p>operación (Escogidas por el usuario)</p> <ul style="list-style-type: none"> Redundancia por bloque (Escogida por el usuario) 	$P_{FIT} = FIT_{comp1} + FIT_{comp2} + \dots + \frac{FIT_{TWTA}}{N_R}$ <p>N_R – Amplificadores para el canal, incluyendo amplificador principal y amplificadores de redundancia escogidos</p> $P(err) = 1 - P(n)$ <p>$P(err)$ – Probabilidad de error de cada canal</p>	<p>Calculada por el programa</p> <p>Calculada por el programa</p>
<p>2. Determinar consumo de energía del subsistema de comunicaciones</p> <p>Requiere:</p> <ul style="list-style-type: none"> Potencia de transpondedores Eficiencia de transpondedores No. de canales ó Transpondedores 	$P_{com} = \frac{P_T}{\eta_T} n_T [KW]$ <p>Donde</p> <p>P_{com} – Potencia del subsistema de comunicaciones</p> <p>P_T – Potencia unitaria de transpondedor</p> $P_{bandaC} = 50 W$ $P_{bandaKu} = 200 W$ $P_{bandaKa} = 300 W$ <p>η_T – Eficiencia de amplificadores (igual para todos los amplificadores)</p> $\eta_{bandaC} = \eta_{bandaKa} = \eta_{bandaKu} = 0.556$ <p>n_T – No. de transpondedores o canales</p>	<p>Calculada por el programa</p> <p>Obtenida de valores de tablas</p> <p>Obtenida de valores de tablas</p> <p>Ingresado por el usuario</p>
<p>3. Determinar presupuesto de masa del subsistema</p>	$m = 2.6Kg (A_r) + 2.6Kg (A_t) + (N_t)M_t$ <p>A_r – amplificadores de redundancia</p> <p>A_t – amplificadores por transpondedor</p>	

	N_t – número de transpondedores M_t – masa de transpondedor seleccionado $2.6 Kg$ – masa típica de un amplificador TWTA	
--	---	--

Interfaz gráfica de usuario del subsistema de comunicaciones

- Sección de ingreso de parámetros

- Sección de diseño esquemático del subsistema



Sección de obtención de resultados

Costo y Probabilidad de Falla

La probabilidad de error de un canal por bloque es de:

El costo del subsistema es de:

- Vista completa final del módulo

The screenshot shows a software window titled 'comunicaciones1' with a menu bar containing 'Requerimientos', 'Comunicaciones', 'Electrico', 'Propulsion', and 'Resultados'. The main interface is titled 'Subsistema de Comunicaciones' and is divided into several sections:

- Vida util del satelite (años):** A text input field.
- Canales:** Two radio buttons for '24 canales' and '36 canales', with '36 canales' selected.
- Bandas:** A dropdown menu for 'Selecciona la banda de operacion' (set to 'Desactivado') and another dropdown for 'Banda Ku' (set to 'Banda Ku'). Below it, a text field displays 'El arreglo sera de 6x6'.
- Redundancia:** A dropdown menu set to '6 amplificadores de redundancia por bloque'.
- Arreglo:** A diagram showing a central node connected to six vertical nodes, each labeled 'Banda Ku 6'.
- Amplificadores:** A diagram showing two 'Commutador' blocks connected to a central 'Amplificadores (W)' block. Red arrows indicate signal flow from the amplifiers to the commutators.
- Costo y Probabilidad de Falla:** A summary section with two text input fields for 'La probabilidad de error de un canal por bloque es de:' and 'El costo del subsistema es de:', and 'Limpiar' and 'Calcular' buttons.

7.4 Desarrollo del módulo del Subsistema eléctrico

Introducción

En esta sección se detallan los objetivos del módulo de Subsistema Eléctrico en desarrollo de acuerdo a la misión u objetivo principal del subsistema eléctrico de un satélite de telecomunicaciones. Además se detalla el proceso de determinación de los presupuestos principales, los parámetros tomados en cuenta para esto, y los alcances y límites del módulo de software desarrollado con sus respectivas justificaciones

Misión del subsistema de eléctrico

- Fungir como proveedor de energía continua e in interrumpible para las distintas cargas eléctricas del satélite
- Controlar y distribuir energía eléctrica a los distintos sitios de la aeronave
- Objetivo del módulo o ventana del programa desarrollado
- Proporcionar un estimado o presupuesto veraz de la masa total y el costo total del subsistema de propulsión eléctrica, basándonos en los parámetros que impactan en mayor medida estas dos características

Requerimientos y Parámetros principales

Los requerimientos principales que afectan el modelo final y presupuesto del subsistema son:

- Requerimientos de energía del satélite
- Existencia de Propulsión Eléctrica

Los parámetros de diseño del subsistema que se modelan en base a los requerimientos principales son:

- Paneles solares
- Baterías
- Distribución de la energía

Los parámetros de diseño determinan los dos presupuestos de diseño que son el objetivo del desarrollo de este módulo

- Presupuesto de masa del subsistema
- Presupuesto de costo del subsistema

Diseño de la interfaz de usuario

La interfaz de usuario que desarrollaremos para este módulo trabajará con los requerimientos del subsistema para determinar los detalles de los parámetros principales a través de fórmulas de diseño y de esta forma obtener los presupuestos de masa y costo estimados.

Pasos del diseño del módulo del subsistema eléctrico

1. Identificación de requerimientos generales de la misión

- Tipo de misión: GEO por default
- Tiempo de vida de la misión: definida por el usuario a través del módulo o ventana Requerimientos
- Definición de la carga útil: Subsistema de telecomunicaciones por default
- Configuración de los demás subsistemas: Exento, solamente tratamos comunicaciones, eléctrico y propulsión
- Potencia de consumo promedio del satélite: Dividida en potencia requerida por la carga o subsistema de comunicaciones, y la potencia requerida por los demás subsistemas

Los parámetros de la ventana de requerimientos iniciales que este módulo del programa necesita para realizar cálculos son:

- Tiempo de vida de la misión. De Requerimientos
- Requerimientos de potencia del sistema de comunicaciones. De Comunicaciones

- Requerimientos de potencia del sistema de propulsión. De propulsión
- Requerimientos de los demás subsistemas. Por default

2. Definición de parámetros modificables

Los parámetros que el programa permitirá ingresar o seleccionar de una lista desplegable de opciones al usuario se dividen en el elemento del subsistema que se trate; existen parámetros de celda solar, de batería y de administración de la energía

Parámetros modificables por el usuario

De las celdas solares:

- Material de la celda
- Factor de celda
- Peso
- Eficiencia teórica [EOL]
- Eficiencia de cableado de paneles
- Eficiencia o factor de sombreado
- Factor de Empaquetamiento (Packing Factor)

De las baterías

- Material o combinaciones de elementos químicos
- Densidad de descarga
- Eficiencia de carga
- Eficiencia de descarga
- Profundidad de descarga (DOD)
- Voltaje de descarga

- Margen de diseño

De la administración de energía

- Administración Peak Power Tracking
- Administración Constant Discharge

3. Implicaciones de parámetros escogidos en las características de la fuente de poder, baterías y administración de energía

Se escogen Paneles Solares por default al tratarse de satélite de telecomunicaciones

En base a los parámetros modificables por el usuario, el programa calculará:

Sobre los paneles solares

- Masa de paneles
- Área del panel: calculada por el programa

Sobre las baterías

- Capacidad de las baterías
- Masa de las baterías

Sobre la administración de la energía

- Solamente influye en la eficiencia de descarga de las baterías, no tiene un resultado directo en el presupuesto del subsistema

4. Determinación de existencia de Propulsión eléctrica

Influye añadiendo potencia extra inicial a los requerimientos de potencia del subsistema, si no existe, no influye en el presupuesto de masa ni costo del subsistema

Tabla de diseño del subsistema eléctrico

A continuación se muestra en forma de tablas, el proceso de diseño usado, en ella se incluyen fórmulas usadas por el programa en cada una de las distintas etapas, el significado de las variables incluidas en las fórmulas y un indicador si la variable es valorizada a partir de un valor ingresado por el usuario ó si es una constante del programa, los valores constantes pueden ser modificados para ser ingresados por el usuario en una versión futura del programa.

Tabla 7.5 Diseño del subsistema de eléctrico.

Paso	Fórmulas y referencias	Calculado/Obtenido
1. Determinar requerimientos y constantes	Potencia del promedio y pico del subsistema de telecomunicaciones	Del módulo de comunicaciones
Potencia promedio requerida durante el día y durante eclipses	<p>Potencia promedio y pico de los demás subsistemas</p> $P_t = \sum_{i=1}^n n_i \frac{P_i}{\eta_i}$ <p>P_t es potencia de los transmisores</p> <p>n_i es el número de transmisores</p> <p>η_i – Eficiencia de los amplificadores</p> $P_T = aP_t, \quad a = 1.05$ $P_h = P_{h0} + P_{he} + hP_T$ <p>P_h – Potencia housekeeping (Propulsión, TT&C, térmico, altitud, etc.)</p>	<p>Del módulo de comunicaciones</p> <p>Del módulo de comunicaciones</p> <p>Obtenido de ejemplos de diseño*</p>
2. Determinar la cantidad de potencia que debe ser producida por las celdas solares	$P_e = \frac{(e + h)P_T + P_{h0} + P_{he}}{\eta_d}$ <p>e – factor de eclipse</p> <p>h – proporción housekeeping</p> <p>P_T – Potencia transpondedores</p>	<p>Obtenido de tablas</p> <p>Obtenido tablas</p> <p>De comunicaciones</p> <p>De ejemplos</p>
Potencia requerida durante eclipses		
Potencia de carga de las		

baterías	<p>P_{h0} Potencia de housekeeping</p> <p>P_{he} – Potencia sistema térmico durante eclipses</p> <p>η_d – Eficiencia de descarga</p> $P_c = \frac{P_e t_e}{\eta_c t_c}$ <p>P_e – Potencia durante eclipse</p> <p>t_e – duración de eclipse max</p> <p>η_c – Eficiencia de carga</p> <p>P_c- Potencia de carga de bateria</p> <p>t_c – Tiempo de carga de la batería</p> $P = k(P_T + P_h + P_c)$	<p>De ejemplos</p> <p>Según Distribución eléctrica</p> <p>Anterior fórmula</p> <p>1.2 horas</p> <p>Según distribución eléctrica</p> <p>Duración del eclipse</p>
Seleccionar el tipo de celda solar	<p>Opciones delimitadas por el programa</p> <ul style="list-style-type: none"> • Silicio • GaAs • Multiunión <p>Datos de cada tipo de material</p> <ul style="list-style-type: none"> • Factor de celda • Peso • Eficiencia teórica [EOL] • Factor de Empaquetamiento (Packing Factor) 	<p>Escogido por el usuario</p> <p>De acuerdo al material</p> <p>De acuerdo al material</p> <p>De acuerdo al material</p> <p>Tomado de RW1</p>
Determinar potencia BOL y EOL de las celdas por unidad de área	$G = \frac{\cos \delta}{r^2} \Phi = F\Phi$ <p>G- Densidad de flujo solar</p> <p>Φ –Flujo de radiación solar a 1 UA = 1360W/m²</p> <p>δ –ángulo de incidencia del sol</p>	<p>Calculada por el programa</p> <p>Constante</p> <p>De tabla</p> <p>De tabla</p>

	<p>r – distancia del sol a la tierra</p> <p>F- factor estacional</p> $P_{sc} = \eta_{sc}\eta_{cg}GA_{sc}$ <p>P_{sc} –potencia generada por una sola celda solar</p> <p>η_{sc} –Eficiencia de la celda</p> <p>η_{cg} –eficiencia de cubierta de vidrio</p> <p>A_{sc} –Área de celda solar</p>	<p>De tabla</p> <p>Calculada por el programa</p> <p>De acuerdo al material</p> <p>De acuerdo al material</p> <p>Calculada por el programa</p>
Determinar el número total de celdas en el arreglo necesarias	$N = \frac{g}{\eta_w\eta_\alpha S} \left(\frac{P}{P_{sc}} \right)$ <p>g – factor geométrico de área iluminada</p> <p>η_w –Eficiencia de cableado de panel</p> <p>η_α –pérdida por posición del satélite</p> <p>S –factor de ensombrecimiento</p>	<p>g=1 para estabilización 3 De acuerdo a administración</p> <p>Dato constante</p> <p>Ingresado por el usuario</p>
Estimar el área del arreglo de paneles	$A = \frac{gP}{G\eta_{sc}\eta_{cg}\eta_w\eta_\alpha S f}$ <p>f –packing fraction</p>	<p>Calculada por el programa</p> <p>Tomado de RW1</p>
Estimar la masa del arreglo de paneles	$M_{pp} = M_a + M_b + M_c$ <p>M_{pp} –Masa del subsistema eléctrico</p> <p>M_a –Masa del arreglo de paneles</p> <p>M_c –Masa del sistema de distribución</p> <p>M_b –Masa de las baterías</p> $M_a = \frac{sP_a}{\gamma} + 10$ $M_c = 0.01P_a + 10$ $M_b = \frac{U}{\beta}$	<p>Calculado por el programa</p>

	γ –factor de arreglo W/kg β –factor de batería Wh/kg s –factor de giro	De acuerdo al material De acuerdo al material $s=1$ para estabilización triaxial
Calcular precio de paneles y adjuntarlo al reporte	Masa sistema*Costo por kilo	Calculada por el programa
Mandar información de masa para el reporte de masa total del satélite	*	*

Alcances y límites

El costo de cada unitario de cada componente del subsistema, es un factor que ayudaría a estimar un costo más aproximado al valor real final del subsistema eléctrico, la obtención de estos datos queda fuera del alcance de este programa al tratarse en muchas ocasiones de costos o valores cambiantes en el tiempo, de acuerdo a los distintos fabricantes de componentes y cuyo precio informativo se mantiene bajo resguardo a profesionales de la industria aeroespacial. Por esta razón, para los fines del programa, para realizar el cálculo de costo se toma la masa total del subsistema y se multiplica por valores de costo dados en (dólares/kilogramo) a los que se tiene acceso, bajo la primicia de que es un valor cambiante con el tiempo y año fiscal, así como con el precio de los componentes que nos proporciona un valor aproximado con un margen de error dado.

Interfaz gráfica del módulo del subsistema eléctrico

Requisitos Iniciales y sección de Administración de la energía y propulsión eléctrica



- Sección de características de las celdas solares

Características de las Baterías

Tipo densidad de energía [Wh/kg] Eficiencia de carga

Profundidad de descarga [%]

Voltaje de descarga [Vdc]

Margen de diseño k

Eficiencia de descarga [%]

- Sección de las características de las baterías

Características de las celdas solares

Material Factor de celda [W/m²] Peso [kg/m²]

Eficiencia de celda [EOL]

Eficiencia de cubierta de vidrio

Eficiencia de cableado de paneles

Eficiencia de sombreado

Packing Factor

- Sección de presupuestos finales

Área de Páneles [m²]

Masa de Páneles [kg]

Capacidad de baterías

Masa de Baterías [kg]

Masa Distribucion de energia [kg]

Masa Total del Subsistema Electrico [kg]

- Vista completa final de la interfaz de usuario

7.5 Desarrollo del módulo del Subsistema de propulsión

Introducción

El sistema de propulsión se encarga de dos tareas fundamentales: la primera es realizar las maniobras necesarias para colocar al satélite en su órbita final instantes después de ser liberado por el cohete lanzador, y la segunda, una vez en órbita es llevar a cabo las maniobras necesarias para el correcto posicionamiento y orientación del satélite de telecomunicaciones (housekeeping) durante su vida útil.

Misión del subsistema de propulsión

Fungir como proveedor de energía cinética continua e ininterrumpible para las distintas maniobras que requiera realizar el satélite

Controlar y distribuir la energía, ya sea química o eléctrica, provista por los distintos propulsores a los distintos motores, turbinas y subsistemas de acuerdo a lo que el sistema de Telemetría y Comando indique.

Objetivo del módulo o ventana del programa desarrollado

Proporcionar un estimado de la cantidad de masa de propulsor requerida para la misión satelital, así como la masa del sistema de propulsión que incluye turbinas, mangueras, válvulas, etc., en base a las maniobras que requiere realizar el satélite.

Descripción de las maniobras

- Maniobras en la órbita de transferencia
- Para entrar a la órbita de transferencia

La órbita que describe el satélite desde que es liberado por el cohete inicial hasta que es colocado en la órbita geoestacionaria recibe el nombre de órbita de transferencia. Por esta razón el trabajo que realiza el subsistema de propulsión comienza desde los primeros momentos que el satélite se mueve con independencia del cohete lanzador y el combustible que cargue en sus tanques de almacenamiento debe ser suficiente para satisfacer esta necesidad.

Generalmente el empuje necesario para liberar al satélite del cohete lanzador es generado por el mismo cohete lanzador; dado que el empuje necesario para que el satélite cambie de su órbita circular, la de la órbita de estacionamiento, a la órbita elíptica de transferencia es muy grande y que este tipo de cohetes cuentan con grandes reservas de combustible y tanques que después de liberar su carga útil regresan a la tierra; es conveniente que el cohete sea quien de el empuje al satélite para entrar a la órbita de transferencia, de otra forma el satélite debería llevar en sus tanques espacio extra para el combustible requerido por este primer empuje; espacio que podría significar problemas de diseño del tamaño de los satélites y que no es eficiente. Estos requerimientos de incremento de velocidad y combustible necesario están incluidos en los cálculos del programa pero se incluye una nota mencionando que no forman parte del presupuesto del subsistema de propulsión del satélite, aunque este

combustible es gastado por cohete lanzador, al final de cuentas es un gasto de maniobra y combustible que la compañía lanzadora de cohetes cobra y que entra indirectamente en los gastos necesarios para poner en órbita al satélite.

- Para entrar a la órbita geoestacionaria

Como sabemos, una vez puesto en la órbita de transferencia, el satélite puede dar una ó varias vueltas alrededor de la tierra para que durante este tiempo el equipo que dirige la misión en tierra haga las pruebas de estatus y calidad de los componentes del satélite necesarias para asegurarse de que el satélite no ha recibido daños graves durante su etapa de carga útil del cohete lanzador; si la misión puede continuar, entonces se preparan maniobras para la realización del segundo empuje del satélite que habrá de colocarlo en la órbita geoestacionaria. Pero como mencionamos, el satélite gira más de una vez alrededor de la órbita de transferencia para la revisión de sus subsistemas, durante este tiempo empiezan los requerimientos de propulsión del satélite debido a que se requiere combustible para mover el satélite si es necesario y de esta forma orientar el apuntamiento de antenas del satélite, control de altitud y velocidad, etc. Este combustible que invariablemente debe ser aportado por el combustible de los tanques del satélite también se debe tomar en consideración en el presupuesto; sin embargo hacer un cálculo exacto de la cantidad requerida es muy complicado ya que es dependiente del entorno que el satélite encuentre a su paso por la órbita de transferencia y a la cantidad de vueltas que deba dar alrededor de la órbita de transferencia, por esta razón se incluye un valor aproximado obtenido de distintas fuentes de información que proporcionan valores dados obtenidos de la experiencia de misiones anteriores. Esta maniobra es determinada por el subsistema TTC pero requiere del subsistema de propulsión para llevarse a cabo, como se menciona, se realizan maniobras de control de posición durante toda la vida del satélite.

Sin embargo el gasto de combustible principal hecho por el satélite se tiene en la maniobra de posicionamiento en órbita geoestacionaria. Esta maniobra ocurre en el apogeo de la órbita de transferencia y dado que requiere una gran cantidad de combustible, un cálculo aproximadamente exacto del combustible

requerido nos puede resultar en grandes beneficios de costo, este cálculo es realizado por el programa.

Finalmente, es importante mencionar que hablamos de combustible y de motor de combustible para los requerimientos de esta órbita, dado que la tecnología de propulsión eléctrica no es capaz hoy en día de proporcionar las magnitudes de incremento de velocidad que se requieren para esta maniobra

- Maniobras en la órbita geoestacionaria

Maniobras norte-sur y este-oeste

Las maniobras requeridas para mantener al satélite en posición orbital se mencionaron en los capítulos anteriores y se dividen en maniobras norte-sur y este-oeste, ambas maniobras involucran generalmente incrementos de velocidad menores a los del motor de apogeo, alrededor de 500 (m/s). Por esta razón el uso de un sistema de propulsión eléctrica es posible para la realización de estas maniobras y es una opción que el programa da para hacer los cálculos del subsistema de propulsión.

- Maniobras de control de altitud o posición

El cálculo de las maniobras del sistema de control de altitud corresponde al subsistema TTC, el cálculo del tiempo necesario y la orden de encendido de los motores indicados para lograr cierto posicionamiento corresponde a este sistema, pero se relaciona directamente con el subsistema de propulsión al involucrar los distintos motores colocados en el satélite; los cálculos de este subsistema quedan fuera del alcance de este trabajo de tesis y por lo tanto no se pueden determinar exactamente, sin embargo un cálculo aproximado dado de información de tablas de distintas fuentes se usará para incluir la masa de propulsor aproximada necesaria para estas maniobras.

Requerimientos y parámetros clave

De acuerdo a la descripción anterior, podemos dividir el subsistema de propulsión en varios motores o conjuntos de motores, que se pueden clasificar de acuerdo a la necesidad de empuje que satisfacen y que podrían usar cada uno un tipo de motor diferente

Un motor de empuje de apogeo basado forzosamente en combustión química usando ya sea combustible sólido, o bipropulsor como la combinación MMH/N₂O₄ que es la más típicamente utilizada en misiones de satélites de telecomunicaciones. (Se descarta el mono propulsor para esta etapa al tampoco ofrecer el empuje requerido)

Un motor para maniobras norte-sur, este-oeste y maniobra de fin de vida del satélite basado ya sea en motores de mono propulsor como la hidracina N₂H₄ o el peróxido de hidrógeno H₂O₂, bi propulsor o motores eléctricos de Ion con Xenón como propulsor. (un combustible sólido no es usado en estas maniobras ya que no necesitan tanto empuje como el que dan en general los motores de combustible sólido)

Motores de control de posición bajo el comando del subsistema TTC, dependiendo del tamaño del satélite pueden ser alrededor de 10 o 12 motores de 10 Newton de empuje nominal y alrededor de .5 kg de masa cada uno, que usen cada uno ya sea combustible mono-propulsor o bipropulsor

Propulsión eléctrica ó química

Como se mencionó, la propulsión eléctrica no es usable para maniobras de posicionamiento orbital que dependiendo de la altura de la órbita de estacionamiento inicial puede llegar a requerimientos de incremento de velocidad de hasta 2.7 km/s, por esta razón para esta etapa solamente se puede tener propulsión química con propulsor líquido ó sólido. Como para la segunda etapa se pueden tener ya sea propulsión eléctrica o química, surgen varias opciones de diseño para los diferentes motores del subsistema de propulsión

El propulsor sólido tiene un empuje mucho mayor que los propulsores líquidos ya sea mono-propulsor o bipropulsor sin embargo estos combustibles son usados en motores que suelen ser muy pesados y poco eficientes para maniobras de control de *housekeeping* (maniobras norte-sur y este-oeste), además de ser tecnologías que están quedando en desuso para uso de satélites de telecomunicaciones, por esta razón el programa no involucrará el uso de algún propulsor sólido.

Por otro lado pese a la ventaja en impulso específico del propulsor que involucra usar propulsores como el Xenón para motores de propulsión eléctrica, los motores que lo utilizan están en fase de investigación y aunque ya comienzan a utilizarse en misiones de satélites de telecomunicaciones aún son complejos y costosos por lo que solo se usan para maniobras de *housekeeping*, para maniobras de control de altitud que involucran muchos motores en distintas partes del satélite aún no se considera la mejor opción.

De igual forma, la diferencia entre usar un mono-propulsor o bipropulsor es la complejidad y peso del motor requerido, un motor de mono-propulsor es más simple y por tanto más ligero que un motor bipropulsor, además de que el Isp del bipropulsor es más alto que el del mono-propulsor. De esta forma, un diseño lógico implicaría que si se utiliza un motor de bipropulsor para alguna de las etapas de propulsión, la instalación de un motor de mono propulsor extra para alguna otra etapa implicaría un diseño poco eficiente, si ya se tiene un motor de bipropulsor para que instalar otro de mono propulsor, es mejor utilizar el mismo sistema si ya se ha instalado uno; ocurre algo similar con el motor de mono propulsor, si se ha escogido un motor de mono-propulsor para reducir costos en alguna etapa de propulsión, el costo de instalación de un motor de bipropulsor adicional para alguna otra etapa de propulsión sería un gasto que podría resultar anulando el ahorro en motor mono-propulsor que se tenía. Por esta razón es recomendable, más no mandatorio, que el diseño de motor sea únicamente mono-propulsor o únicamente bipropulsor para todas las etapas de propulsión en las que se use.

Así, las opciones de diseño óptimo se reducen, quedando fuera los combustibles sólidos, fuera los propulsores eléctricos para control de altitud, fuera los mono propulsores para la etapa de propulsión de apogeo y la opción de usar mono-propulsores o bipropulsores sin combinación de ambos para las etapas que se requiera. De esta forma, finalmente se reducen las opciones de combinación de motores de propulsión:

Cuatro sistemas diferentes para cada etapa de propulsión

- Motor de apogeo basado en un motor bipropulsor de MMH/N₂O₄
- Sistema de propulsión eléctrica para maniobras de housekeeping basado en sistemas de Xenón
- Motores de control de altitud basados en bipropulsor MMH/N₂O₄
- Sistema Unificado de Propulsión química basada en bipropulsor MMH/N₂O₄ capaz de realizar las distintas etapas de propulsión, una turbina de gran empuje para la maniobra de apogeo y varias turbinas de menor empuje para el resto de las maniobras

En la primera opción, se deja de lado utilizar un mono propulsor para control de altitud al requerirse forzosamente un motor de bipropulsor para la maniobra de apogeo por la razón que ya se había mencionado

En base a lo anterior la interfaz le permitirá al usuario escoger propulsión eléctrica ó no, si lo hace el sistema utilizará esta para maniobras de *housekeeping* y algún otro bipropulsor para las otras etapas de propulsión, si no lo hace, el mismo bipropulsor se usará para todas las maniobras con el cambio en impulso específico inherente al uso de los propulsores químicos.

Diseño de la interfaz de usuario

El módulo de propulsión calcula la cantidad de combustible que se requerirá para una misión de satélite de telecomunicaciones dados los siguientes valores de entrada

Datos recogidos del módulo de Requerimientos

- Vida útil del satélite
- Masa total del satélite deseada del satélite
- Posición orbital
- Altura de la órbita de estacionamiento

Cálculos del programa

- Incremento de velocidad en el perigeo de la Órbita de Transferencia requerida*
- Incremento de velocidad en el apogeo de la Órbita de Transferencia requerida
- Incremento de velocidad para maniobras norte-sur
- Incremento de velocidad para maniobras este-oeste
- Incrementos de velocidad para control de altitud

Parámetros modificables por el usuario (Parámetros de los propulsores)

- Propulsión usada (Química ó eléctrica y química)
- Tipo de Propulsor e Isp asociado
- Motores ó máquinas asociados al propulsor y masa de motores
- Presupuestos de diseño obtenidos como datos de salida del módulo
- Masa de propulsor requerido
- Masa del subsistema de propulsión
- Masa restante posible para usar en los demás subsistemas de acuerdo a la masa de propulsor

Tabla de diseño del subsistema de propulsión

En la siguiente página se muestran los pasos en el diseño del subsistema que se han mencionado, con las fórmulas utilizadas, las variables y la fuente de información de las distintas variables de forma similar a como se hizo con el subsistema eléctrico

Tabla 7.6 Diseño del subsistema de propulsión.

Paso	Fórmulas y referencias	Nuestro diseño
1. Listar maniobras de propulsión que se requieren satisfacer	Todas las maniobras utilizan la ecuación de cohete $\Delta m_p = m_f \left[\exp\left(\frac{\Delta v}{I_{SP} g}\right) - 1 \right] [kg]$	Calculada por el programa (no incluida en masa de satélite)
Maniobra de empuje a órbita de transferencia en perigeo	Donde Δm_p – Es la cantidad de propulsor requerido para la maniobra [kg]	Calculado
Maniobras de control de altitud en la órbita de transferencia	m_f – Es la masa final del satélite después de la maniobra [kg]	Calculada por el programa
Maniobra de encendido de motor de apogeo	Δv – Es el incremento de velocidad de la maniobra [kg]	Calculada por el programa
Maniobras de control de altitud en órbita	I_{SP} – Impulso específico del propulsor [segundos]	Ingresado por el usuario
Maniobras de corrección norte-sur	g – Gravedad de la tierra $\left[\frac{kgm}{s^2}\right]$	Valor constante igual a 9.81 m/s ²
Maniobras de corrección este-oeste		
Maniobras al final de la vida útil		
2. Calcular incrementos de velocidad necesarios	Velocidad de la órbita de estacionamiento $v_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1} \left[\frac{km}{s}\right]}$ v_1 – Velocidad de la órbita de estacionamiento μ – Constante de gravitación Universal = 398600.5 $\frac{km^3}{s^2}$ r_1 – Radio de la órbita de estacionamiento $r_1 = r_E + h [km]$	Calculada por el programa Calculada por el programa Constante Calculada por el programa

r_E – Radio de la tierra [km]	Constante
h – Altura de la órbita de estacionamiento [km]	Tomada de Requerimientos
Velocidad de la órbita geostacionaria CONSTANTE	Calculada y constante
$v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} = 3.075 \left[\frac{km}{s} \right]$	
v_2 – Velocidad de la órbita geostacionaria	Calculada por el programa
r_2 – Radio de la órbita geostacionaria = 42164 [km]	Calculada y constante
Velocidad requerida en perigeo para órbita transferencia	Calculada por el programa
$v_p = \sqrt{\frac{2\mu r_a}{(r_a + r_p)r_p}} \left[\frac{km}{s} \right]$	
v_p – Velocidad de perigeo	Calculada por el programa
$r_a = r_2$ – Radio de apogeo de la órbita de transferencia [km]	
$r_p = r_1$ – Radio de perigeo de la órbita de transferencia [km]	
Velocidad que se tiene en el apogeo de la órbita de transferencia	
$v_a = \frac{r_p}{r_a} v_p \left[\frac{km}{s} \right]$	
v_a – Velocidad que se tiene en el apogeo	Calculada por el programa
Incremento de velocidad en el	

	<p>perigeo</p> $\Delta v_1 = v_p - v_1 \left[\frac{km}{s} \right]$ <p>Incremento de velocidad en el apogeo</p> $\Delta v_2 = \sqrt{v_2^2 + v_a^2 - 2v_2v_a \cos i} \left[\frac{km}{s} \right]$ <p>i –Ángulo de inclinación de órbita de transferencia [°]</p>	<p>Calculado por el programa</p> <p>Calculado por el programa</p> <p>Obtenido de requerimientos</p>
3.Calcular el incremento de velocidad requerido para <i>housekeeping</i>	<p>Maniobra norte-sur</p> $\Delta v = v \left(\frac{\Delta i}{\Delta t} \right)_{av} \frac{\pi}{180^\circ} T_L \left[\frac{m}{s} \right]$ <p>v – Velocidad de la órbita geostacionaria $\left(\frac{\Delta i}{\Delta t} \right)_{av}$ – Deriva de inclinación promedio = 0.850 $\left[\frac{^\circ}{año} \right]$ Valor Tablas T_L – Tiempo de vida del satélite [años]</p> <p>Maniobra este-oeste</p> $\Delta v = 1.76 \text{sen} 2(\lambda + 14.9^\circ) T_L \left[\frac{m}{s} \right]$ <p>λ – Posición orbital del satélite [°]</p>	<p>Calculado por el programa</p> <p>De tablas</p> <p>Tomado de requerimientos</p> <p>Calculado por el programa</p>
3.Seleccionar combinación de propulsores	<p>Para posicionamiento en órbita</p> <ul style="list-style-type: none"> • Propulsor químico sólido • Propulsor químico líquido bipropulsor <p>Para maniobras de control de <i>housekeeping</i></p> <ul style="list-style-type: none"> • Propulsor eléctrico • Propulsor químico mono propulsor • Propulsor químico bi propulsor <p>Para maniobras de control de altitud</p> <ul style="list-style-type: none"> • Propulsor químico mono 	<p>Escogido por el usuario</p> <p>Escogido por el usuario</p> <p>Escogido por el usuario</p>

	<p>propulsor</p> <ul style="list-style-type: none"> • Propulsor químico bi propulsor 	
4. Calcular combustible requerido para maniobras	$\Delta m_{pos} = m_f \left[\exp \left(\frac{\Delta v_{pos}}{I_{SP} g} \right) - 1 \right] [kg]$ <p>Δv_{pos} – Incremento de velocidad para posicionamiento</p> $\Delta m_{house} = m_f \left[\exp \left(\frac{\Delta v_{house}}{I_{SP} g} \right) - 1 \right] [kg]$ <p>Δv_{house} – Incremento de velocidad para housekeeping</p> $\Delta m_{altitud} = m_f \left[\exp \left(\frac{\Delta v_{altitud}}{I_{SP} g} \right) - 1 \right] [kg]$ <p>$\Delta v_{altitud}$ – Incremento de velocidad para control de altitud</p>	<p>Calculado cada uno por el programa</p> <p>Calculado por el programa</p> <p>Calculado por el programa</p>
5. Calcular presupuesto total de combustible	$m_{prop} = m_{pos} + m_{house} + m_{altitud}$ <p>m_{prop} – Propulsor total</p> <p>m_{pos} – Propulsor requerido para posicionamiento</p> <p>m_{house} – Propulsor requerido para maniobras de housekeeping</p> <p>$m_{altitud}$ – Propulsor requerido para maniobras de control de altitud</p>	<p>Calculada por el programa</p> <p>Calculada por el programa</p> <p>Calculada por el programa</p> <p>Calculada por el programa</p>
6. Calcular masa total del subsistema	$m_{subsistema} = m_{prop} + m_{eng}$ $m_{eng} = m_{e_{pos}} + m_{e_{house}} + m_{e_{alt}}$ <p>$m_{subsistema}$ – Masa total del subsistema de propulsión</p> <p>m_{eng} – Masa de los motores de cada etapa</p> <p>$m_{e_{pos}}$ – Masa del motor de posicionamiento AKM</p>	<p>Calculada por el programa</p> <p>Calculada por el programa</p> <p>Seleccionada por el usuario, valor tomado de tablas</p> <p>Seleccionada por el</p>

	me_{house} – Masa del sistema o motor de housekeeping	usuario, valor tomado de tablas
	me_{alt} – Masa del motor(es) del sistema de control de altitud	Seleccionada por el usuario, valor tomado de tablas

Interfaz del módulo de propulsión

- Sección de Requerimientos para maniobras de posicionamiento

Requerimientos para maniobras de posicionamiento

Propulsor ▼ Modelo/Nombre del Sistema

Masa [kg]

Isp [sec]

Combustible requerido en perigeo

Incremento de Velocidad [km/s] 2.5139

Combustible requerido [kg]

Combustible requerido en apogeo

Incremento de Velocidad [km/s] 1.4989

Combustible requerido [kg]

Combustible total para posicionamiento [kg]

- Sección de Requerimientos para maniobras de *housekeeping*

Requerimientos para maniobras de housekeeping

Eléctrica Propulsor ▼
 Química UPS Propulsor ▼

Motor/Sistema -

Masa[kg] -

Isp -

Motor/Modelo -

Masa [kg] -

Isp -

Maniobras Norte-Sur

Incremento de velocidad [m/s]

Propulsor requerido [kg]

Maniobras Este-Oeste

Incremento de velocidad [m/s]

Propulsor requerido [kg]

Combustible total housekeeping [kg]

Sección de Requerimientos para maniobras de control de altitud y Recuadro de masas finales

Masa total de propulsor	
Masa total de turbinas, mangueras y conexiones	
Masa total del subsistema de propulsion	
Masa seca del satelite	

Requerimientos para maniobras de control de altitud	
Incremento de velocidad promedio requerido [m/s]	
Combustible total control de altitud [kg]	

Limpiar	Calcular
----------------	-----------------

- Interfaz completa

The screenshot shows the 'propulsion1' software interface. The main window title is 'propulsion1' and the menu bar includes 'Requerimientos', 'Comunicaciones', 'Eléctrico', 'Propulsión', and 'Resultados'. The central panel is titled 'Subsistema de Propulsión' and is divided into several sections:

- Requerimientos para maniobras de posicionamiento:** Includes a 'Propulsor' dropdown, 'Modelo/Nombre del Sistema', 'Masa [kg]', and 'Isp [sec]' fields. It also shows calculated values for 'Incremento de Velocidad [km/s]' (2.5139) and 'Combustible requerido [kg]' for both perigee and apogee, along with a 'Combustible total para posicionamiento [kg]' field.
- Requerimientos para maniobras de housekeeping:** Features radio buttons for 'Eléctrica' and 'Química', a 'Propulsor' dropdown, and 'UPS' checkbox. It includes fields for 'Motor/Sistema', 'Masa[kg]', 'Isp', and 'Consumo[kW]'. It also has sections for 'Maniobras Norte-Sur' and 'Maniobras Este-Oeste', each with 'Incremento de velocidad [m/s]' and 'Propulsor requerido [kg]' fields, and a 'Combustible total housekeeping [kg]' field.
- Requerimientos para maniobras de control de altitud:** Similar to the top section, with 'Incremento de velocidad promedio requerido [m/s]' and 'Combustible total control de altitud [kg]' fields.
- Masa total de propulsor:** A summary section at the bottom right with four rows of mass calculation fields: 'Masa total de propulsor', 'Masa total de turbinas, mangueras y conexiones', 'Masa total del subsistema de propulsion', and 'Masa seca del satelite'.

At the bottom of the interface are two large blue buttons: 'Limpiar' and 'Calcular'.

Conclusiones

Ante el constante y veloz avance de la tecnología satelital es necesario el desarrollo de herramientas que faciliten la tarea de realizar cálculos extensos minimizando así la cantidad de tiempo que se invierte en este aspecto.

A lo largo de esta tesis se recaban datos, formulas, conceptos, así descripción de componentes utilizados para la planeación de una misión espacial, enfocándonos especialmente en los tres subsistemas que consideramos de vital importancia en la misión, subsistema de comunicaciones, subsistema eléctrico y subsistema de propulsión, ya que estos subsistemas son los que tienen un mayor impacto en el presupuesto de más y costo final.

Esta tesis se enfoca en el uso de herramientas de programación, en este caso MATLAB, para el desarrollo del software, en el cual se hizo uso de diversas formulas matemáticas necesarias para el cálculo de masas de los subsistemas, costos, velocidades, arreglos del subsistemas de comunicaciones, consumos de energía de los tres subsistemas que en este software se manejan, así como el hecho de que se trata de facilitar al usuario el manejo de los parámetros que se toman en cuenta en el diseño de estos tres subsistemas en un satélite, dando al usuario las opciones de seleccionar dispositivos que se manejan comúnmente para el diseño de un satélite, como lo son amplificadores, transpondedores, combustibles, características de motores, celdas solares y baterías.

En esta tesis también se incluyo un capitulo relacionado a el manejo de MATLAB, enfocándonos especialmente en el desarrollo de interfaces gráficas de usuario que se pueden crear por medio de la herramienta GUIDE, que esta misma paquetería contiene, esto se incluyo para mostrar los diversos componentes que se pueden operar en una interfaz gráfica así como la manera en que se deben ligar variables, ventanas, resultados, etc.

Al comparar los resultados obtenidos con el software realizado y ejemplos que muestran presupuestos de diseño, obtenidos de diversos documentos, podemos concluir que este programa arroja resultados similares a los mostrados en los mismos, por lo que podemos mencionar que opera de una manera eficiente y apegada a los presupuestos reales además de que se pudo optimizar la vida útil del satélite y los costos utilizados en una misión espacial, lo que se puede verificar en la ventana donde se muestran los resultados.

Bibliografía

- Apuntes de clase de Sistemas de Radiocomunicaciones II, M.I. José Luis García García.
- Apuntes de clase de Proyecto de Investigación, Dr. Salvador Landeros Ayala.
- Space Mission Analysis and Design 3rd ed. - W. Larson, J. Wertz (Kluwer, 1999) WW.
- Satellite Communications Systems. Systems Techniques and Technologies 5th ed. G. Maral, M. Bousquet. Ed. Wiley 2009.
- Satellite Communications 3rd ed. Roddy, Dennis, 2001
- Satellite Communication Systems Engineering Wilbur L. Pritchard second edition
- Comunicaciones por satélite, Neri Vela Rodolfo, México 2003.
- Master In Space Technology Ángel Álvaro, Fernando Ortega, edición 2009.
- MST-2010-GEO-TN-002_rev[1]. Analysis of Design Alternatives & System Budgets. Issue 1.A. Azaola Miguel et al. 2010.
- MST-Technical_proposal_V2. Technical proposal as response to ITT from BSG. Multilingual Communication Satellite System. SWEAT Team. Revisión 1.0.
- Comunicaciones por Satélite, Maniobras orbitales (Puesta en órbita) , Ramón Martínez Rodríguez-Osorio, Miguel Calvo Ramón.
- MST- Telecommunication Satellites. Chapter 1. Álvaro Angel, Ortega Fernando. Thales Alenia Space. España 2009.

Internet

- <http://www.losporques.com/tecnologia/que-es-un-satelite-artificial.htm>
- <http://www.observatorio.unal.edu.co/paginas/docentes/satelite.html>
- science-edu.larc.nasa.gov/SCOOL/definitions.html
- http://www.cs.ucla.edu/classes/winter02/cs216/l1/hw/0116-rhw1-dueJan16/vat_leo.pdf
- http://catarina.udlap.mx/udla/tales/documentos/peredo_a_s/capitulo2.pdf

- <http://www.itu.int/ITU-R/asp/terminology-definition.asp?lang=es&rlink={AAAA0A84-2C79-4A12-AF3B-1AB05076E7BF}>
- <http://www.stk.com>
- <http://www.austrinus.com>
- <http://www.smad.com/about/smad3.html>
- <http://www.itu.int/net/about/itu-r-es.aspx>
- http://www.cs.ucla.edu/classes/winter02/cs216/l1/hw/0116-rhw1-dueJan16/vat_leo.pdf
- http://catarina.udlap.mx/udla/tales/documentos/peredo_a_s/capitulo2.pdf
- <http://www.smad.com/about/smad3.html>
- <http://www.todoelsistemasolar.com.ar/satelite.htm#satelitear>
- <http://www.quallion.com/sub-t-performance.asp>
- http://www.unicrom.com/art_BateriasLitiolon.asp
- <http://www.crisa.es/space/propulsionE.htm>
- http://www.upv.es/satelite/trabajos/sat_tv/orbita.htm
- <http://www.mathworks.com/products/matlab/>